



appunti
www.centroappunti.it

Corso Luigi Einaudi, 55/B - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 583

DATA: 17/07/2013

APPUNTI

STUDENTE: Rinaldi

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 STUDENTI E NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.

- **SAS** = SISTEMA STABILITÀ ARTIFICIALE
- **ATA 27** = COMANDI DI VOLO
- **ATA 22** = AUTOPILOTA eFMS
- **ATA 32** = CARRELLO
- **BRG** = BEARING
- **HDG** = HEADING
- **COG** = COURSE OVER GROUND
- **TOG** o **TRK** = TRACK OVER GROUND
- **DTK** = DESIRED TRACK
- **SOG** = SPD = SPEED OVER GROUND
- **VMG** = VELOCITY MADE GOOD
- **ETE** = ESTIMATED TIME EN-ROUTE
- **ETA** = ESTIMATED TIME TO ARRIVAL
- **XTE** = CROSS-TRACK ERROR
- **FMS** = FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM
- **FMGS** = " " & GUIDANCE SYSTEM
- **ADS** = AIR DATA SYSTEM
- **AF** = AUTO FLIGHT = FMGS
- **FMGS** = FGS + FMS o AFCS
- **QFE** = ALTEZZA
- **QNH** = ALTITUDINE
- **QNE** = UNESSO DI VOLO

$$\text{FGS} = \text{AP} + \text{YD} + \text{FD} + \text{A/THR}$$

↑ AUTOPILOTA ↑ YAW DAMPER ↑ AUTOMAETTA

17/03/2011

Corso di Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici
01FJZES
3^o Anno - Laurea in Ingegneria Aerospaziale

1 Introduzione al Corso

Paolo Maggiore – paolo.maggiore@polito.it
Marzo 2011

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

1

ORARIO
TORINO - I FACOLTA' DI INGEGNERIA -
CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE - TO - P.D. II Semestre - 2 Anno

	8.30-10.00	10.00-11.30	11.30-13.00	13.00-14.30	14.30-16.00	16.00-17.30
LUNEDI	TERMODINAMICA APPLICATA E TRASMISSIONE DEL CALORE - S PROF. CHIOPPINA			MECCANICA DEL VOLO - S AA-ZZ PROF. GUGLIERI		ELETTRONICA - S AA-ZZ PROF. REPETTO
MARTEDI		MECCANICA DEL VOLO - S AA-ZZ PROF. GUGLIERI		SCIENZA E TECNOLOGIA DEI MATERIALI - S AA-ZZ PROF. MONTANARO		
MERCOLEDI			ELETTRONICA - S AA-ZZ PROF. REPETTO	MECCANICA DEL VOLO - 180 AA-ZZ PROF. GUGLIERI		
GIOVEDI	TERMODINAMICA APPLICATA E TRASMISSIONE DEL CALORE - S AA-ZZ PROF. CHIOPPINA			STATISTICA - S AA-ZZ		STATISTICA - S AA-ZZ PROF. MAGGIORI
VENERDI		SISTEMI DI BORDO AERO-ELETTRICO-MECCANICI - S AA-ZZ PROF. MAGGIORI		STATISTICA - S AA-ZZ		

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

2

CORSO DI SISTEMI DI BORDO AEROSPAZIALI

04-03-2013

PROF. MAGGIORE

- 26 quiz senza perdita
- 1 domanda aperta fino a 2 punti
- 1 esercizio di calcolo fino a 5 punti

LIBRI FACOLTATIVI : di S. CHIESA - CUST

Aircraft Systems di MOIR - SEABRIDGE

DEFINIZIONE

- I sistemi di bordo intendono sottosistemi del sistema principale (aereo - satellite).

Per collegamenti possono intendere TUBI, CAVI o semplicemente connessioni che permettono scambi di materie, energia e informazioni.

Un singolo componente (VALVOLA) preso singolarmente non conta niente ma con il loro collegamento possono svolgere funzioni molto più importanti.

Il coordinamento è fondamentale per ottenere e raggiungere obiettivi e funzionali di livello gerarchico più elevate.

• SISTEMA PRIMARIO → VELIVOLO

→ SOTTO-SISTEMA → IMPIANTO IDRAULICO

→ COMPONENTE → VALVOLA, ATTUATORI

Un velivolo di qualsiasi categoria ha bisogno di un certo numero di sotto-sistemi di bordo $\approx 15 \div 20$. Tutti questi sottosistemi devono esistere nel SISTEMA PRIMARIO.

La complessità dei sottosistemi dipende dalla complessità del velivolo. Quello cui meno sistemi di bordo è l'ALLANTE ($\approx 9 \div 5$).

Un elenco sottosistemi può essere schematizzato con rettangoli che indicano singoli componenti o gruppi di componenti. Le frecce direzionali rappresentano uno scambio di materie, energia o informazioni.

17/03/2011

Modalità esame

Prova scritta, della durata di 1 ora.

Nessun esonero in itinere.

Nessuna prova orale integrativa.

Il compito consiste in:

- 24 domande con risposta a scelta multipla (risposta corretta = 1 punto, errore = 0 punti);
- una domanda aperta (fino a 2 punti);
- un semplice esercizio di calcolo, sulla falsariga di quelli svolti durante le esercitazioni in aula (fino a 5 punti).

Libri di testo

Dispense del docente, scaricabili gratuitamente dal portale della didattica.

Libri facoltativi

Libri di testo del prof. Sergio Chiesa stampati dalla editrice CLUT.

I.Moir, A.Seabridge, *Aircraft Systems*,
Professional Engineering Publishing Ltd, 2001

17/03/2011

Definizione

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

- 1) **Sistema**: ad es. il velivolo → funzione svolta: controllo dell'assetto.
- 2) **Sotto-sistema**: ad es. impianto idraulico → funzione svolta: azionamento comandi di volo. (INSERITA NEL SISTEMA PRIMARIO)
- 3) **Componente**: ad 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 sarà maggiore o minore secondo la classe del velivolo. Saranno così ridotti al minimo gli impianti di un aliante, "esasperati" al massimo gli impianti di un velivolo da combattimento, di un satellite o di un modulo spaziale abitato.

~ 20 sotto-sistemi PIÙ O MENO complessi in base alla tipologia del velivolo.

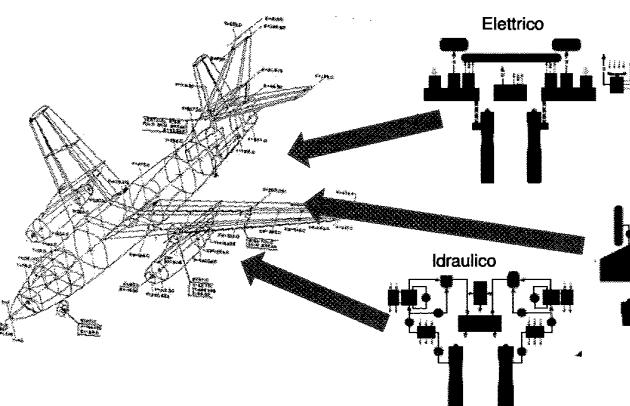
Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

9

Sistema a sotto-sistemi

STRUTTURA
e CUSCIO
DENTRO CU
SI RIPARTE Sono
I SISTEMI

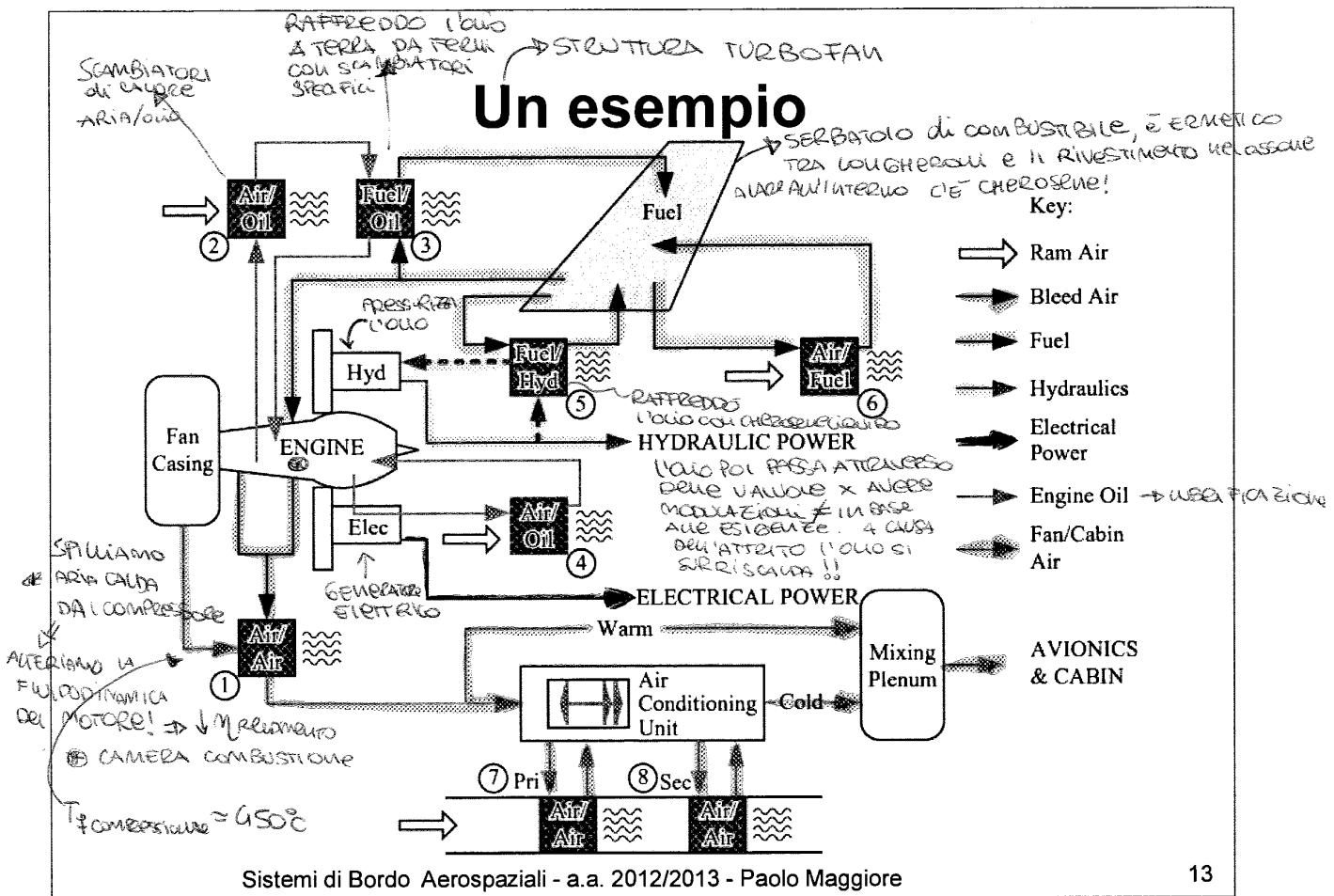
Sistema principale



Sotto-sistemi (impianti)

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

10

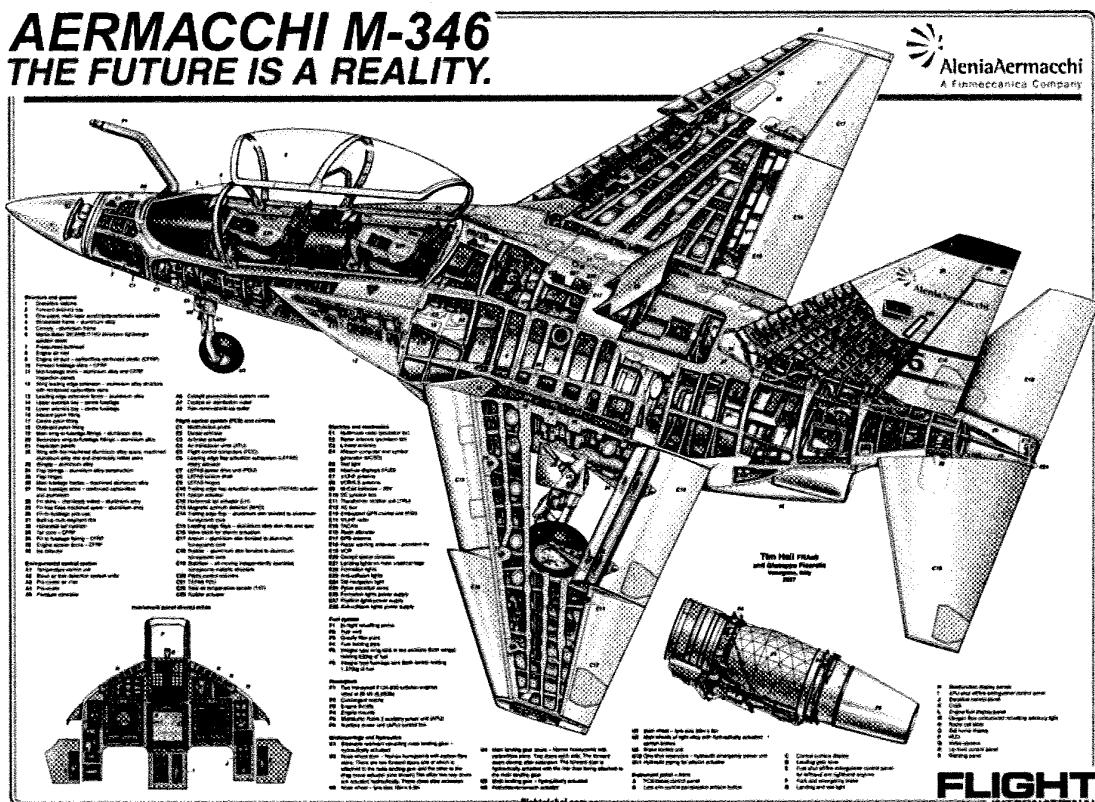


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

13

NB. X ASPORTARE CALORE DA UN FLUIDO CONVIENE USARE UN ALTRO FLUIDO!
⇒ RADIATORI A FLUIDO. SONO PIÙ PICCOLI ED È PIÙ "CONVENIENTE" DA METTERE NEL COMBUSTIBILE

AERMACCHI M-346 *THE FUTURE IS A REALITY.*



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

14

17/03/2011

Suddivisione del velivolo

Concettualmente un velivolo si può suddividere in due macroscopici sottoinsiemi:

Structures/Airframe → Cellula

Equipment

General Systems

1. Comandi di volo (Flight controls)
2. Carrello (Landing gear)
3. Sistemi di bordo (Systems)
4. Avionica (Avionics)
5. Propulsori (Power plant)

Sistemi di bordo aero-elettrico-mecanici

Autopilota

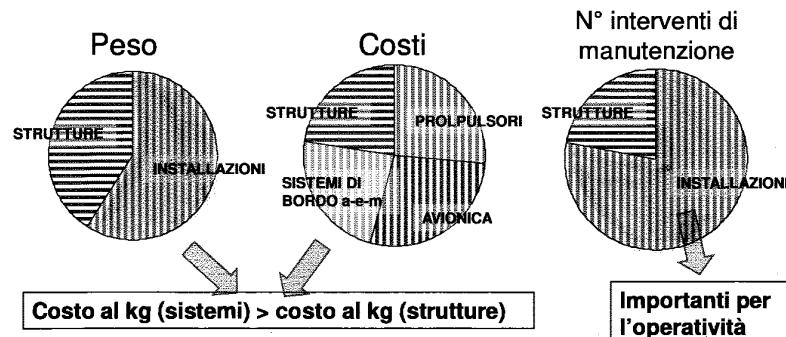
Cenni ai sistemi del propulsore

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

CE UNI AVE FUNZIONI
SVOGLIE, AVE ARCHITETTURE E AVE TRASMISSIONE DATI!
13

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 Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

14

17/03/2011

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.

HA A CHE FARLE CON QUESTI GRANI QUI UNI NESSUNO
SI SENTE "DOVERE" DI DIRE UN NUMERO "ACCETTABILE" \rightarrow CERTEZZA CHE NON
di MORTI !! \rightarrow NUMERO TRA 0 e 1 \rightarrow 1 = CERTEZZA CHE
ACCUSA UN EVENTO

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 Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

17

l'OPERABILITÀ (ambiente e condizioni operate) in FWE KANO
l'AFFIDABILITÀ del veivovo

VOCS = DEMO

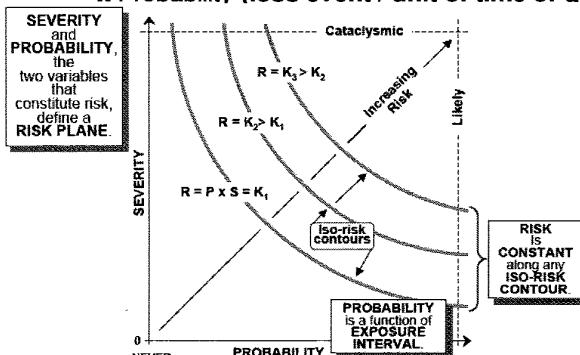
Sicurezza e affidabilità

Safety – freedom from unacceptable risk

Tolerable risk – risk which is accepted in a given context based on the current values of society.

Risk (**expected loss / unit of time or activity**)
= Severity (**expected loss / loss event**)

x Probability (loss event / unit of time or activity)



Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

18

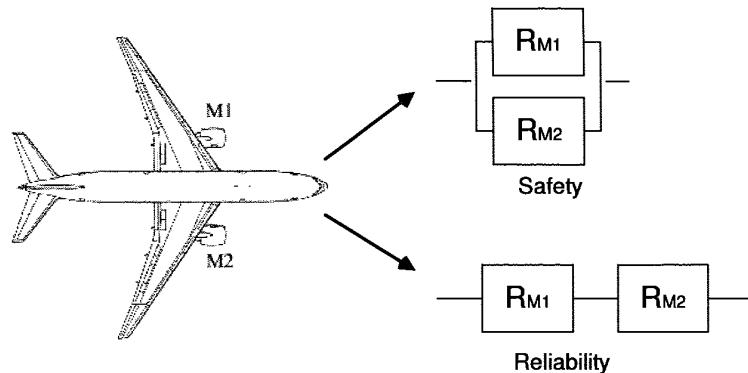
RISCHIO = PROBABILITÀ che accada un evento \rightarrow ^{RISCHIO} GRAVITÀ dell'evento

LA NORMATIVA "ACCETTA" SE IL RISCHIO È "ACCETTABILE".
 MOLTIPLICANDO LE DUE VARIABILI A PARITA' DI RISCHIO OTTENGO DELL'
 IPERBOLE $xy = \text{cost.}$ LA NORMATIVA DICE CHE IL RISCHIO È ACCETTABILE⁹
 DA UN CERTO VALORE IN GIÙ. SE SIAMO SOPRA DOBBIAMO MODIFICARE IL RISCHIO

17/03/2011

Sicurezza e affidabilità

RICORDARE LA DIFFERENTE VISIONE NEL PROGETTO
TRA AFFIDABILITÀ e SICUREZZA



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

21

SICUREZZA: Affinché il volo si interrompa è necessario che si guasti entrambi i propulsori

AFFIDABILITÀ: Affinché si debba intervenire per la manutenzione è sufficiente che si guasti uno qualsiasi dei due propulsori.

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; → MORTE
- impianto di pressurizzazione; → SVEGLIMENTI e/o MALESSENI
- impianto di condizionamento. → DISAGI USCI !

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

22

11

- Nelle macchine spaziali ~~ma~~ deve trascurare le radiazioni cosmiche a cui sono soggette che possono determinare i materiali preconcettati e/o danneggiare in tali sistemi elettronici.
→ Particelle nucleari danneggiano i transistori.

17/03/2011

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 veicolo 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.

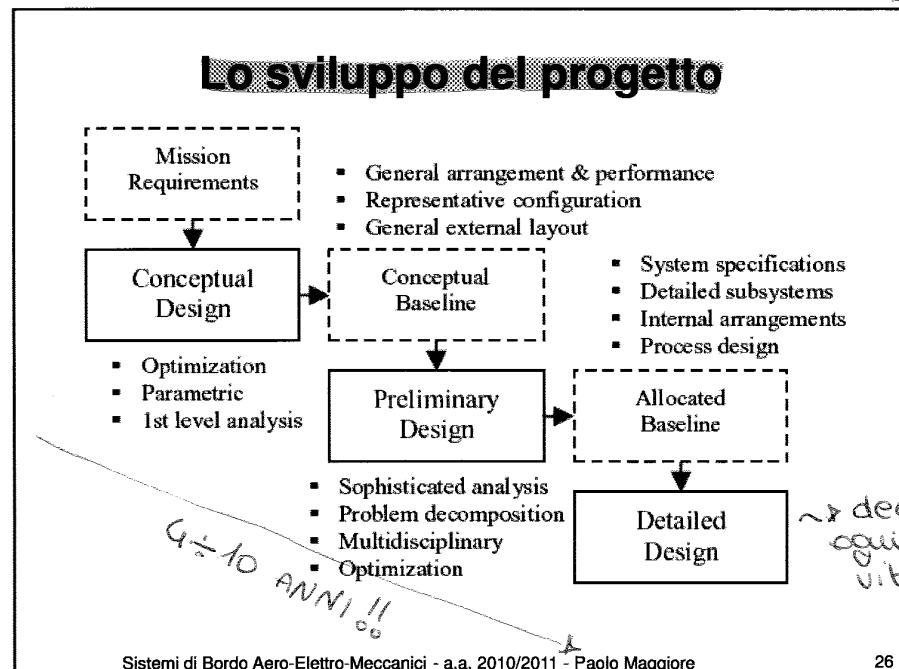
- l'ACQUA nei tubi soggetti ad accelerazioni diventa molto più pesante
→ se la parola ~~l'acqua~~ è di miseria x queste condizioni possono avere conseguenze catastrofiche!
- Per lubrificare nel vuoto gli alii si trasformano in gas → deve uscire il DISALVIO di Malibruno = ASSenza di ATMOSFERA non è trasferibile

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

25

design = Progett

Lo sviluppo del progetto



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

26

È un processo molto complicato e per niente banale!

Le aziende sviluppano meno in casa e delegano altre aziende esterne per i componenti!!

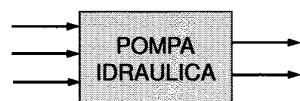
17/03/2011

Progettazione sistematica

- Aziende **COMPONENTISTICHE** si specializzano nel realizzare alcuni componenti e/o parti di un impianto, alcuni dei quali possono richiedere competenze specifiche o tecnologie anche molto avanzate.
- Aziende **SISTEMISTICHE** (ad esempio quelle aeronautiche) realizzano il **sistema come integrazione di componenti considerati come "scatole nere", ossia definiti solo a livello di interfaccia**:

Ad esempio, per una pompa sarà necessario definire:

- portata max di liquido
- pressione di mandata
- pressione di ingresso
- potenza meccanica richiesta (coppia e numero di giri)
- ingombri e peso
- flangia di collegamento all'albero di potenza
- tipi di attacco per i vari tubi
- tipi di fissaggio alla struttura
- rumore accettabile
- strumentazione
- tasso di guasto ammesso
- etc... etc...



Devo dare anche requisiti
di ingombro e peso; e RUMORE;
TASSO DI GUASTO.
Sì! Sì!

...POI, COME DEBBA ESSERE FATTA ALL'INTERNO TALE POMPA E'
COMPITO DEL "COMPONENTISTA"!!!

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

29

Da all'azienda le specifiche di sviluppo, i requisiti in ingresso e in uscita. → Sarà l'azienda poi a risolvere i problemi di sviluppo.

Se il fornitore vuol da l'oggetto con forze con le specifiche lo posso chiedere → se no → se no → **Progettazione sistematica**

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

- 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 le 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; → PART NUMBER → è la CTI de componenti usata a tutta la azienda.
- 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.

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

30

SIAMO IN AMBITO
MULTIDISCIPLINARE
QUA E DIFFICILE
RISOLVERE IN
MODO ANALITICO

X i componenti
de forze fuori
Si emette R.F.P.
con le specifiche
di progetto!!

↓
X problema di
manutenzione

↓
I e SERIAL
NUMBER
IDENTIFICA
VOTTI DI 15
COMPONENTI
DIFETTOSI
dello stesso

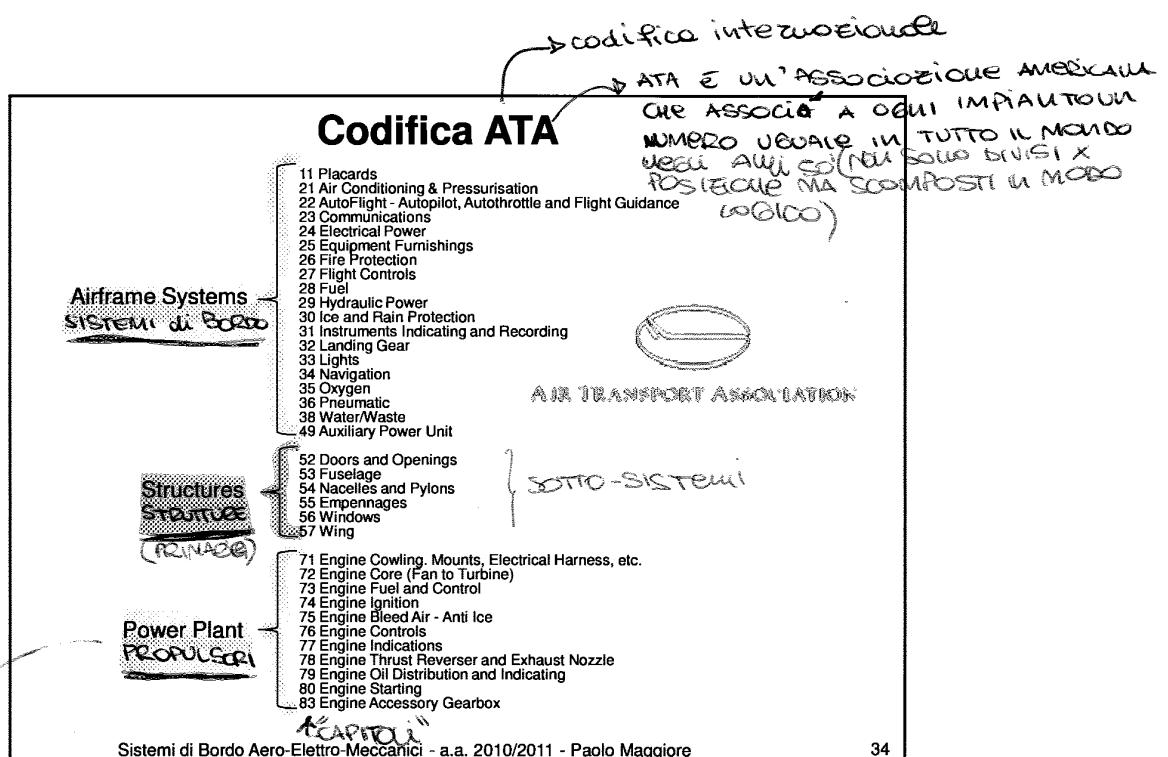
17/03/2011

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.

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

33



In genere la propulsione è svindalata dalla costituzione del resto degli impianti.

17

• RICORDAMI AI PRINCIPI DI FISICA

06-03-2013

Nei nostri impianti non facciamo altro che trasferire potenza nei diversi modi ammessi dalla fisica.
Su un aereo ho movimenti lineari e rotativi, quindi ho velocità lineari e rotative e quindi potenze.

In genere ho una pompa che crea pressione sull'olio che viene trasferito dai tubi: il fluido ci permette di trasportare potenza.

- **GRANDEZZA INTENSIVA**: ci dà una sorta di livello di energia trasportata (ci dice a che livello energetico è usato il vettore)

- **GRANDEZZA ESTENSIVA**: indice di quanto vettore energetico utilizziamo.

Il prodotto delle due grandezze ci dà una potenza.

VETTORE ENERGETICO \Rightarrow mezzo di trasferimento di energia (es. fluido o elettrone...)

• PRINCIPIO DI PASCAL

Esercitando una piccola pressione su una piccola parte di fluido contenuto in un recipiente chiuso, tale pressione si distribuisce ovunque in modo uniforme

• EQ. CONTINUITÀ \rightarrow conservazione della materia

• CONSERVAZIONE DELL'ENERGIA

Nei fluidi ho diverse forme di energia prima tra tutte abbiamo l'ENERGIA CINETICA, POTENZIALE, PRESSIONE, INTERNA

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 ρ la densità, sarà:

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

MASSA VOLUMICA!

Energia potenziale \rightarrow MATERIA in UN CAMPO GRAVITAZIONALE.

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:

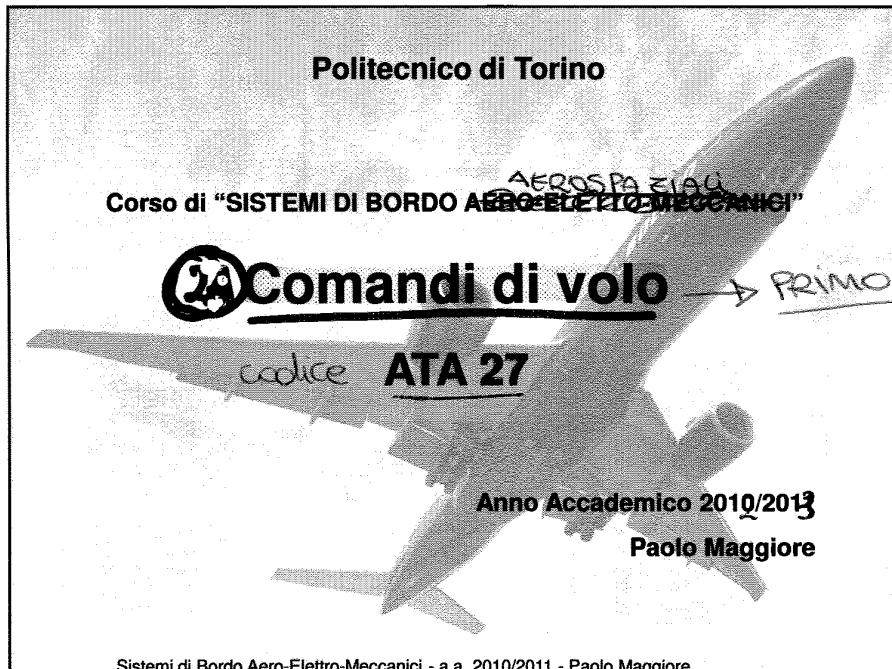
$$E_z = \rho g z$$

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:

$$E_p = p$$

07-03-2013



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 → <i>aggiungerà tutto ciò di cui parleremo</i>
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 Aero-Eletto-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

2

ANNI 60
TRASMISSIONE
MECCANICA

ATTUALMENTE
TECNOLOGIE
MODERNE

Evoluzione comandi di volo

di governo oricofate

1. Comandi di volo reversibili. Superficie (mobili distinte) per permettere il controllo di rollio, beccheggio e imbardata, con trasmissione della potenza meccanica direttamente per via manuale.
2. Aumento del numero di superfici controllate (ipersostentatori, aerofreni, spoiler, timone in più segmenti, ecc..)
3. Introduzione dei comandi di volo potenziati per via idraulica: grossi velivoli e alte velocità di volo.
4. Sistemi di controllo attivi: sistemi automatici che operano in modo automatico la stabilizzazione delle caratteristiche aeromeccaniche del velivolo.
5. Comandi di volo di tipo Fly-by-wire e Fly-by-light.

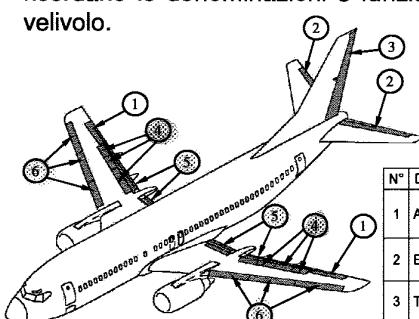
5

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

*ESTENDENDO ANCHE
QUESTO SISTEMA AI
COMANDI DI VOLO
SPOSTANDO*

Comandi di volo classici

In modo preliminare, introducendo il discorso sui comandi di volo, si ricordano le denominazioni e funzioni delle diverse superfici mobili di un velivolo.



N°	Denominazione	Funzione	Note	Classificazione
1	Alettoni	Creare momento attorno all'asse x	Superficie congiunte con azionamento anti-simmetrico	Comandi di volo primari
2	Equilibratore	Creare momento attorno all'asse y		
3	Timone	Creare momento attorno all'asse z		
4	Spoiler (flight spoiler)	Creare aumento di resistenza e diminuzione di sostentazione	Possono agire, azionati su una sola semiala, come comandi primari integrando gli alettoni e/o azionati simmetricamente, come aerofreni.	
5	Ipersostentatori di bordo di fuga	Creare aumento di sostentazione		Comandi di volo secondari
6	Ipersostentatori di bordo d'attacco			
7	Aerofreni (airbrakes or ground spoiler)	Creare aumento di resistenza		

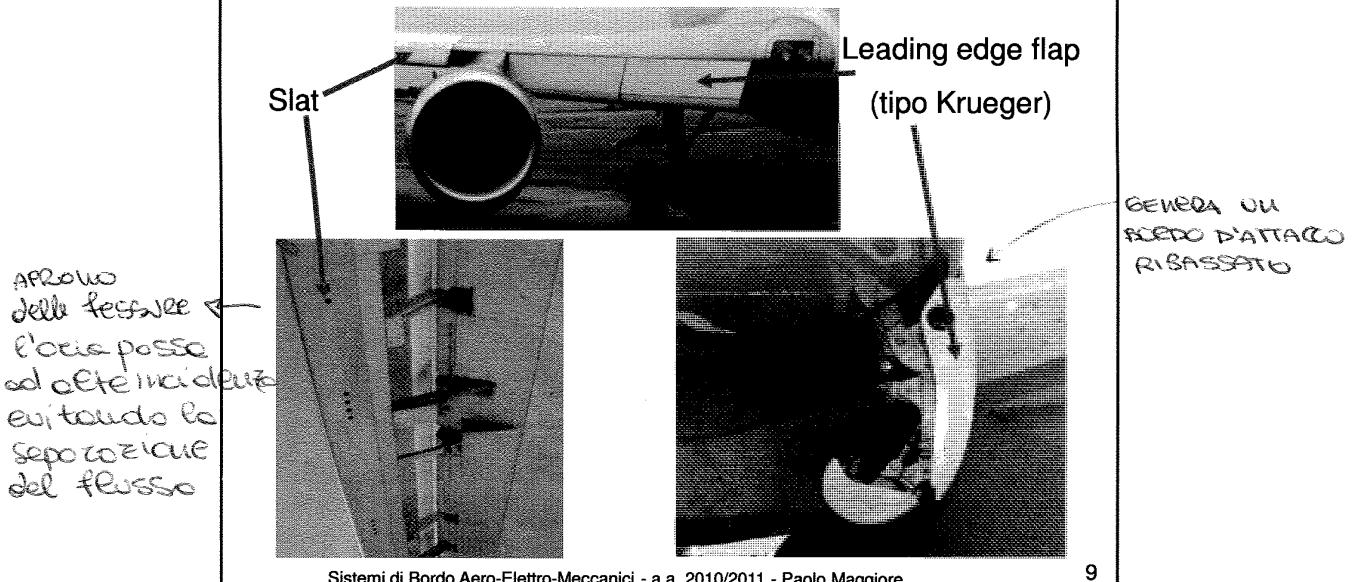
*CREANO
→ MOMENTI
X CAMBIARE
ASSETTO*

*SIÀ COME
PRIMARI CHE
SECONDARI
CAMBIANO Q
→ e CO PER
ADEGUARE
L'ASSETTO CHE
VOGLIO*

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

6

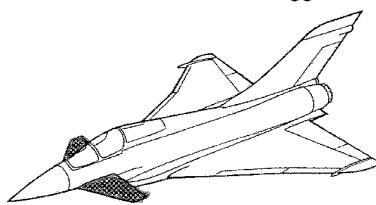
Boeing 737: bordo d'attacco



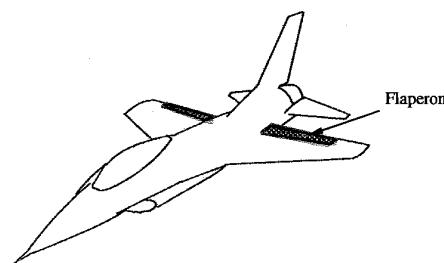
Entrambi permettono all'aria di aggirare meglio l'ala ad alte incidenze x evitare separazione.

Comandi di volo particolari (1)

Controllo addizionale di beccheggio con "canard"



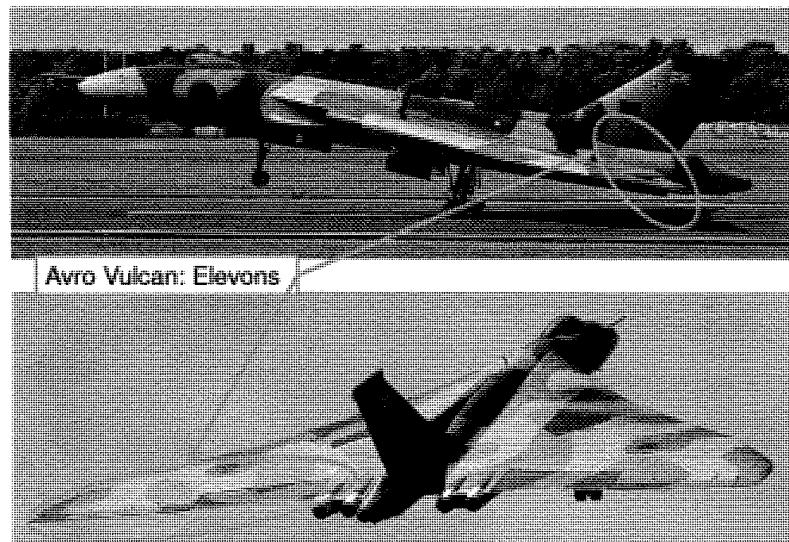
Flaperons (flap – alettoni, a comando indipendente)



→ integrano le funzioni di FLAP e ALETTONI

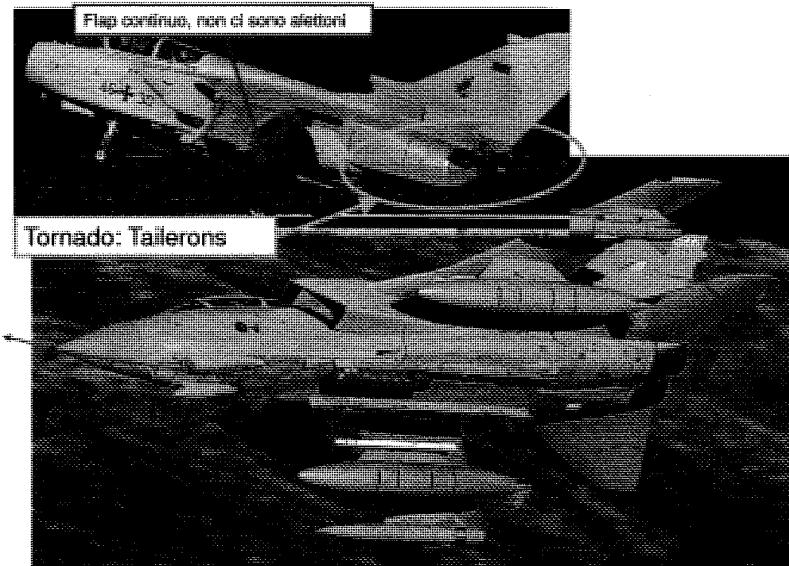
↓
se si usa in modo simmetrico

→ ruotano verso il basso o l'alto



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

13

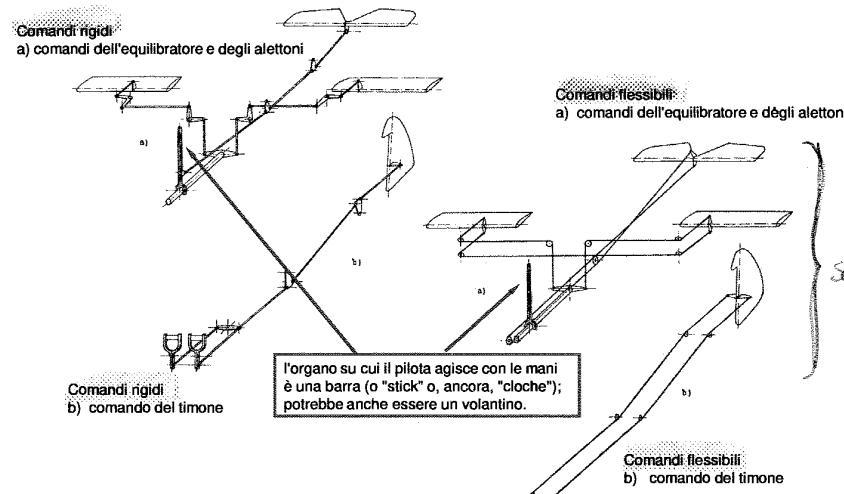


Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

14

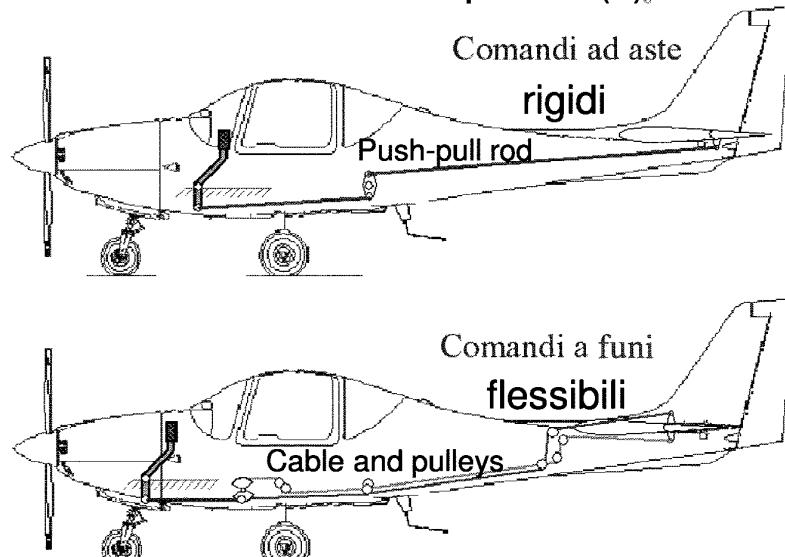
Comandi di volo primari (1)

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



17

Comandi di volo primari (2)



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

18

Possano anche essere "MISTI".

X

Comandi reversibili

Nella figura è schematizzata una linea di comando longitudinale reversibile con la quale il pilota è impegnato in una manovra di richiamata, tirando a sé la barra.

Il momento di cerniera M_c viene equilibrato dalla forza F'' esercitata dal braccio del pilota. Imponendo l'equilibrio alla rotazione attorno alla cerniera dell'equilibratore si ottiene:

$$M_c = b' \cdot F'$$

La forza F' si trasmette lungo la linea di comando fino all'estremità inferiore della barra.

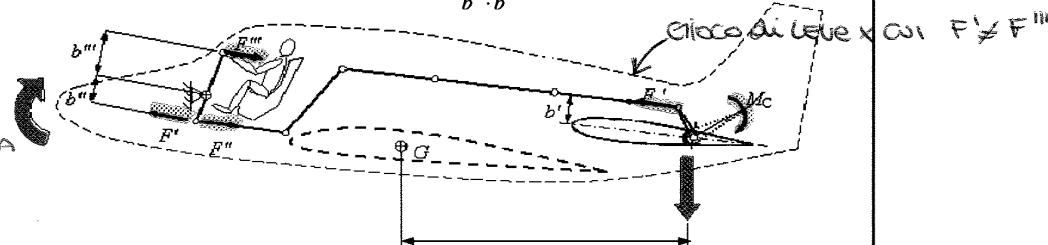
Dall'equilibrio alla rotazione nella cerniera di collegamento della barra con la fusoliera si ottiene:

$$F'' = \frac{b''}{b'' \cdot b} F''$$

essendo F'' la forza, applicata alla barra, che per il principio di azione e reazione si oppone a F' . Da queste considerazioni si ottiene:

$$F'' = \frac{b''}{b'' \cdot b} M_c$$

VOLATO
AUMENTARE
L'INCIDENZA



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

21

(CONNESSIONE CAUSA - EFFETTO!) \Rightarrow con GIOCHI DI LEVE!

ESAME DOM. APERTA!!

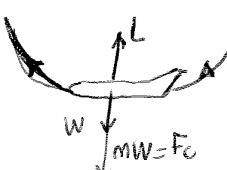
X

Sforzo sui comandi: bilanciamento statico

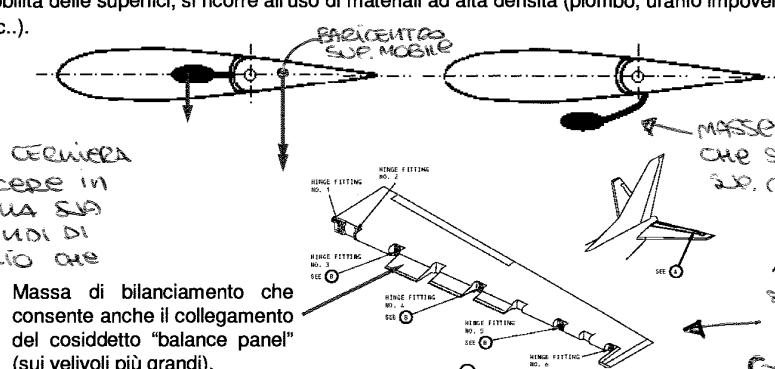
Nelle due figure precedenti, come si nota, non compare il contributo del peso della superficie mobile al momento di cerniera, assunzione giustificata dall'impostazione della coincidenza del baricentro della superficie mobile con l'asse di cerniera.

Questo fatto si ottiene tramite la cosiddetta compensazione statica, ottenuta disponendo delle opportune masse di bilanciamento. In tal modo lo sforzo sui comandi è sgravato delle reazioni inerziali, molto fastidiose soprattutto durante le manovre e che possono indurre oscillazioni del moto delle superfici durante il volo.

Per ridurre l'ingombro delle masse di bilanciamento, garantendo la sufficiente ampiezza della mobilità delle superfici, si ricorre all'uso di materiali ad alta densità (piombo, uranio impoverito, ecc.).



ANCHE IL MOMENTO DI CERNIERA
TENDEREbbe A CRESCESSERE IN
MODO CONTROARIO ALLA SUA
AZIONE \Rightarrow NEI COMANDI DI
VOLO PRIMARI RISCHIO CHE
LA FORZA DIVENTA
TOSI GRANSA CHE
NON RIESCA A
GESTIRE IL VELICO



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

22

OPERAZIONE CHE PORTA
IL PESO SUPERFLUO
MOBILE IN CORRICA DELL'
ESTREMA DI CERNIERA
DELLA SUPERFICIE
TERRA SVILUCCANDO LA
FORZA CHE SCELTE IL PIOMBO
SULLA CLOSCH DAL PESO PENS

PRINCIPALMENTE
HO QUESTO PROBLEMA
MA SU QUALUNQUE
TERRA E ALTRE

(NO TIMONE XONE
HO PICCOLE ACCELERAZIONI
LATERALI)

ATTUALMENTE LE MASSA
SONO STATE INTEGRATE
COL BECCHE DI
MATERIALI MOLTO DENS
(= TUNGSTENO)

ATTUALMENTE LE MASSA
SONO STATE INTEGRATE
COL BECCHE DI
MATERIALI MOLTO DENS
(= TUNGSTENO)

11

Al momento di cominciare devo aggiungere un momento dovuto
al fatto che il baricentro si trova dietro all'asse di cerniera
rendendo il comando ASIMMETRICO. In volo con manovre
l'effetto aumenta in modo proporzionale al fattore di cattura
a contingenza (nel volo VAI MILITARI M SONO EDUCATI!!)

Vedi pag 13

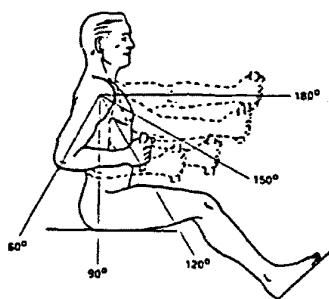
MIL-HDBK 1797B

INCH-POUND

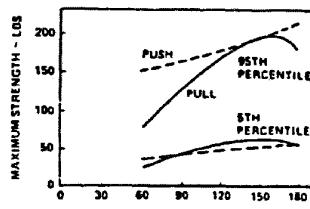
MIL-HDBK-1797
19 December 1997
SUPERSIDING
MIL-STD-1797A
28 June 1995

TABLE XVI. Maximum forces exerted on aircraft control stick (lb) by men and women (AFAMRL-TR-81-39).

CONTROL STICK DIRECTION	MEN			WOMEN		
	PERCENTILE			PERCENTILE		
	5TH	50TH	95TH	5TH	50TH	95TH
Stick Forward (Push)	93	123	165	46	87	109
Stick Back (Pull)	64	85	106	48	52	64



a) Physical Layout



b) Upper Arm Angle vs
Maximum Strength



SE SIA MOVIAMO IN CROCIERA E MUOVIAMO
UN CLOSCHE L'EFFETTO DERIVATO
DELLA FORZA NON SI PUO' PREvedERE SOLO
DALLA POSIZIONE MA ANCHE DALLA
VELOCITA' CON CUI IL PILOTA
PORTA LA BARRA IN QUELLA
POSIZIONE!

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

24

MIL-HDBK 1797B

It was decided that the major differences in the desired maneuvering forces between fighter aircraft and transports are due to the type of controller, in addition to aircraft Class. The effects of aircraft class (really a grouping of types of missions) seem to be adequately described by limit load factor, through the $K/(n_L - 1)$ formulas of MIL-F-8785C. In addition, however, there are several arguments for having different maneuvering forces for centerstick and wheel controllers. For example, the lower limits on maneuvering forces must be higher with a wheel control because the pilot's arm is usually unsupported, whereas the pilot has very good vernier control with a centerstick even with light forces because his forearm is partially supported on his thigh. In any case, pilots seem to agree that they cannot maintain the precision of control with a wheel that they can with a stick, and that the maneuvering control forces should be higher for the wheel.

TABLE XVII. Pitch maneuvering force gradient limits.

Level	Maximum Gradient (F_y/n) _{max} lb/g	Minimum Gradient (F_y/n) _{min} lb/g
a. Center stick controllers		
1	240/(n/α) but not more than 28.0 nor less than 56/(n _L - 1) [*]	The greater of 21/(n _L - 1) and 3.0
2	360/(n/α) but not more than 42.5 nor less than 85/(n _L - 1) [*]	The greater of 18/(n _L - 1) and 3.0
3	56.0	The greater of 12/(n _L - 1) and 2.0
* For n _L < 3, (F _y /n) _{max} is 28.0 for Level 1, 42.5 for Level 2.		

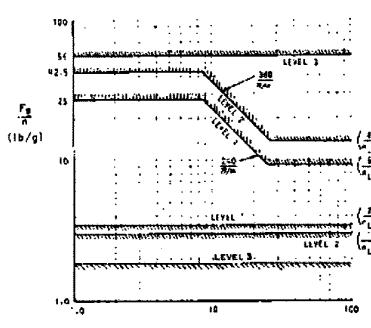


FIGURE 100. Elevator maneuvering force gradient limit center-stick controller, $n_L = 7.0$.

Level	Maximum Gradient (F_y/n) _{max} lb/g	Minimum Gradient (F_y/n) _{min} lb/g
1	500/(n/α) but not more than 120.0 nor less than 120/(n _L - 1) [*]	The greater of 35/(n _L - 1) and 6.0
2	775/(n/α) but not more than 182.0 nor less than 182/(n _L - 1) [*]	The greater of 30/(n _L - 1) and 6.0
3	240.0	5.0

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

25

- La FORZA non dipende solo DALLA POSIZIONE MA ANCHE DALLA VELOCITÀ con cui il PIROTA SPosta la CERNIERA, che a SUA VOLTA è PROPORZIONALE ALL'INTENSITÀ DELLA MANOVRA e quindi AL FATTORE DI CARICO.
- RAPIDITÀ MANOVRA $\uparrow \Rightarrow M \uparrow \Rightarrow$ FORZA SU COMANDO \uparrow

• Gli Sforzi in BARRE Devono CRESCERE LEGGEREMENTE all'aumentare di M x MIGLIORARE LA GUIDA DANDO UN'INFORMAZIONE IN PIÙ! (NELLA

MANOVRA DI
BRECHEGGIO
QUESTA INFO È
PONDERATRICE)

Compensazione aerodinamica

Ricordando le:

$M_c = C_{mc} \frac{1}{2} \rho V^2 S c$

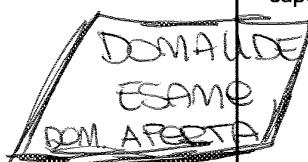
$$C_{mc} = k_o + k_a \alpha + k_d \delta$$

$$F'' = \frac{b''}{b'' \cdot b'} M_c$$

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)

→ COEF. DI MOMENTO DI CERNIERA

→ ≠ DAL BILANCIMENTO
STATICO DEI COMANDI
DI VOLO

DAL BILANCIMENTO

ESSA SERVE X
RIDURRE LO
SFORZO SCALPI
ECI CONCOR

RENDE PIÙ
ADATTO ALLA
GUIDA DEL PILOTA

PER VOLI GRANDI
E ALTE VELOCITÀ

RENDE PIÙ
DEVOLTE
LO SFORZO DEL
PILOTAGGIO IN
BASE AGLI STANDARTI

→ RIDUCE LO
SFORZO
AERODINAMICO

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

25

con il BILANCIMENTO STATICO HAVEMMO SPOSTATO IL G della SUPERFICIE MOBILE coincidente con l'ASSE DELLA CERNIERA \Rightarrow QUESTO HA COME SVANTAGGIO IL FATTO CHE PERDO LA PERCEZIONE DI FORZA DONATA AL FATTORE DI CARICO.

Becchi di compensazione

Becco di compensazione

Stabilizzatore

Equilibratore

VEOLI PIÙ
VEOLI CON
MENO PRESTAZIONI

ASSE DI
CERNIERA

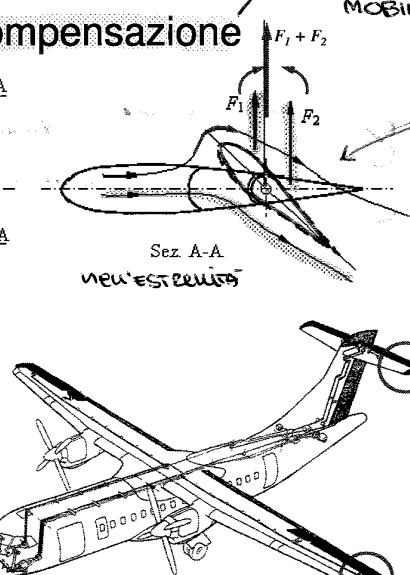
• M_c PERDE DIPENDE
SOLAMENTE DA F_2 O DA ANCHE
DA F_1 ...

Quando DEFLETTI LA
SUP. MOBILE CREA
UN MOMENTO DI
CERNIERA AUTOREGOLANTE
CREATO DA SOLI
BECCHI!!

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 Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore



→ AUMENTO DELLA
VELOCITÀ \Rightarrow
INCREMENTO
ENERGIA KINETICA
(ES. VEL.) \Rightarrow RIDUZIONE
PRESSIONE

$F_1 < F_2$

• F_1 È GENERATA
DALL'AUMENTO
DI VELOCITÀ
SUPERFICIE

• F_2 È GENERATA
DA AUMENTO IN VEL.
DI VELOCITÀ
IN FERRO

SCATO AUMENTATO
LE PARTI MOBILI!

26

• F_1 e F_2 hanno tracce opposte \Rightarrow MOMENTI DISCORDI!

• In genere si fanno prove sperimentali x capire se e quando la compensazione è EFFICACE.

• I becchi hanno senso solo se i comandi sono REVERSIBILI, cioè quando è in FORZA UNA DIREZIONE CHE ARRIVA DIRETTAMENTE ALLA SX FIDIE ED ESSA REAGISCE!

13

- Quando muoviamo una fune la si appoggia a una o più puleggi x deviare la linea di cammino al fine di raggiungere la superficie mobile ~~che ha~~ ^{che ha} superficie primaria. La puleggia è fissata con un perno \Rightarrow se la tensione cresce eccessivamente \Rightarrow R delle 2 forze schiaccia il cuscinetto compriendolo in direzione radiale \Rightarrow aumenta il momento volcente del cuscinetto stesso \Rightarrow aumenta coppia di attrito volcente x del cuscino \Rightarrow aumento cuscino!!

Comandi a funi: requisiti

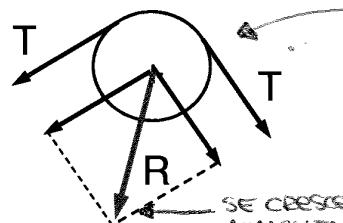
NB

- Se la T la cui è sufficiente ho lo "scorrimento" \Downarrow

T deve essere ne troppo (attrito) ne troppo poa!!

- Tenditori e regolatori di tensione per recuperare i laschi nella linea di comando e garantire il mantenimento del valore corretto della tensione nelle funi, evitando attriti eccessivi.

Più cresce la tensione T nelle funi più crescono le risultanti sul perno delle puleggi o delle leve, con aumento dell'attrito volcente che, sommandosi a quello di tutte le puleggi e leve, può portare ad un indurimento eccessivo del comando.



PER EVITARE CHE "SCARROCCIO" LA FUNE DEVO ANDARE CON UNA MINIMA TENSIONE!

SE CRESCE T BISOGNA AUMENTARE R
L'ATTRITO VOLVENTE DEL CUSCINETTO

SE T AUMENTA AUMENTANO LE COPPIE DI ATTRITO VOLVENTE CHE SOMMATE X OGNI CARRUCCIO SONO PIÙ TRASCRIBBIBILI

- Disaccoppiamento dalle oscillazioni a frequenze principali della struttura del velivolo o indotte dai motori (specialmente elicotteri).

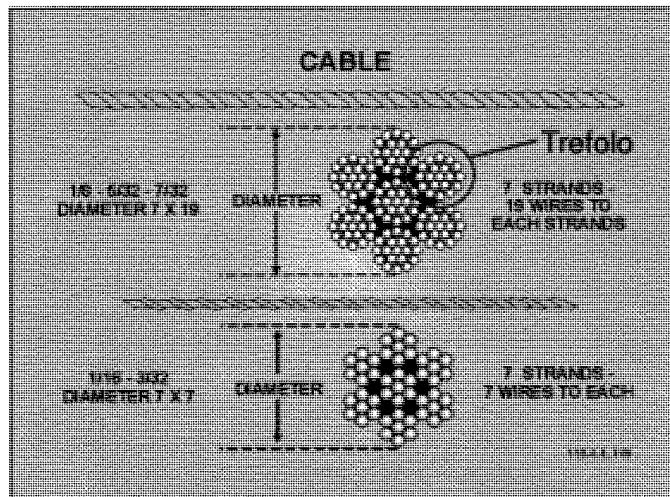
Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

29

Nel solo
in alluminio
che è tenero
e non è resistente!!

Funi

A seconda del valore della tensione massima si scelgono funi normalizzate di opportuno diametro. Le funi sono realizzate avvolgendo ad elicica un certo numero di trefoli costituiti ciascuno da fili di acciaio.



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

30

PER RESISTERE ALLA TENSIONE
DEBBOLO ESSERE ROBUSTO
ESSERE SOLO SOLO
ED ESCLUSIVAMENTE
IN ACCIAIO (VIA
PER POCHE PEZZI
FATTI IN ACCIAIO)
ESSERE SOLO TENUTE
COME INTERCALI
SOTTRATTI DI FUI
DI ACCIAI TATIVA
CHE SONO VERSO
RACCOLTI IN
TREFOGLI.
I TREFOGLI
VENGONO SEPARATI
CON UNA
GUAINA IN
MATERIALE ORGANICO



- Perlopiù impregnate di oli lubrificanti!
- La fune viene poi fatta in modo elicoidale x aumentarne l'elasticità.
- Funi più grosse \Rightarrow funi più resistenti \Rightarrow la scelgo in base al tipo di velivolo. La fune lavora a livelli molto più bassi della sua resistenza. Esse sono standardizzate nelle dimensioni.
- La rottura di un filo di acciaio provoca la fuoriuscita di una specie di

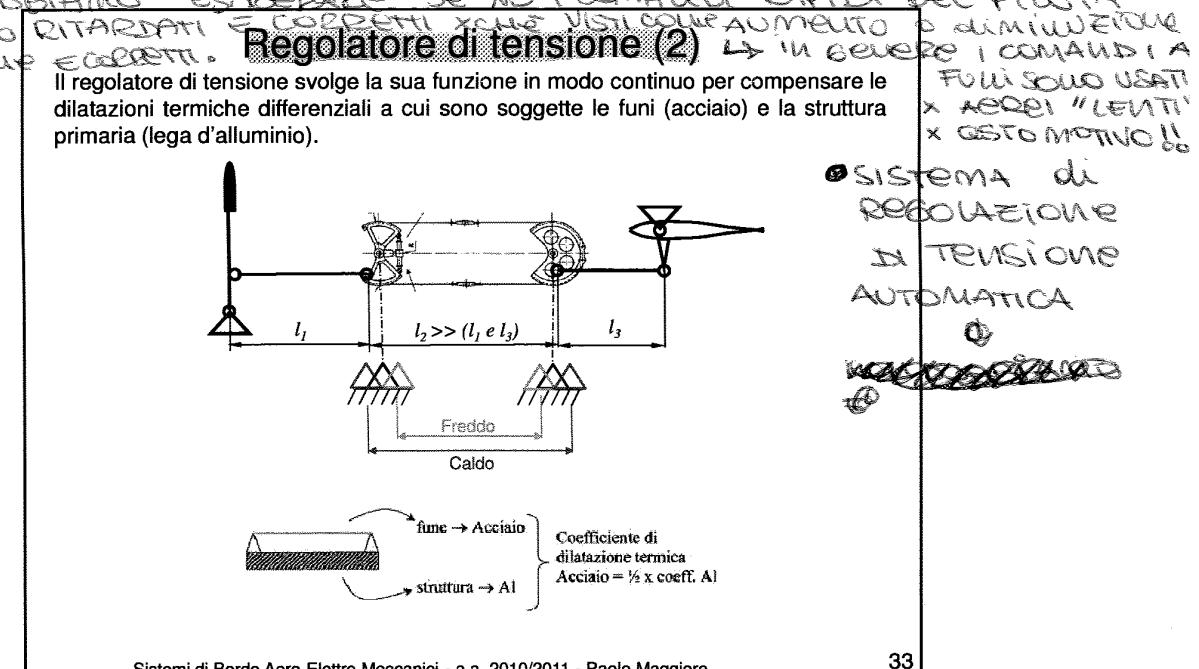
15

SE l'ELICA È AVVIAITA SCHIACCIANDO SULLE ESTREMITÀ RUSSO FAR RUOTARE. → TROTALE (SE SCHIACCIO L'ELICA RUOTA E LE DUE ESTREMITÀ SI AVVICINANO, DOPO UN CERTO PUNTO LA MOLLA BLOCCA LO SCHIACCIAMENTO) → TROTALE TESENSE. SE LA TESENSE AUMENTA I DUE PUNTI SI AVVICINANO → TESENSE DIMINUISCE I DUE SETTOREI SI ALLONTANANO → TESENSE AUMENTA → TROTALE

- NOI POSSIAMO ESAGERARE SE NO I COMANDI LAPI DI DEL PILOTA VENGONO RITARDATI E CORRETTI XCHE VISTI CON L'AUMENTO DI TESENSE E CORRETTI

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).

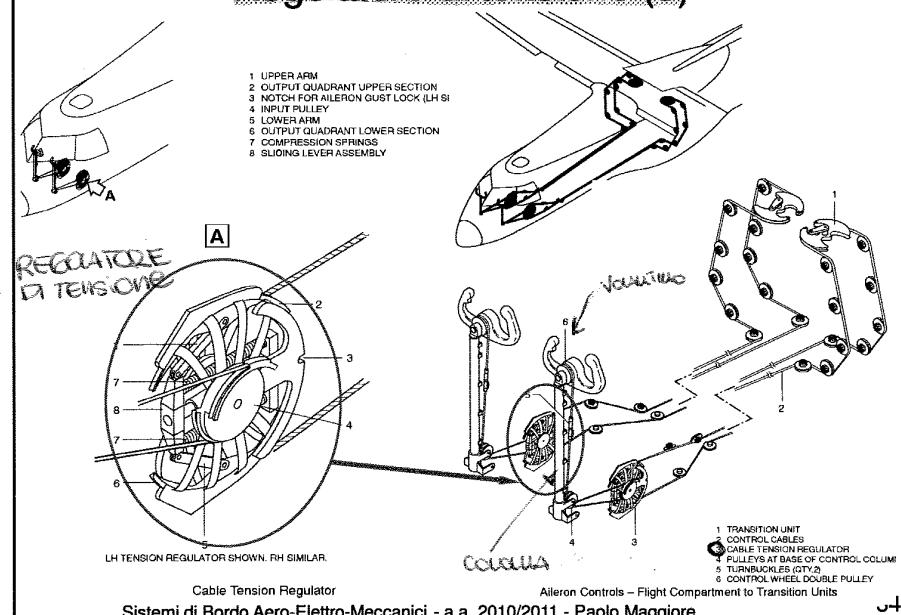


Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

33

RiASSUMENDO: Se la tensione aumenta le due estremità vengono schiacciate → l'elica gira facendo così diminuire la tensione
Se la tensione ↓ → la molla ricondiziona spingendo le due estremità verso il centro aumentando → AUMENTA LA TENSIONE!

Regolatore di tensione (3)



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

34

11-03-2013

Nei comandi di volo rigidi le vantaggio principale è che ha 1 solo cavo sia x "tirare" che x "spingere". le aste rispetto alle loro sono + robuste ma devono comunque essere dimensionate in modo opportuno. Allo stesso tempo le aste sono soggette a fenomeni di fatica \Rightarrow è + difficile capire quando sono da sostituire!

Comandi ad aste: requisiti

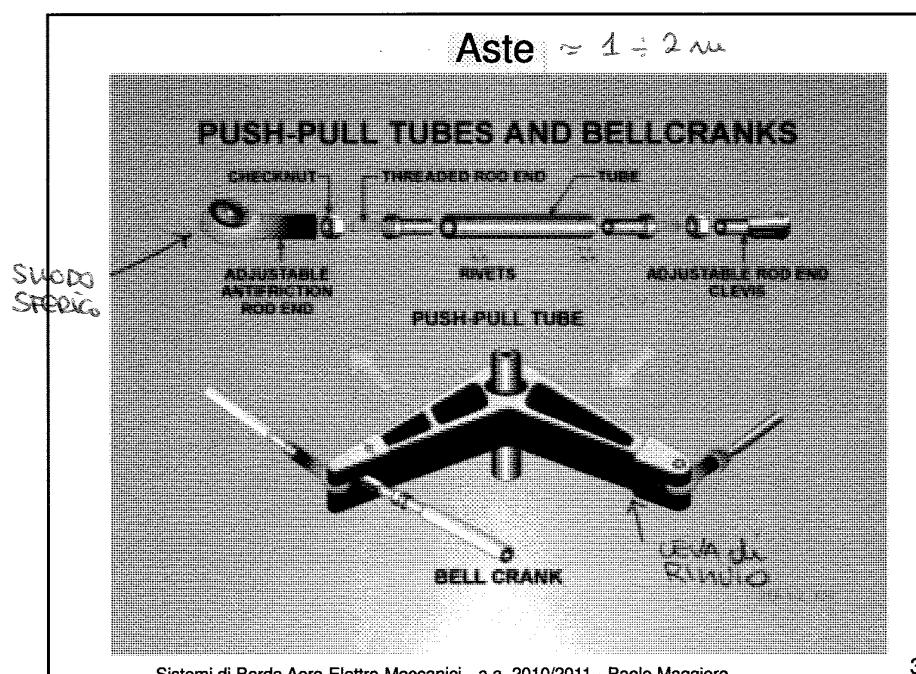
- Rigidezza, per evitare deflessioni durante il volo
- Presenza di snodi sferici per permettere il movimento delle aste su piani sghembi
- Stabilità dell'equilibrio elastico ai carichi assiali:

$$P = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{\lambda^2}$$

carico CRITICO
 ↓ dimensionamento
 OPPORTUNO DELL'ASTA

(E = mod. Young, I = mom. inerzia, λ = lungh. riferimento)

- Disaccoppiamento dalle oscillazioni a frequenze principali della struttura del velivolo o indotte dai motori (specialmente elicotteri).



COMPENSAZIONE AERODINAMICA = TRIM
 * delle compensazione aerodinamica !!
 ↴ Entrambe sono fatte con "Aletta"

DOMANDA APERTA!!

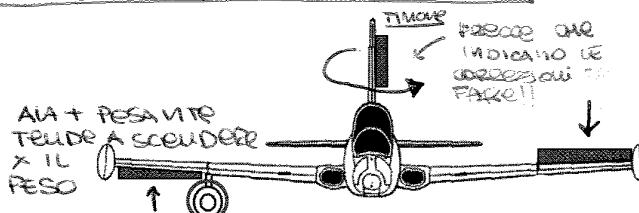
Trim

puoi ridurre!!

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 volantino) 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.

A CAUSA dello
Aerodinamico
essere tende
anche ad
ADRETRARE



condizione di
volo che perdura
nel tempo grazie
a RIZZATA DA
ASIMMETRIA
AERODINAMICA!

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 correttrice o, nel caso di impennaggio orizzontale, di stabilizzatore a calettamento regolabile.

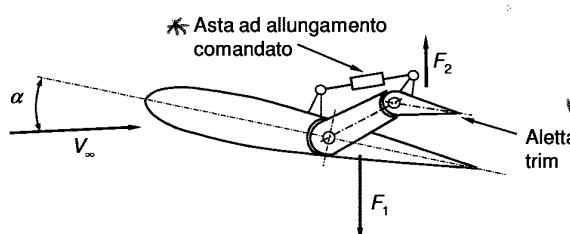
Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

41

Permette al
pilota di
modificare
lo "zero" della
barra di pilot
gio permetten
una guida +
comoda!

Aletta correttrice (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.



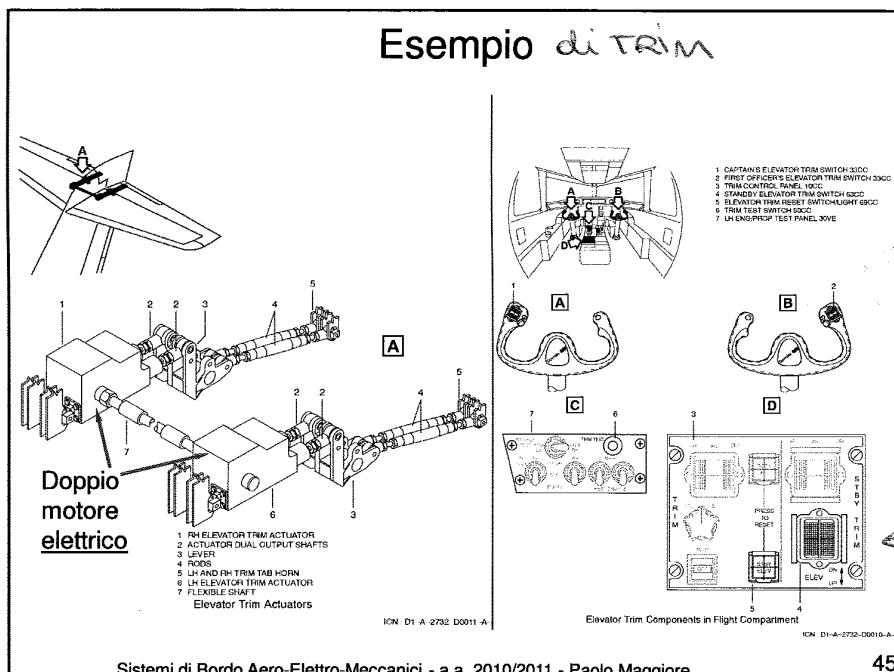
FA lo stesso movimento
dell'aletta di compensazione

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

42

* A differenza dell'aletta di compensazione l'asta di collegamento tra aletta e la parte di supporto anteriore dell'impennaggio non è fissa ma ha una lunghezza che può essere scelta a piacere!

Per motivi di aerodinamica e sicurezza sono messi interamente e 21 controllato da un motore elettrico che al comando del pilota permette di allungare e accorciare aggiungendo alla compensazione aerodinamica già fatta che va x



45

- Si vede un doppio motore elettrico nell'estremità dell'impennaggio verticale che va ad agire sulle alette di TRIM presenti sul bordo d'uscita dello sesto fascio visibile. Questo sistema fa ruotare 1 aletta!

(Se si rompe 1 motore con il 2° posso comunque muovere le alette)

FRA USATA X VECCHI AERI MOLTO GROSSI CON PIANI SUPERIORI DI CONTROLLO

→ SOSTITUITA dai comandi Potenziati



46

A bassa velocità le molle non cede e si comporta come una normale ALETTA COMPENSATRICE!!
LIMITA una compensazione eccessiva ad ALTA VELOCITÀ

a velocità troppo alta comunque eccessivi vengono così meno effici

la forza aerodinamica sull'aletta fa accorgere l'esta!

23
se dà un controllo eccessivo che supera i fattori di cor

LA REGOLAZIONE DI QUESTE PRESSIONI PUÒ ESSERE AUTOMATICA con
sue fessure molto sottili nell'ordine di decimi di millimetri (carico)
attraverso cui l'aria può fuoriuscire. La GEOMETRIA DEL BA. DELL'ALETTOONE
non è perfettamente circolare ma è un po' eccentrica quindi se
l'alettone ruota il gioco tra alettone e superficie cambia in modo micrometrico
⇒ cambia la perdita di carico che l'aria ha nel passaggio da questa fessura
⇒ se faccio in modo che la fessura si restringa quando l'alettone viene
verso l'alto ⇒ aumenta pressione ⇒ compensazione automatica della
pazza!!

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".

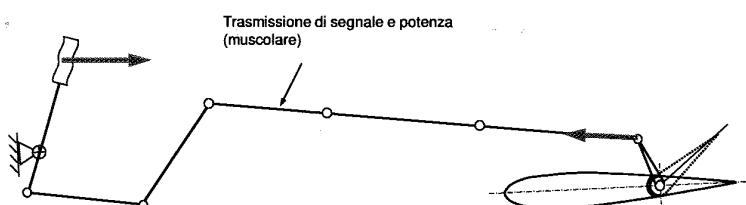


49

QSTA SOTTOLINEA C'È SOLO SUL MODELLI AEROFORNI XARÈ LE TECNOLOGIE
ATTUALI PERMETTONO DI RAGGIUNGERE QUESTI LIVELLI DI PRECISIONE MICROMETRICA
- - - - -

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.

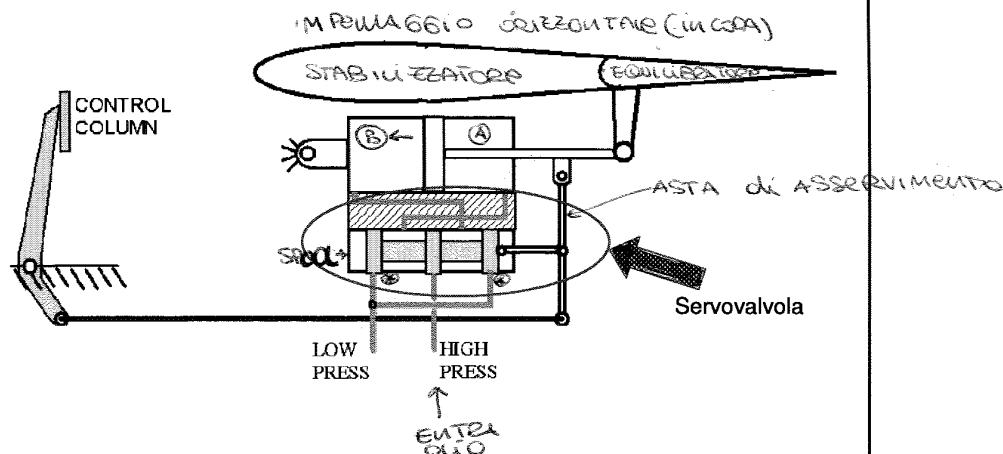
Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

50

Abbiamo un circuito idraulico con una pompa, un regolatore di pressione, una tubazione di mandato e una di ritorno. La servovalvola preleva la pressione di mandato, c'è uno vano di "ARMAMENTO" che, quando il pilota accende l'bernanibile pressurizza il circuito idraulico e in seguito pressurizza la linea dei comandi di volo con queste valvole che se "ARMATE" permettono il ciclo descritto delle slide (1)(2)(3)(4).

Comandi di volo potenziati (1)

Un modo classico per realizzare un comando di volo potenziato è tramite un impianto idraulico che fa giungere olio in pressione ad una servovalvola che lo indirizza ad una delle due camere di un attuatore idraulico (martinetto) il cui stelo sposta la superficie mobile.



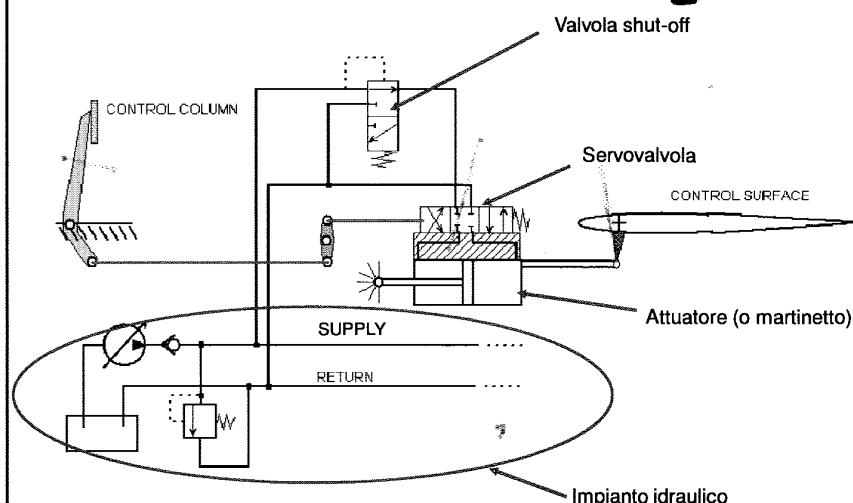
Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

53

ASSESTAMENTO
POTENZIATO
DI TIPO MECCANICO

L'olio opera in pressione → se lo spullé centrale il risalto blocca il passaggio dell'olio; se va a dx inonderà la camera A spingendo l'attuatore verso sinistra; se l'olio è a sinistra riapre B e spinge A dx l'attuatore; dava camera poi l'olio esce attraverso i due condotti C! MA CHI MOVA L'ASTA? IL SISTEMA STESO!

Comandi di volo potenziati (2)



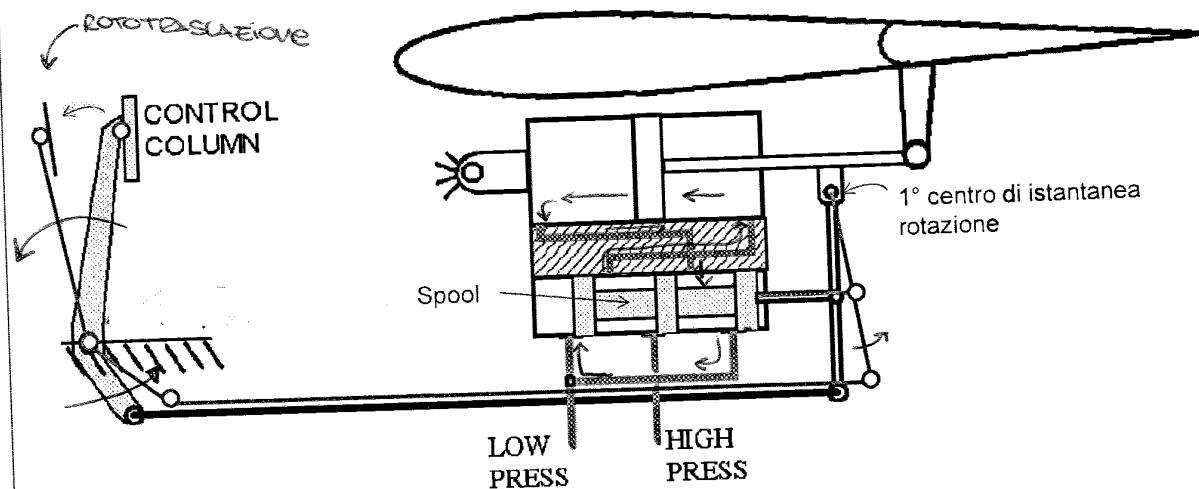
Anticipiamo il concetto di impianto idraulico (o oleodinamico).

Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

54

Comandi di volo potenziati

IL PILOTA decide di PICCHIARE!
1^a fase: il pilota decide di ridurre l'assetto di incidenza del velivolo spingendo la colonna in avanti. La linea meccanica (ad aste) del comando muove verso destra il cassetto (spool) della servovalvola.



È importante scegliere una servovalvola con prestazioni specifiche (GUADAGNO in PRESSIONE e GUADAGNO in PORTATA) che dona allo velivolo una ^{capidità} più o meno elevata nello spostamento delle superficie ~~una~~ ma ^{una} più o meno elevata nello spostamento delle superficie in modo che l'equilibrio creatosi con il "contro-spostamento" sia raggiunto il più possibile!
Il progetto dello velivolo è molto complesso!

Modello amente si va verso comandi elettrici o ottici. La deflessione della superficie deve essere di uno spostamento della barra di comando.

Servocomandi: requisiti

- Trasmissione meccanica del segnale alla servovalvola tramite aste o cavi; più modernamente la trasmissione del segnale può avvenire per via elettronica, digitale o ottica (databus fly-by-wire o fly-by-light)
 - Deflessione superficie proporzionale alla domanda (valvola di comando insegue la posizione neutra)
 - Necessità di restituire al pilota sensazione di manovra (attuatori, molle, masse e smorzatori collegati alla barra): sistema si sensibilità artificiale.

→ PERSA CON
IL POTESZAMEN
DEL COMANDO
DI VAO

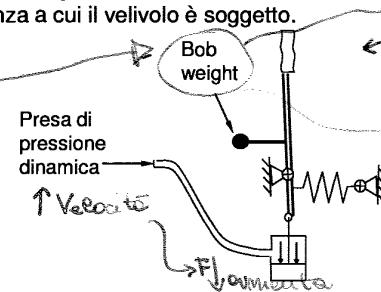
Comandi di volo potenziati (4)

Come già detto, è necessario ricreare la sensazione dello sforzo che il pilota sentirebbe coi comandi reversibili: a tal fine si impiega un dispositivo di sensibilità artificiale (*artificial feel*).

Un possibile esempio, molto rudimentale, di dispositivo per dare al pilota la sensazione dell'entità delle forze aerodinamiche esercitate sulla superficie mobile e dell'entità della manovre compiute è costituito da una molla collegata alla barra (che fornisce la sensibilità alla deflessione δ della superficie, ovvero a C_{mc}) e da uno stantuffo che vincola la rotazione della barra in modo tanto più energico quanto più elevata è la pressione dinamica (che fornisce la sensibilità alla velocità). Altro accorgimento è rappresentato dalla presenza di una massa di contrappeso, comunemente chiamata **bob weight**, necessaria a dare la sensazione al pilota del fattore di carico a contingenza a cui il velivolo è soggetto.

SE HO SEUZI CATTICI
O TURBULENZA HIO
UN PO' DI SOLCHINA
DELL'ALA E' IL PIU' OT-
TENUTO TIRARE LA
PARA ANCHE SE
NON STA FACENDO
PARTICOLARI MANOV-

RICORDARE il
MILKDBK-1792B
con le seguenti
di forza per
g:



- SISTEMA EDIMULTALE
DI SENSIBILITÀ ARTIFICIALE
degli Amici '80!

1

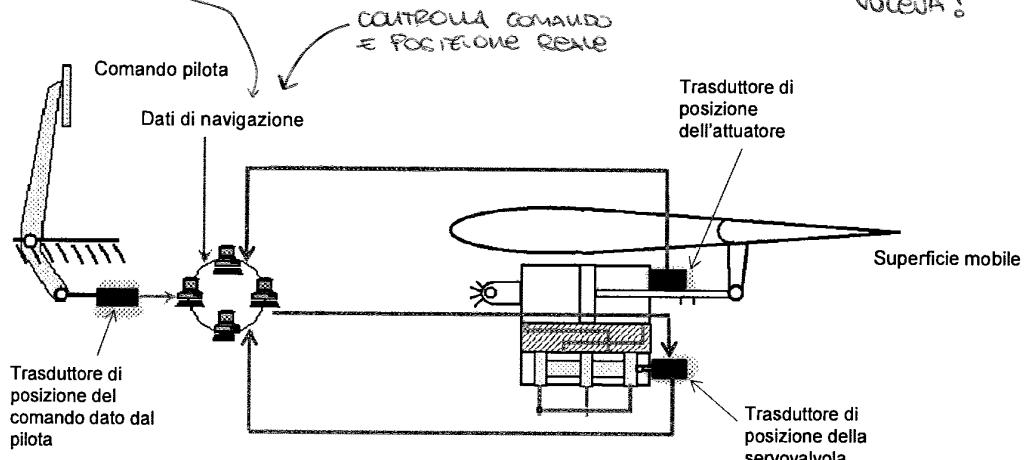
Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

LA SENSIBILITÀ A δ L'ANGOLI DI INCINERAZIONE DELLA SUPERFICIE, E QUDI AL C_{mc} (con posizioni
(cerchiata)) $C_{m\delta} = K_0 + K_1 \delta + K_2 \delta^2$ \rightarrow δ diffusore anche dalla depressione
DELLA CLOSCH \Rightarrow ECCO CHE LA MOLLA RICREA LA SENSIBILITÀ DELLO SFORZO DI COMANDO
 \Rightarrow BISOGNA XÒ USARE ANCHE LA PRESA DI PRES. DINAMICA XCHE C_{mc} NON DI PER SE SOLO
DA δ ! \Rightarrow SE AUMENTA LA VELOCITÀ viene SCHIACCIATA VERSO IL BASSO LA BALZA 29
CREANDO UN ULTERIORE EFFETTO DI INVERIMENTO DEL COMANDO! LA BOB WEIGHT è
UNA CARICA DI PESO LA PROPORZIONALITÀ DELLO SFORZO DAL FATTORE DI CARICO A

per fare tutte queste operazioni ho bisogno di seguire dei protocolli \Rightarrow pag 166

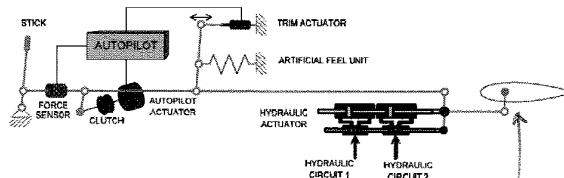
= Anelli di posizioni e segnali di posizione \Rightarrow sulla ciascuna \times capire cosa fa il pilota, sulla sup. mobile \times capire cosa è EFFETTIVAMENTE successo \Rightarrow
 \Rightarrow il trasduttore \Rightarrow immette un segnale digitale $\xrightarrow{\text{DATA}}$ sul bus che è rappresentato dalla rete di PC \Rightarrow l'informazione viene condivisa con i PC e essi decidono a quale valvola inviare il segnale \times correggere nel modo corretto!
 la posizione della valvola viene poi rimandata al PC che reitera il risultato finché la su sup. mobile è come il pilota voleva!

Comandi fly-by-wire (2)

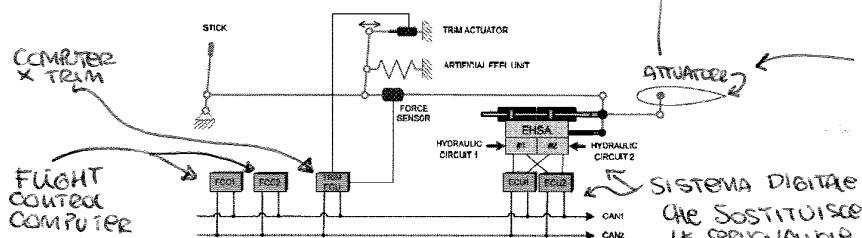


Comandi fly-by-wire (3)

Typical irreversible control system based on mechanically signaled hydraulic actuators.



Scheme of FBW system with mechanical redundancy.



INSTABILITÀ rapporto di posizione tra la risultante delle aerei aerodinamiche e la risultante delle forze, peso! dal confronto di questi due punti (e distanze tra i 2 punti e i coeff. aerodinamici) capiamo se un velivolo è o meno instabile e quindi se una perturbazione tempe naturalmente a far aumentare il velivolo dalla configurazione di equilibrio o meno.

RIASSUMENDO: problematiche dei comandi primari

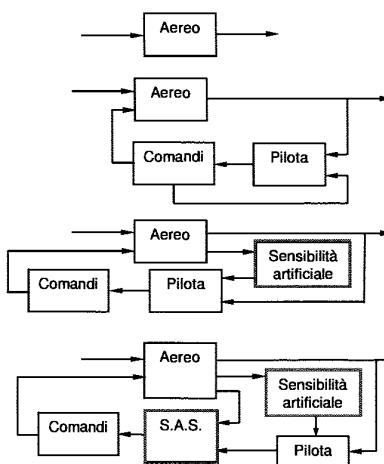
E' facile riflettere come siano diverse le problematiche dei comandi reversibili e quelli potenziati: intuitibile quindi la difficoltà incontrata quando si vuole che una superficie, normalmente potenziata, possa anche essere comandata direttamente (in modo reversibile) in caso di guasto del sistema potenziato.

Sotto certi versi analoga 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.

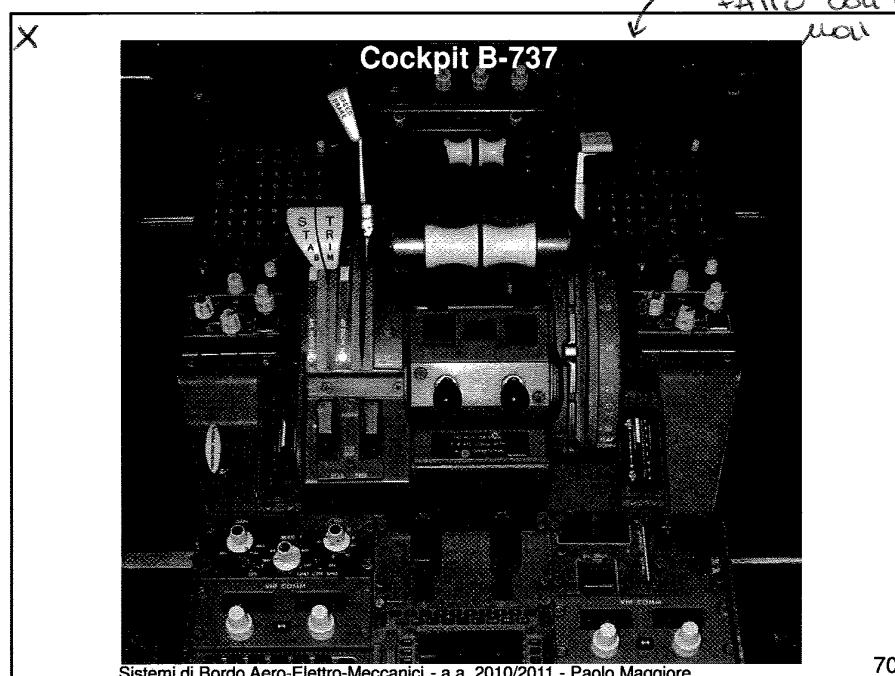
A volte l'autopilota è integrato con un sistema di stabilità artificiale (SAS), nel caso in cui l'aereo non sia stabile in modo intrinseco.

SAS=Stability Augmentation System



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

69



Sistemi di Bordo Aero-Elettrico-Meccanici - a.a. 2010/2011 - Paolo Maggiore

70

LA POSIZIONE DEL FLAP viene DECISA DAL PILOTA DA UNA LEVA CON = S
IL TRIM è MESSO IN MODO LOGICO → VICINO AI FLAP e AGLI
POSIZIONI → IL TRIM è ESTRASSO CON I FLAP x BILANCIARE LA VARIAZIONE
AEROPREU ed è ESTRASSO CON I FLAP x BILANCIARE LA VARIAZIONE
DEL MOMENTO FOCALE CHE VI È QUANDO ESCO IL FLAP → devo
CONTROSTARE IL MOMENTO PICCHIANTE!

35

13-03-2013

NAVIGAZIONE AEREA

- Se mai ho un "piano di volo" dichiarato l'aereo non può decollare. Esso consiste nell'identificare dei punti reali e astratti. Per esempio bisogna definire delle stazioni radio: se mai ci sono una posso navigare con il velivolo in quel caso. (Zone DESERTI e OCEANI) Facendo il piano di volo seguendo le percorsi in tutti TRATTI. Per volare verso la destinazione devo percorrere lo spezzato di riguadarsi volta x volta verso la fine di ogni segmento. Per identificare la direzione corretta ci sono degli ANGOLI RIFERITI a 1 NORD CONVENZIONALE \rightarrow slide 4-5 !!
- Per navigazione intendiamo le rispettive le percorsi pianificati dal velivolo. La navigazione non è le PILOTA esso! Per navigare dobbiamo PILOTARE (meccanica del volo)!

AUTOPILOTA

Deve agire sui comandi di volo cambiando la traiettoria o le lunghezze dei punti percorsi del baricentro, cercando di minimizzare gli errori tra ciò che fa realmente l'aereo e ciò che avrebbe dovuto fare.

Gestisce la posizione del velivolo su piani verticali e orizzontali

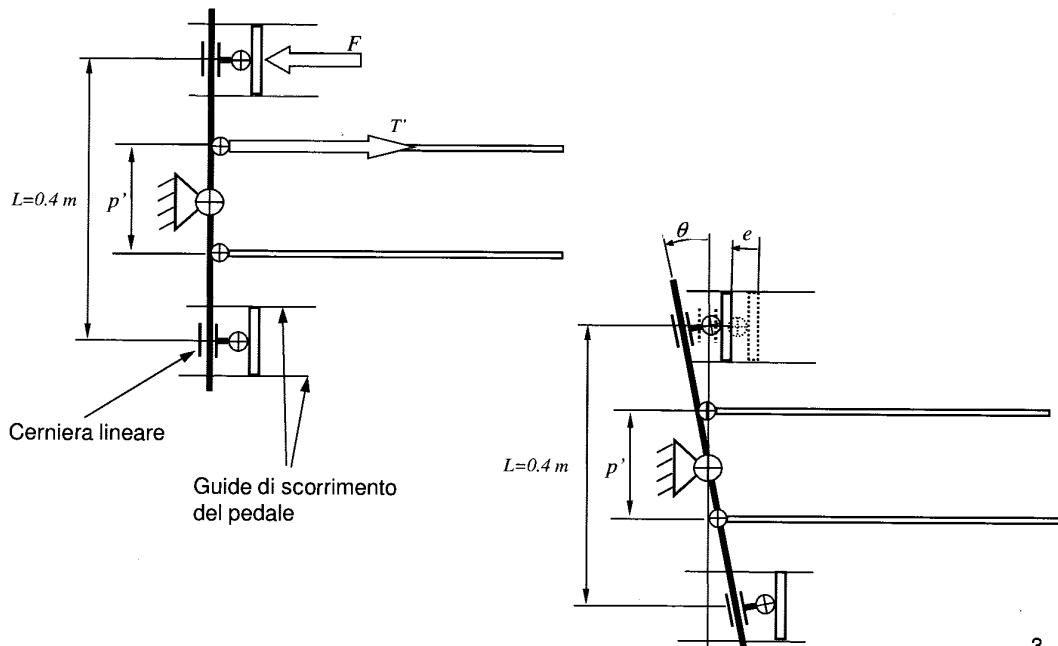
- Per NAVIGAZIONE AEREA intendiamo il CONCETTUARE un certo numero di PUNTI GEOGRAFICAMENTE DEFINITI in coordinate LATITUDINE - LONGITUDINE, DISPOSTI su un TERRITORIO GEOGRAFICO. In modo diretto o indiretto il PILOTA è TUO A PASSARE su un certo numero di punti che COSTITUISCONO il PIANO DI VOLO che mi HA IMPOSTATO !!

Se ci sono incidenti si controlla che il pilota si sia attenuto a tale PIANO DI VOLO !!

- I WAY POINT possono ESSERE REALI o ASTRATTI!
Esistono stazioni radio ~~se~~ diverse, localizzate in modo tale da garantire una copertura radio dell'intero territorio! È possibile quindi da stazioni radio ricavare la posizione geografica del velivolo.

SCHEMA PEDALIERA

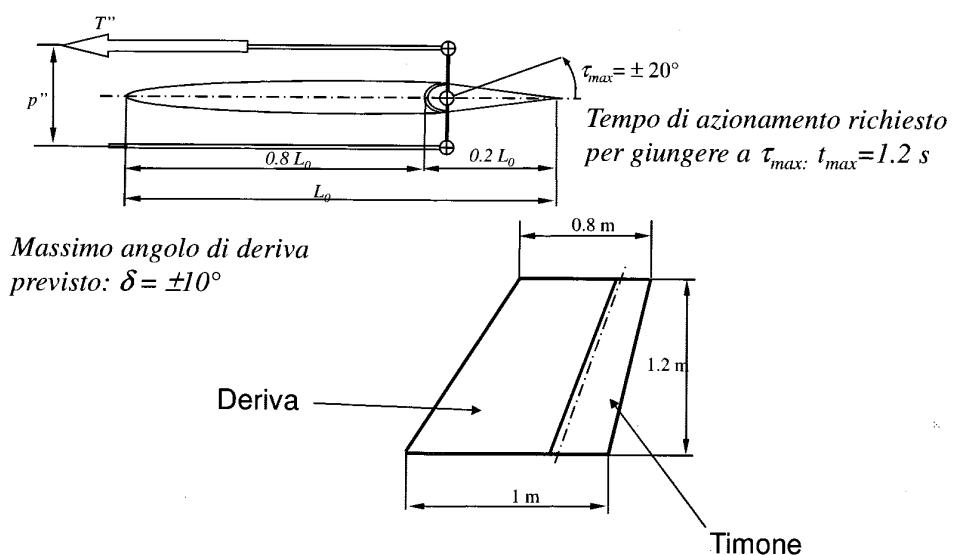
Nella seguente figura è riportata la geometria della pedaliera, nelle due posizioni centrale e deflessa.



Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2008/2009

GEOMETRIA IMPENNAGGIO VERTICALE

In figura è riportata la geometria dell'impennaggio verticale; il massimo angolo di deriva previsto dai calcoli di meccanica del volo è di $\pm 10^\circ$. Il requisito di velocità di azionamento prevede il raggiungimento dell'angolo di barra τ massimo (20°) in 1.2 secondi.

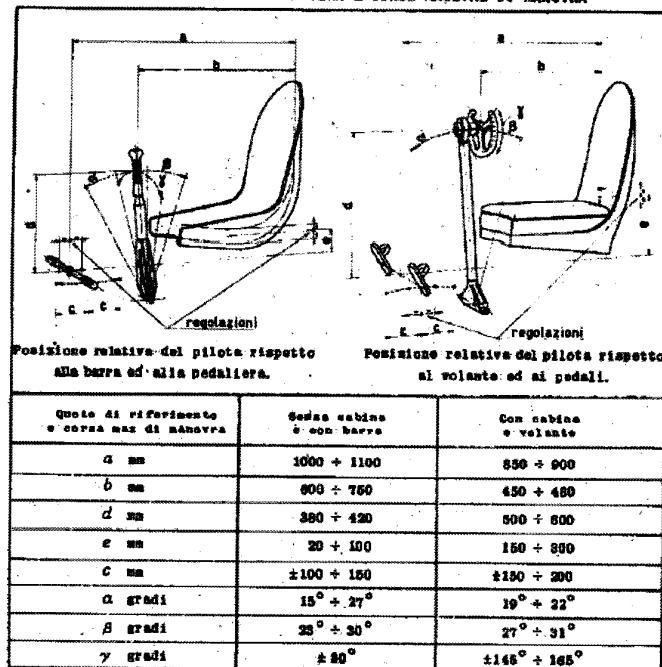


Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2008/2009

REQUISITI ERGONOMICI GEOMETRICI

Tab. IX - POSIZIONE RELATIVA DEL SEGGIOLINO PILOTA RISPETTO ALLA BARRA ED ALLA PEDALIERA E CORSE MASSIME DI MANOVRA

La figura riporta un estratto della normativa presa a riferimento per il progetto ergonomico dei comandi di volo



The diagram illustrates two views of a pilot's seat position relative to the steering wheel and pedals. The left view shows the seat height (a), distance from the steering wheel (b), and distance from the pedals (c). The right view shows the seat height (e), distance from the steering wheel (f), and distance from the pedals (g). Both views include 'regolazioni' (adjustments) for the seat height and the steering wheel/pedals.

Posizione relativa del pilota rispetto alla barra ed alla pedaliera.

Posizione relativa del pilota rispetto al volante ed ai pedali.

Quoto di riferimento e corse max di manovra	Seduta cabina e con barra	Seduta cabina e volante
a mm	1000 ± 1100	850 ± 900
b mm	600 ± 750	450 ± 480
d mm	380 ± 420	500 ± 600
e mm	20 ± 100	150 ± 250
c mm	±100 ± 150	±150 ± 200
α gradi	15° ± 27°	19° ± 22°
β gradi	28° ± 30°	27° ± 31°
γ gradi	±80°	±145° ± 165°

M.8. - La regolazione dei pedali può variare da 0 a 240 mm. La regolazione in altezza del seggiolino del pilota può variare da 0 a 250 mm. 7

Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2008/2009

REQUISITI ERGONOMICI DI SFORZO

La seguente tabella riporta, invece, i requisiti di sforzo sempre imposti dalla precedente normativa.



Condizione	Alettone		Equilibratore (tirare o spingere)		Timone (a spingere)	
	Barra	Volantino	Barra	Volantino		
Massimo sforzo assoluto per un tempo brevissimo (kg)	2 mani	40	54	82	100	160
Massimo sforzo per un breve tempo (kg)	2 mani	-	36	45	50	90
	1 mano	22	22	32	32	
Massimo sforzo graduale per un breve tempo (kg)	2 mani	-	18	-	18	27
	1 mano	9	9	13	13	
Massimo spostamento della mano e del piede per corsa completa del comando (mm)		± 250	± 510	± 230	± 230	± 130

QUESITI

Ipotizzando che:

1. Esista un salto di pressione massimo (assenza di velocità – condizione di "stallo") tra ingresso e uscita della servovalvola di 200 bar,
2. L'attuatore possa indurre nella condizione di funzionamento a vuoto (senza carico) una velocità angolare di fuga del timone di 30°/s,
3. Sia applicabile il metodo del dimensionamento semplificato degli attuatori idraulici basato sul funzionamento ottimo, come presentato a lezione,

definire le caratteristiche geometriche dell'attuatore e calcolare:

1. Forza prodotta dall'attuatore e corrispondente velocità angolare del timone in condizioni di funzionamento "ottime";
2. Portata idraulica assorbita in tali condizioni;
3. Cilindrata e corsa dell'attuatore.

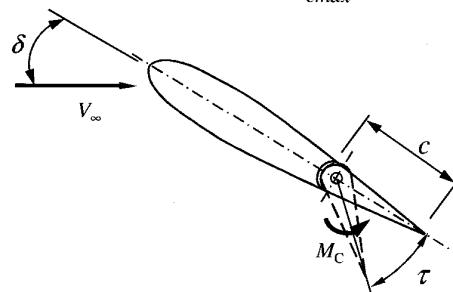
11

Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2008/2009

SOLUZIONE

E' necessario calcolare il massimo valore del momento di cerniera M_{cmax} :

$$M_{cmax} = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S \cdot c \cdot C_{mcmax}$$



Abbiamo imposto, per semplicità:

$$C_{mcmax} = 0.1$$

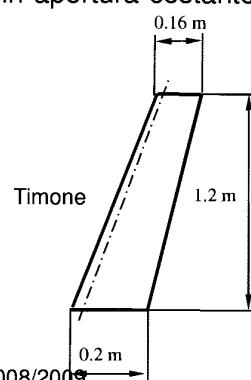
La superficie S del timone, nell'ipotesi di rastremazione in apertura costante (area del trapezio), è:

$$S = (0.2 + 0.16) \frac{1.2}{2} = 0.216 \text{ m}^2$$

La corda media c varrà:

$$c = \frac{(0.2 + 0.16)}{2} = 0.18 \text{ m}$$

Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2008/2009



12

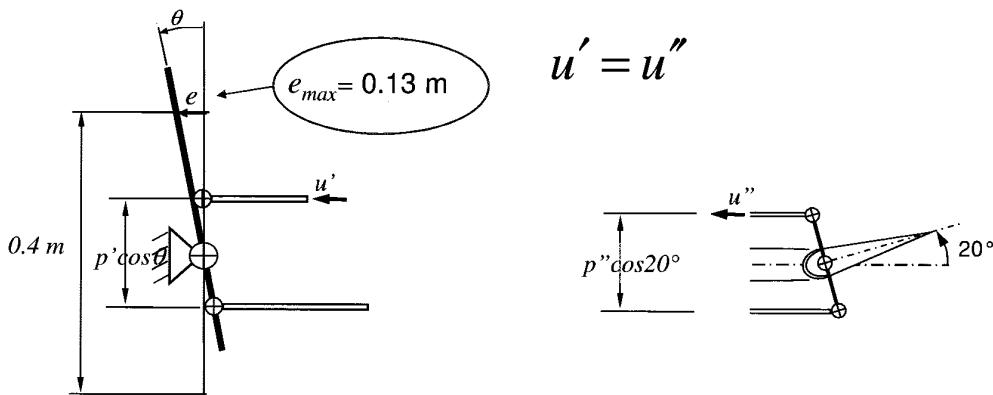
EQUILIBRIO DELLE FORZE

Da un'equazione di equilibrio alla rotazione attorno alla cerniera del timone si ricava:

$$T'' = \frac{M_C}{\frac{p''}{2} \cos \tau} \quad \Rightarrow \quad T''_{\max} = \frac{M_{C \max}}{\frac{p''}{2} \cos 20^\circ}$$

CONGRUENZA DEGLI SPOSTAMENTI

Per la congruenza degli spostamenti deve necessariamente risultare:



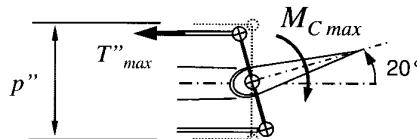
15

Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2008/2009

CALCOLO DELLA TENSIONE NELLA FUNE

Dall'equilibrio alla rotazione attorno alla cerniera del timone, tenendo in conto che durante l'azionamento la fune viene tenuta in direzione parallela dai cinematismi della linea, si ottiene:

$$M_{C \max} = T''_{\max} \cdot \frac{p''}{2} \cos 20^\circ$$



Dalla quale, ricavando p'' :

$$p'' = \frac{2M_{C \max}}{T''_{\max} \cos 20^\circ}$$

p'' può assumere un qualsiasi valore, ma generalmente intervengono limitazioni di vario tipo. Ad es., imponendo la limitazione del valore della tensione nella fune a 3000 N si determina un possibile valore del braccio di leva del timone.

$$p'' = \frac{2M_{C \max}}{T''_{\max} \cos 20^\circ} = \frac{2 \cdot 95.26}{3000 \cos 20^\circ} = 0.0676 \text{ m}$$

Lo spostamento dell'estremità della fune u''_{\max} vale quindi:

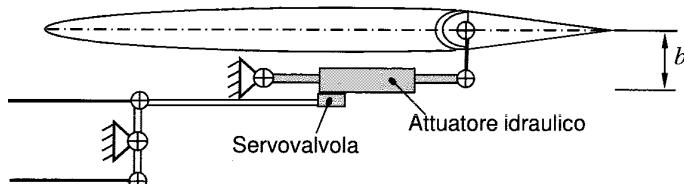
$$u''_{\max} = \frac{p''}{2} \sin 20^\circ = \frac{0.0676}{2} \sin 20^\circ = 0.01156 \text{ m}$$

Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2008/2009

16

CALCOLO DEL POTENZIAMENTO DEI COMANDI

Si assume il seguente schema per il potenziamento del comando di volo.



Si decide di non rendere possibile il passaggio alla modalità di funzionamento reversibile (si ritiene sufficientemente affidabile l'impianto idraulico): in tal modo decadono:

- la necessità di inserire il sistema di sblocco dell'attuatore dalla struttura primaria della fusoliera
- la necessità di contenere lo sforzo massimo nelle funi dei comandi di volo (devono solamente contrastare gli attriti e lo sforzo per l'azionamento della servovalvola).

In tal caso il braccio b può essere qualunque, anche più piccolo di quello che era stato fissato come leva nella corrispondente versione reversibile del comando, in quanto lo sforzo rimane confinato allo stelo dell'attuatore e non risale lungo la linea di comando.

Si sceglie $b = .04$ m per ridurre l'ingombro dell'attuatore.

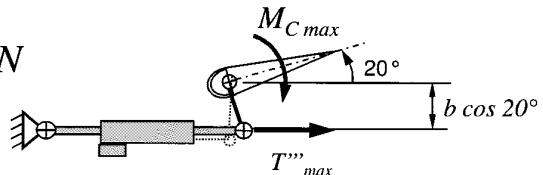
19

Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2008/2009

CALCOLO DEL POTENZIAMENTO DEI COMANDI

Calcoliamo lo sforzo massimo previsto sull'attuatore che discende dalla scelta geometrica del braccio; dall'equilibrio alla rotazione attorno alla cerniera del timone si ottiene:

$$T'''_{\max} = \frac{M_{C\max}}{0.04 \cos 20^\circ} = 2534.3 \text{ N}$$



Ricordiamo che esiste un salto di pressione massimo (assenza di velocità – condizione di "stallo") tra ingresso e uscita della servovalvola di 200 bar (1 bar = 10^5 Pa).

Per ottenere una forza utile necessaria a mantenere "in barra" di 20° il timone (2534 N), la sezione dell'attuatore deve valere (nell'ipotesi di attuatore simmetrico – bilanciato):

$$S_{att} = \frac{T'''_{\max}}{\Delta p_{\max}} = \frac{2534.3}{200 \cdot 10^5} = 0.000127 \text{ m}^2 = 1.27 \text{ cm}^2$$

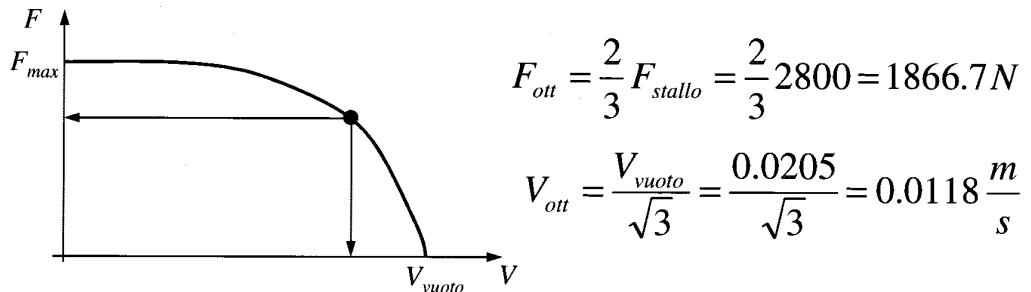
Per considerare l'inevitabile attrito sulle guarnizioni di tenuta si decide di maggiorare tale superficie portandola a 1.4 cm^2 .

20

Sistemi di Bordo Aero-Elettro-Meccanici - a.a. 2008/2009

CALCOLO DEL POTENZIAMENTO DEI COMANDI

La condizione di funzionamento ottimale di massima potenza è dunque:



La potenza meccanica massima P , esercitata a livello dell'attuatore, è:

$$P_{max} = V_{ott} \cdot F_{ott} \cong 22 \text{ W}$$

corrispondente all'assorbimento di una portata in volume Q d'olio di:

$$Q_{P_{max}} = V_{ott} \cdot S = 0.0118 \cdot 0.00014 = 1.652 \cdot 10^{-6} \frac{\text{m}^3}{\text{s}} \cong 0.1 \frac{\text{l}}{\text{min}}$$

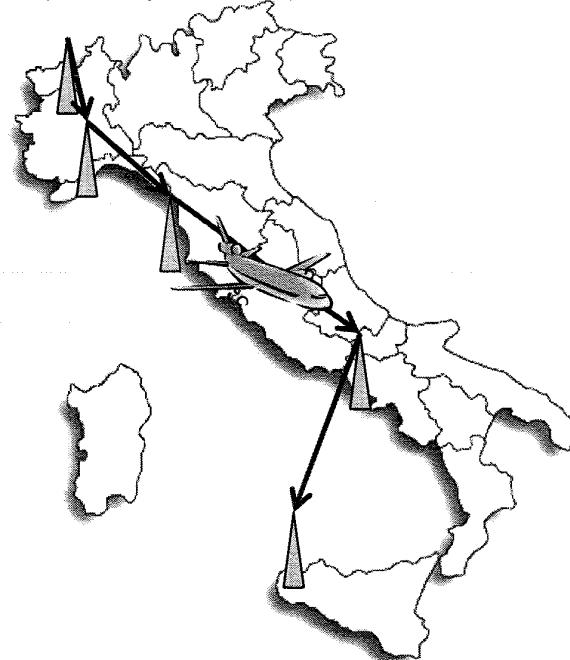
Terminologia generale di navigazione (1)

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

Punto che l'angolo deve riferirsi alla verticale

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.

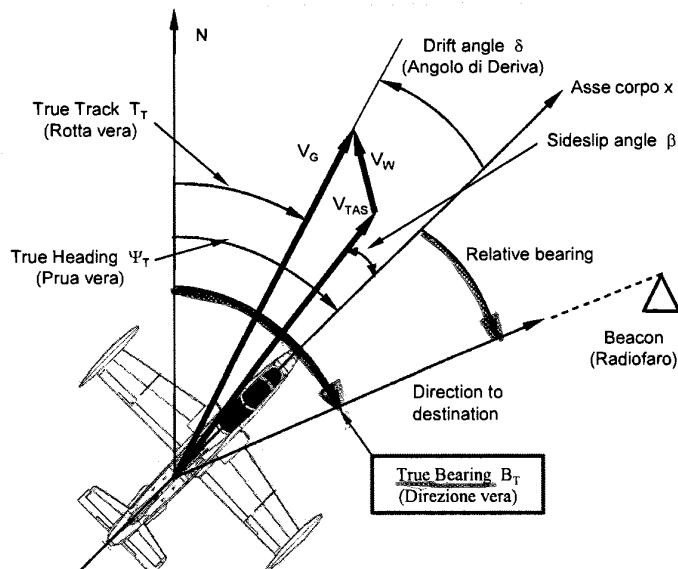
Allo stato attuale – e in particolare per la navigazione aeronautica – i waypoints sono punti astratti o reali, cui si associano delle coordinate che consentono la navigazione sicura e la creazione delle cosiddette aerovie, nonché il controllo del volo da parte dell'equipaggio (o del computer di bordo).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



Terminologia generale di navigazione (2)

DIREZIONE GEOGRAFICA!

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 320° .



conosco grazie a una funzione del POINT-MANAGEMENT SYSTEM il
tempo necessario per raggiungere l'altro WAYPOINT conoscendo la
velocità del veicolo => ottimo per gestire su ora

Terminologia generale di navigazione (5)

Course, Track. La direzione sul piano orizzontale (rotta) che il velivolo intende seguire, espressa come distanza angolare da una direzione di riferimento (tipicamente, il nord, e l'angolo è valutato in senso orario), si chiama course.

In altre parole, è il bearing della linea lungo la quale si intende viaggiare.

Il termine si riferisce alla direzione da seguire, senza tenere in conto gli effetti delle correnti d'aria (o di acqua, in navigazione marina). La direzione relativa al suolo, ovvero la rotta effettivamente seguita, si chiama invece track.

I termini sono usati in maniera abbastanza "disinvolta", spesso, per evitare ambiguità, nel riferirsi alla rotta effettivamente seguita si usano i termini course over ground (COG) o track over ground (TOG, o TRK), mentre il bearing della rotta desiderata si chiama anche desired track (DTK).

Naturalmente, a seconda dei casi si parla di true track, o di compass track (rotta di bussola) o grid track (rotta griglia). Inoltre, la rotta intesa (course) non è necessariamente uguale all'heading: a causa di venti o correnti, la prua del velivolo potrebbe essere orientata con un angolo diverso da 0° rispetto alla rotta desiderata.

Terminologia generale di navigazione (5)

Velocità. Usualmente, la velocità e la rotta calcolate da un impianto di navigazione si riferiscono alla superficie terrestre, senza tenere in conto del moto delle masse d'aria nelle quali si muove il velivolo.

Quindi si parla di speed over ground (SOG, o SPD) o più semplicemente di ground speed. La proiezione della velocità del velivolo lungo la rotta desiderata si chiama speed made good, o velocity made good (VMG): ovviamente, se la rotta effettiva coincide con quella desiderata, la velocità e la VMG coincidono.

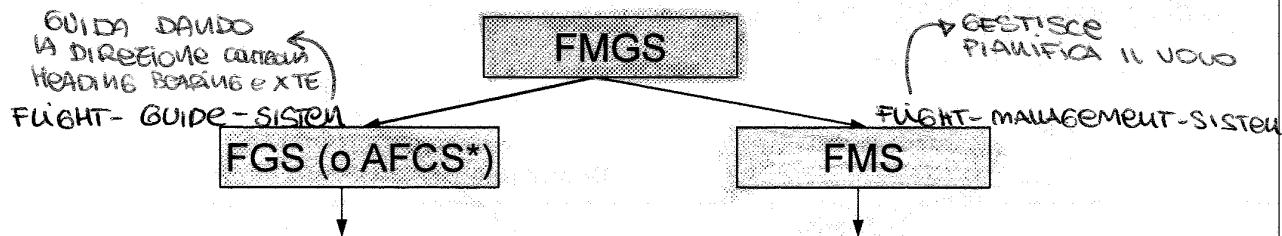
In altre parole, la VMG è la (componente della) velocità nella direzione della rotta.

Estimated Time En-route (ETE). Sulla base della stima corrente della VMG, l'impianto di navigazione stima il tempo necessario a raggiungere il WPT successivo (che può non essere la destinazione finale): questo è l'ETE.

Se è nota l'ora corrente, può essere anche stimato l'istante di arrivo alla destinazione finale (Estimated Time to Arrival, o FTA).

Introduzione (2)

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



- Autopilota (Autopilot - AP)
- Yaw damper (YD) serve x il confort dei passeggeri
- Flight Director (FD)
- Automanetta (Autothrust – A/THR)

MODERNAMENTE INTEGRATA CON
L'AUTOPILOTA, ESSA REGOLA LA
SPINTEA DEI MOTORI DURANTE
IL VOLO

- Navigazione e gestione dei radioausili nei cambi di radiofari
della risintonizzazione dell'antenna
- Gestione della pianificazione del volo in caso di
inconvenienti / ritardi / anticipi, ecc.
- Gestione dei display voce - macchina
- Stima e ottimizzazione delle prestazioni dei consumi

AFCS = Automatic Flight Control System – acronimo preferito da Boeing

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

11

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.

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.

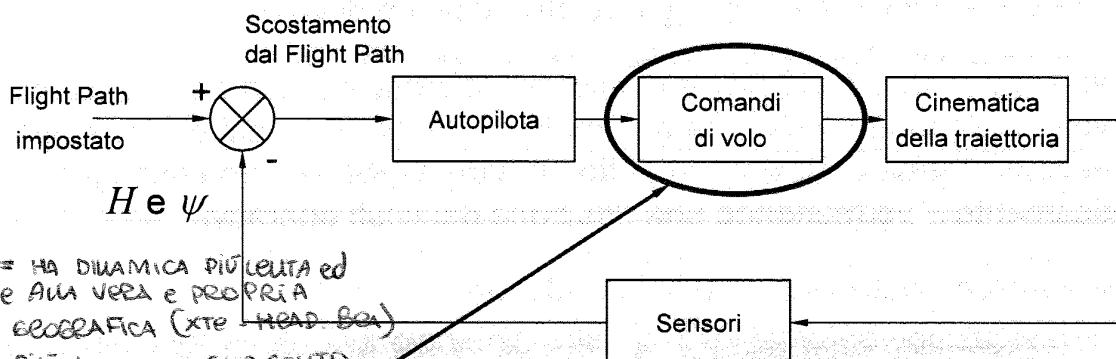
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

12

I'AUTOPILOTA AGISCE FACENDO CORRISPONDERE L'HEADING CON IL HEAD UP E RIDURRE AL MINIMO L'XTB, COME FA? AGISCE SUI COMANDI DI VOLO CAMBIANDO LA TRAIETTORIA, CONTROLLA CON I SENSORI GLI EFFETTI DELLE CORREZIONI, Poi PIANA E RIBESTISCE LE CORREZIONI MINIMIZZANDO GLI ERRORI TRA IL PIANO DI VOLO IMPOSTATO CON LA TRAIETTORIA REALE!

Autopilota: principi base (1)

Lo schema seguente illustra il modo tipico con cui l'autopilota controlla la rotta di un velivolo (definito loop di autopilota).



Outer Loop = HA DINAMICA PIÙ LENTA ed è ATTIVAMENTE ALLA VERA e PROPRIA POSIZIONE GEOGRAFICA (XTE HEAD UP)

Inner Loop = PIÙ VELOCE, TIENE COUTO DELLA VARIAZIONE D'ASSETTO DEL VELIVOLO INDOTTA DALLO SOSTANZAMENTO

L'autopilota svolge una funzione di guida tramite l'anello di controllo in figura che interessa i comandi di volo; tale anello è definito anche "esterno" (outer loop), in quanto contiene un altro anello di controllo (inner loop) non rappresentato in figura, che interessa i comandi di volo e la dinamica del velivolo.

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

15

I COMANDI DI VOLO QUANDO L'AUTOPILOTA È ATTIVO SONO TUTTI DATA GESTIONE DEL PILOTA! L'AUTOPILOTA MUOVE FISICAMENTE SÌ TUTTA LA LINEA SE SONO IN MARCIA REVERSIBILE SÌ I VERI COMANDI DI VOLO.

Autopilota: principi base (2)

L'inner loop coinvolge più variabili di controllo inerenti l'assetto del velivolo, che agiscono cioè, tramite un comando di posizione ad anello chiuso, sulla posizione delle superfici dei comandi di volo primari.

Il velivolo ruota intorno agli assi di beccheggio e di rollio finché gli angoli di beccheggio e di sbandamento raggiungono i valori comandati. Il cambiamento degli angoli genera quindi il cambiamento della traiettoria del velivolo.

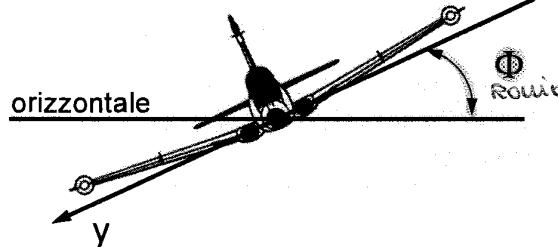
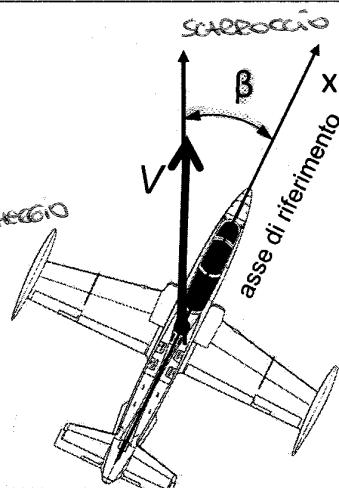
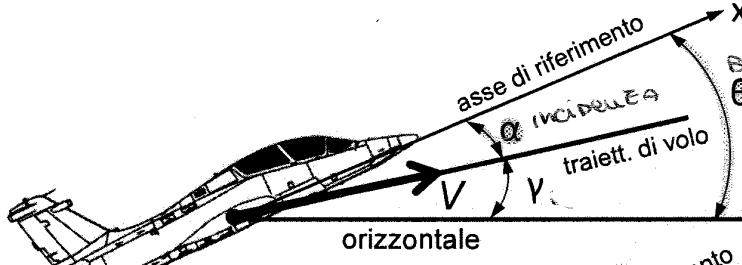
L'AUTOPILOTA GESTISCE ANCHE I MOVIMENTI E LA POSIZIONE DEL VELIVOLO SE PIANO VERTICALE
* MOTIVI DI SICUREZZA E AFFIDABILITÀ

Ad esempio, per correggere un errore di posizione verticale dalla traiettoria desiderata, l'assetto longitudinale del velivolo subisce un'azione di controllo che, facendo ruotare il velivolo attorno all'asse di beccheggio, fa sì che la tangente alla traiettoria sia maggiore o minore rispetto all'orizzontale per permettere quindi una salita o una discesa del velivolo a seconda del segno dell'errore di posizione verticale che bisogna compensare.

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

16

Riferimenti



Asse	Angolo	Vel. Angolari	Vel. Lineari
X	Φ	p	u
Y	Θ	q	v
Z	β	r	w

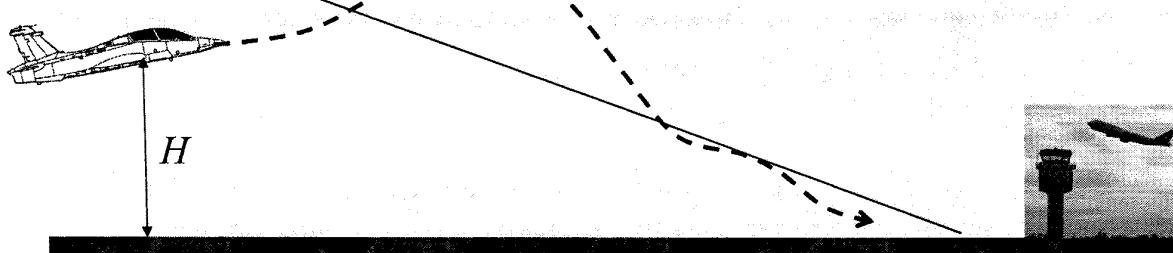
- θ è l'angolo di beccheggio ed α è l'angolo di incidenza;
 - ϕ è l'angolo di rollio;
 - β è l'angolo di sideslip, mentre ψ è l'angolo di imbardata;

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

19

Autopilota: controllo altitudine

ANNUO DI AUTOPILOTA CHE GARANTISCE LA SEPARAZIONE VERTICALE DI AEROMOBILI +VA AD AGIRE SUL BECCHEGGIO MUOVENDO GLI EQUILIBRATORI.
 ↗ IDEALE
 IL PILOTA IMPONTE UNA QUOTA DI RIFERIMENTO E UNA RILEVATA DAI SENSORI DEL VEICOLO. LA DIFFERENZA TRA QUESTE QUOTE Moltiplicata X UNA COSTANTE CI DA UN θ DA IMPONTE X RECUPERARE L'ERRORE DI TERRORE $\Rightarrow \theta_{ID}$ SCELTO CON D'OTTUNO SEGUO.
 $\theta_{IDEALE} - \theta_{REALE}$ = ERRORE DI INCINUTAZIONE \rightarrow Moltiplicato X UN ALTRO GUADAGNO VENNE CONVERTITO IN UNA VELOCITA' DI BECCHEGGIO.



MAGGIORE È LA DIFFERENZA TRA L'INCLINAZIONE CHE DEVO RAGGIUNGERE NELLO
ISTANTE SUCCESSIVO × RAGGIUNGERE L'EROGOLO DI QUOTA, MAGGIORE SARÀ
LA VELOCITÀ ANGOLARE CHE L'AUTOPILOTA IMPONE × RECUPERARE QUESTO
ERRORE DI ANGOLATO \Rightarrow ERRORE QUOTA \Rightarrow ERRORE ANGOLATO \Rightarrow VELOCITÀ \Rightarrow (INCLINAZIONE)

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

Autopilota: controllo altitudine

Il guadagno K_H che moltiplica l'errore di altitudine è scelto in modo tale che la frequenza alla quale il guadagno ad anello aperto è unitario (0 dB) sia ben al di sotto della larghezza di banda dell'anello interno sul beccheggio: in tal modo è assicurata la stabilità ed il buon smorzamento della risposta dell'anello esterno sull'altezza.

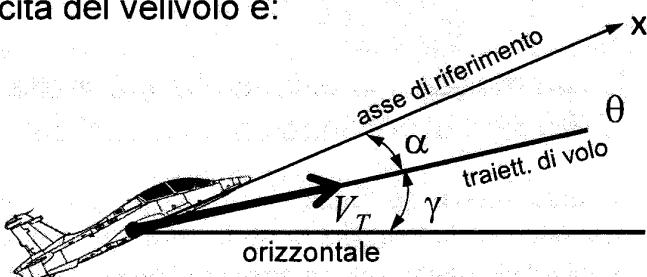
La larghezza di banda dell'anello interno sul beccheggio determina quindi l'ampiezza della banda di frequenza dell'anello esterno sull'altezza.

La funzione di trasferimento del sistema completo si può calcolare nel modo seguente.

La componente verticale della velocità del velivolo è:

$$\dot{H} = V_T \sin \gamma$$

dove γ è l'angolo formato sul piano longitudinale tra il vettore velocità del velivolo e l'orizzontale (ovvero $\gamma = \theta - \alpha$)



Autopilota: controllo altitudine

Nell'equazione precedente θ è l'angolo di beccheggio ed α è l'angolo di incidenza.

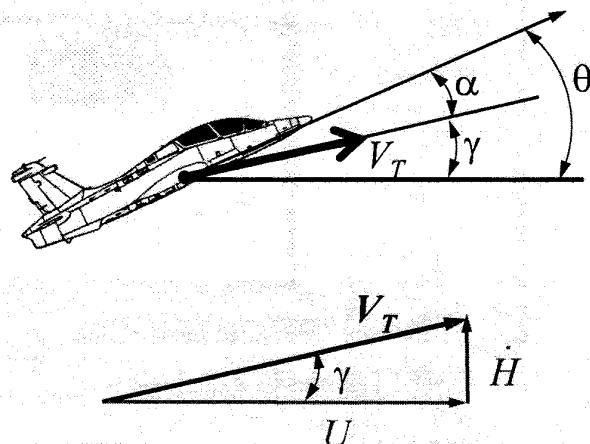
Si assume che V_T sia quasi coincidente con la componente della velocità nella direzione del moto U e che l'angolo γ sia piccolo (piccole oscillazioni).

Sotto queste ipotesi si ottiene:

$$\dot{H} \approx U\gamma = U(\theta - \alpha)$$

E quindi:

$$H = \int U(\theta - \alpha) dt$$



DATA MECCANICA DEL VELIVOLO È POSSIBILE AVVISTARE UN ACCOPPIAMENTO TRA I MOTI DI LIBERTÀ AGGIANCIATA ALLA VARIAZIONE SU 1 GRADO DI LIBERTÀ A SALVO DEGLI EFFETTI SUGLI ALTRI 2 GRADI DI LIBERTÀ \Rightarrow C'È UN ACCOPPIAMENTO TRA I MOTI \Rightarrow NELLE LOGICHE DELL'AUTOPILOTA SI SCHEMATIZANO QUESTI EFFETTI

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 ($\text{sideslip}=0$) assumendo un opportuno angolo di sbandamento Φ (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 $\dot{\Psi}$ 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 Φ_D , che è proporzionale all'errore di prua, Ψ_e ($\Psi_e = \Psi_{Com} - \Psi$), dove Ψ_{Com} è l'angolo di prua comandato e Ψ è l'angolo di prua effettivo; Introducendo il guadagno dell'errore di prua K_Ψ :

$$\Phi_D = K_\Psi \Psi_e$$

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.

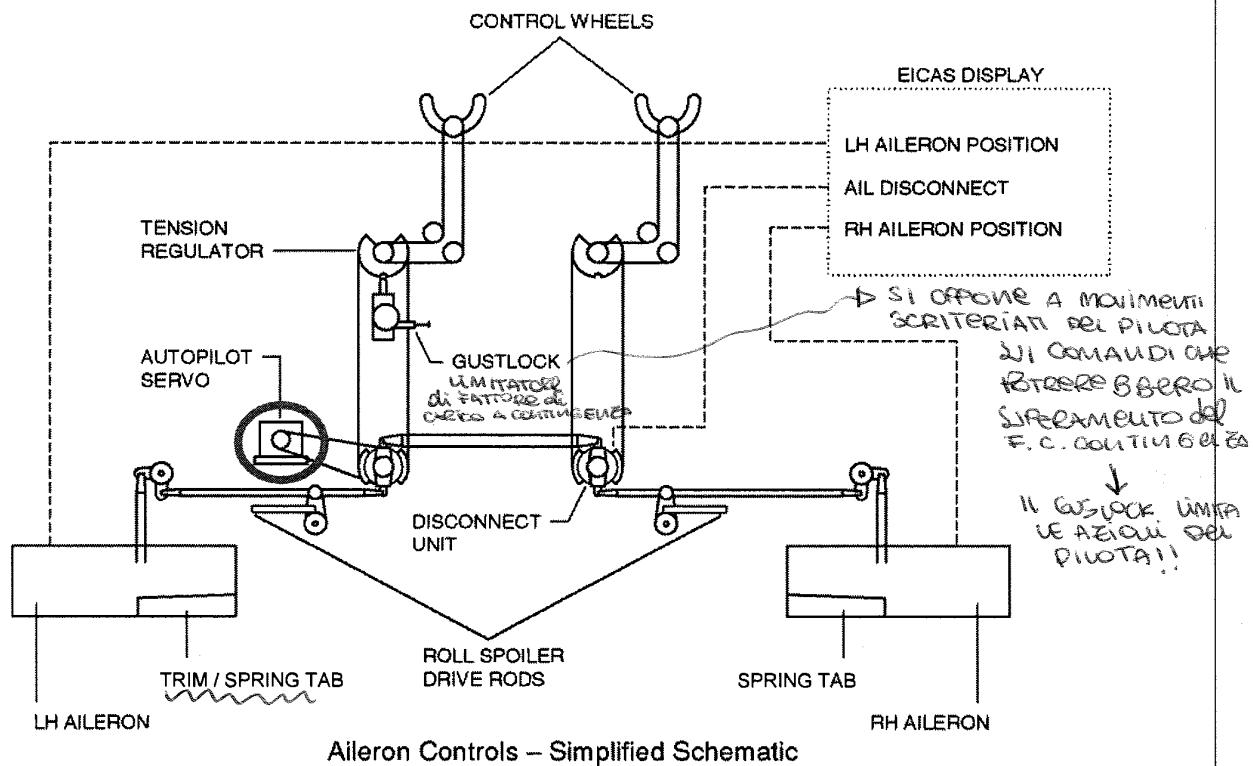
Il modello linearizzato del comportamento dinamico del velivolo è rappresentato da un set di equazioni in forma matriciale che considera tutti gli accoppiamenti tra moti. Tuttavia una stima accettabile del comportamento dell'autopilota può essere ottenuto, in tal caso, assumendo un moto di puro rollio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

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

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

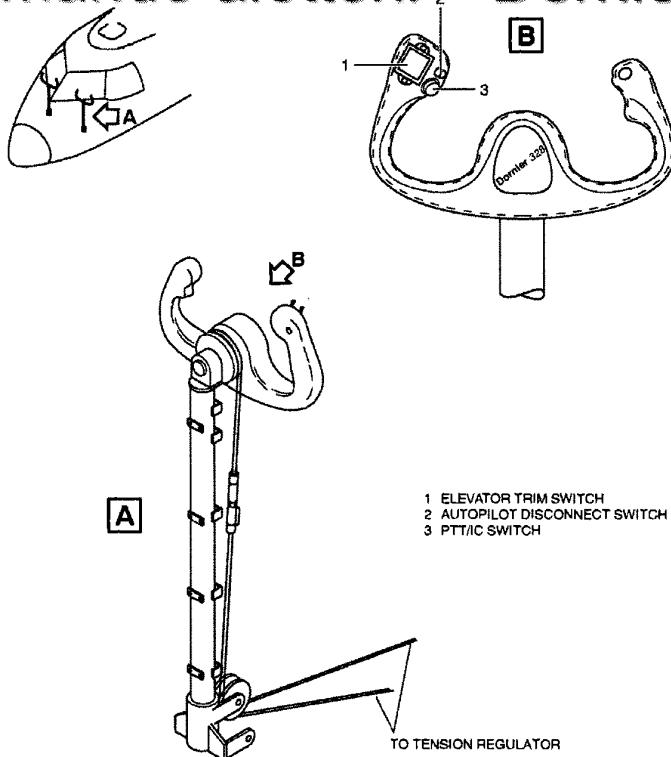
zoom x capire dove si inserisce l'autopilota! L'autopilota è costituito da un attuatore elettrico (≠ dal trim) è un comando continuo!

Schema comando alettoni – Dornier 328



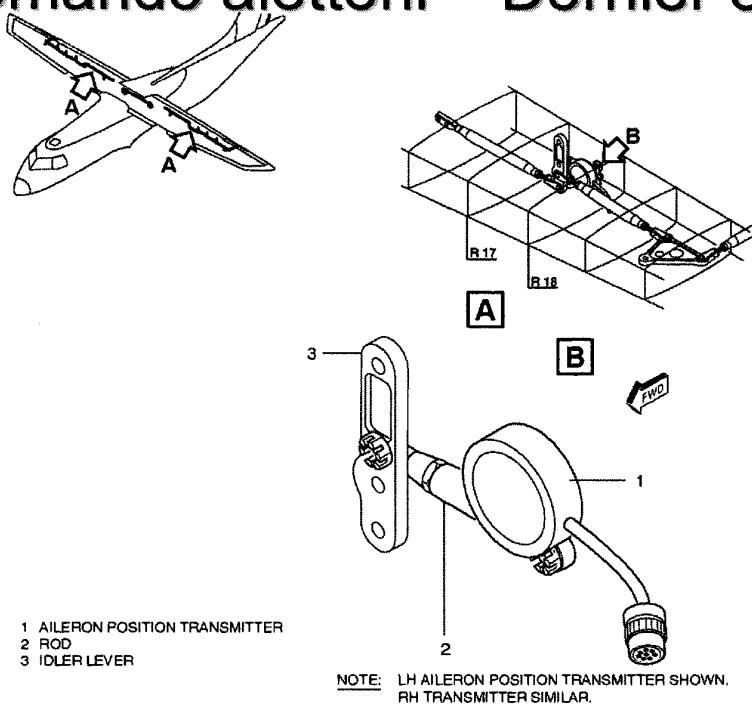
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore *GEALETTE SVOLGONO TRIM e DA TAB* 31

Comando alettoni – Dornier 328



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

Comando alettoni – Dornier 328



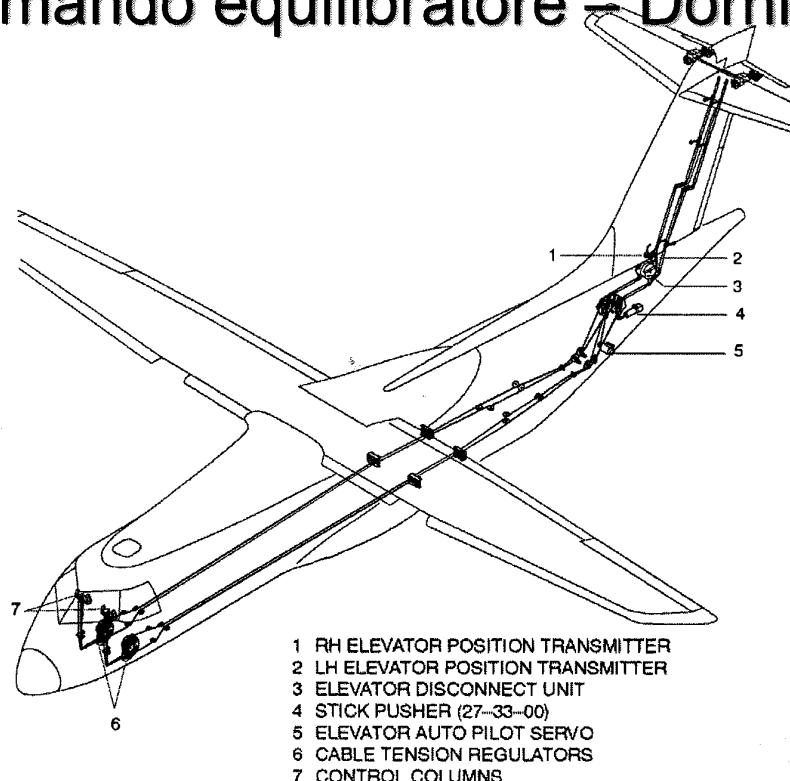
Aileron Position Transmitter

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

35

AUcHe x il COMAnDo DI BeCCHeGGIO la linea di COMAnDo e' MiSta

Comando equilibratore – Dornier 328



Elevator Controls – General Arrangement

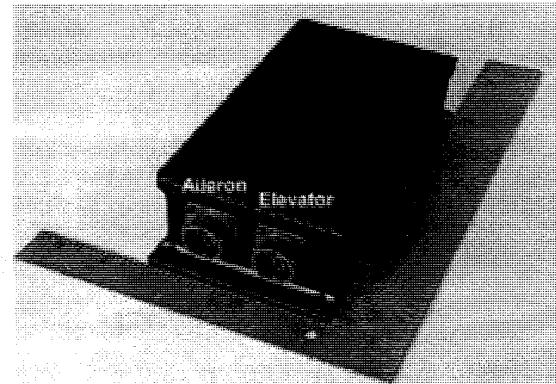
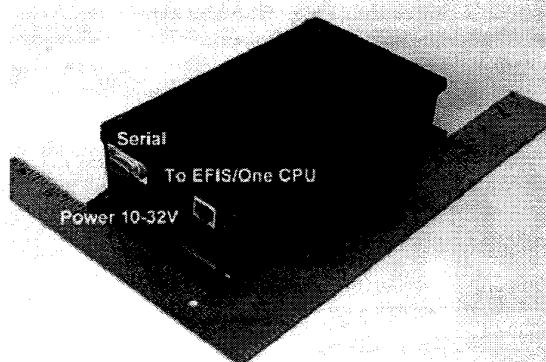
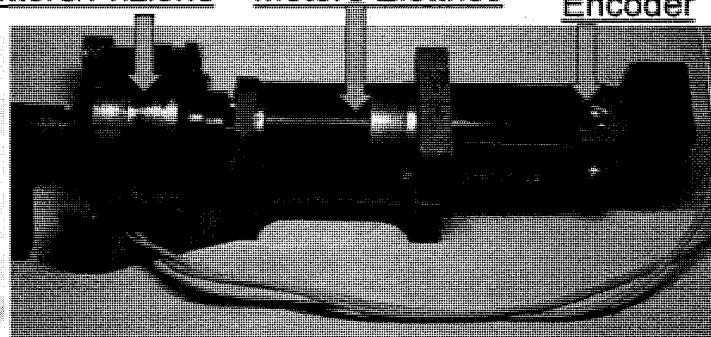
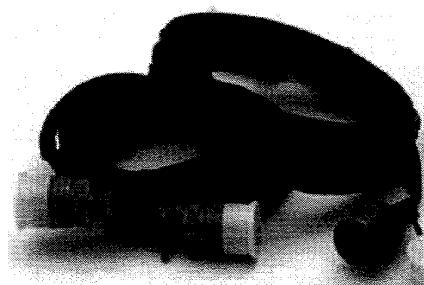
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

36

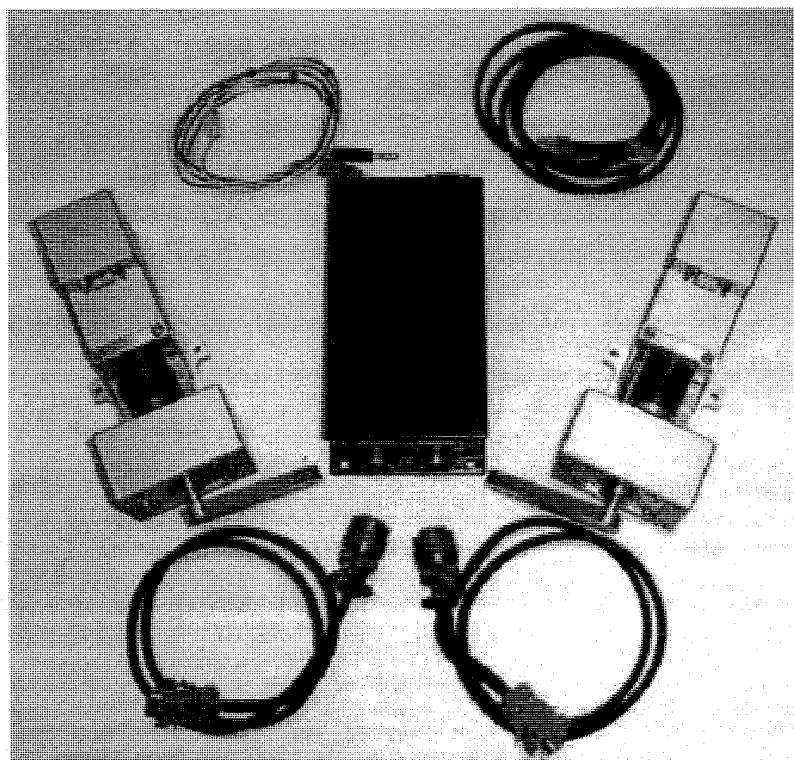
ESISTONO KIT X L'ISTALLAZIONE DELL'AUTOPILOTA SU AEREO
IN CUI NON È DI SERIE!!

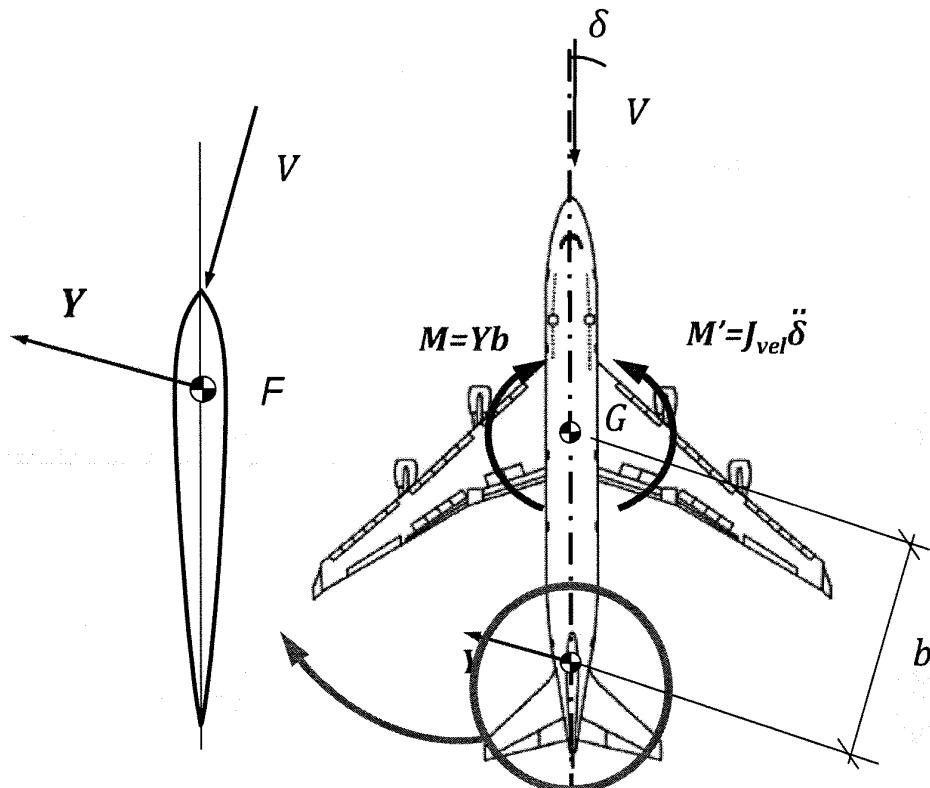
Autopilota – Velivolo aviazione generale

Riduttore/Frizione Motore Elettrico Encoder



Autopilota – Velivolo aviazione generale

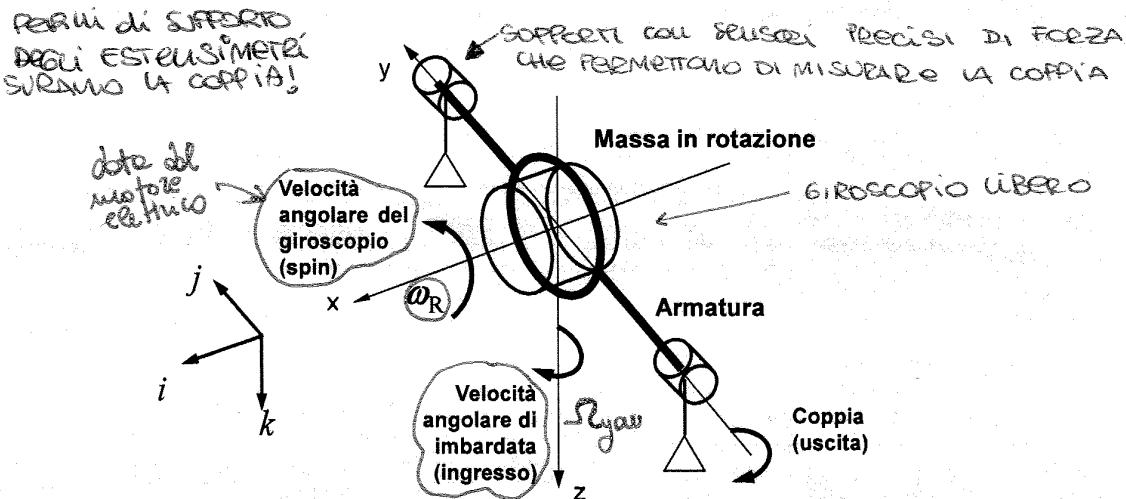




SMORZARE le oscillazioni di ROTAZIONE ATTORNO all'asse CORPO VERTICALE. È COSTITUITO DA UN GIROSCOPIO ACCESSORIO PROSSIMO AL BARICENTRO, È INTEGRATO nei comandi di Volo. **Yaw damper - YD**

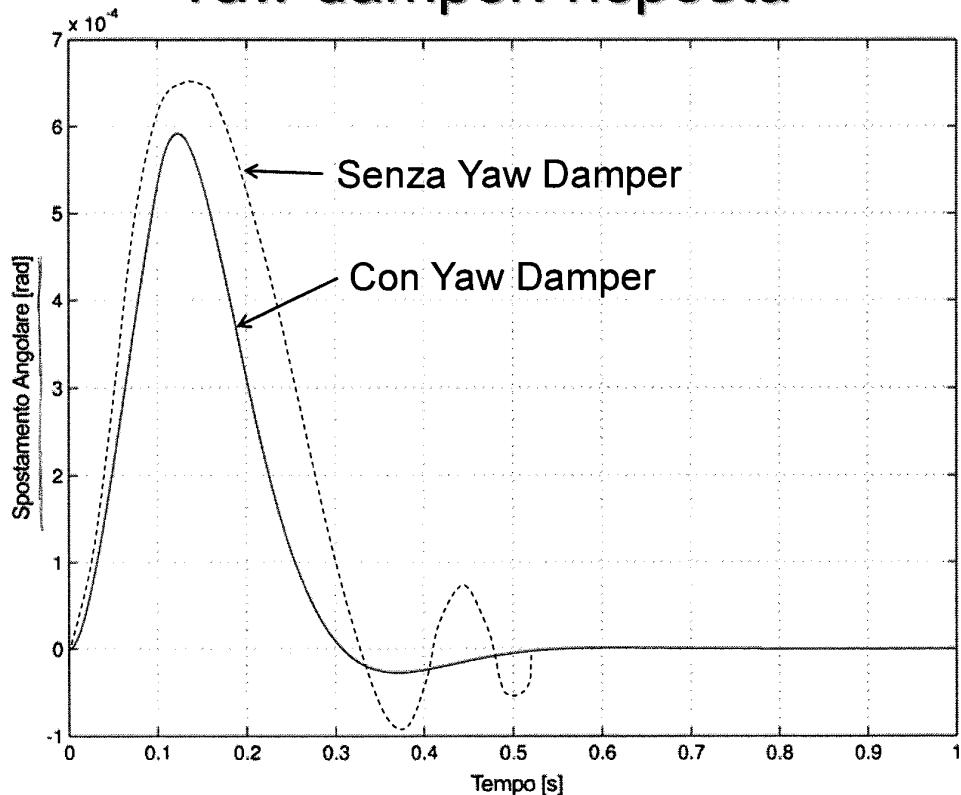
Si consideri un giroscopio con asse di rotazione X (asse longitudinale del velivolo). Nel caso il velivolo sia soggetto ad una imbardata con velocità Ω_{yaw} nesce per effetto giroscopico una coppia $C = J_R \omega_R \Omega_{yaw}$ che opportunamente amplificata può essere usata per attuare il timone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

SUI DUE PUNTI DI SUPPORTO A SCARICO DEGLI ESTREMI METRI A SCARICO DEGLI ESTREMI METRI CHE MISURANO LA COPPIA!



CONFRONTO QUALITATIVO

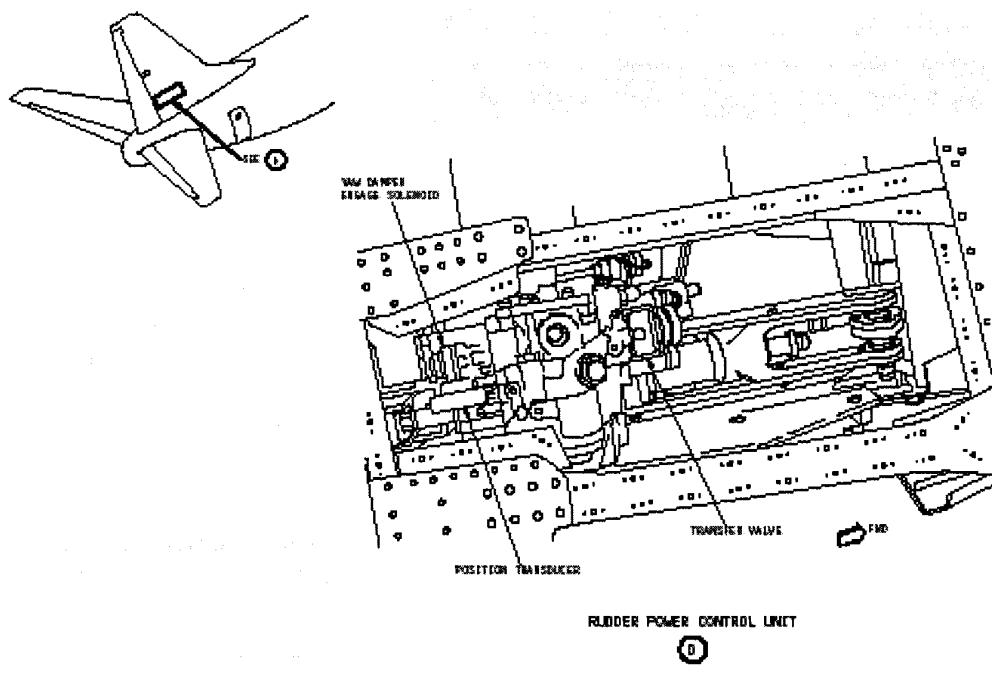
Yaw damper: risposta



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

47

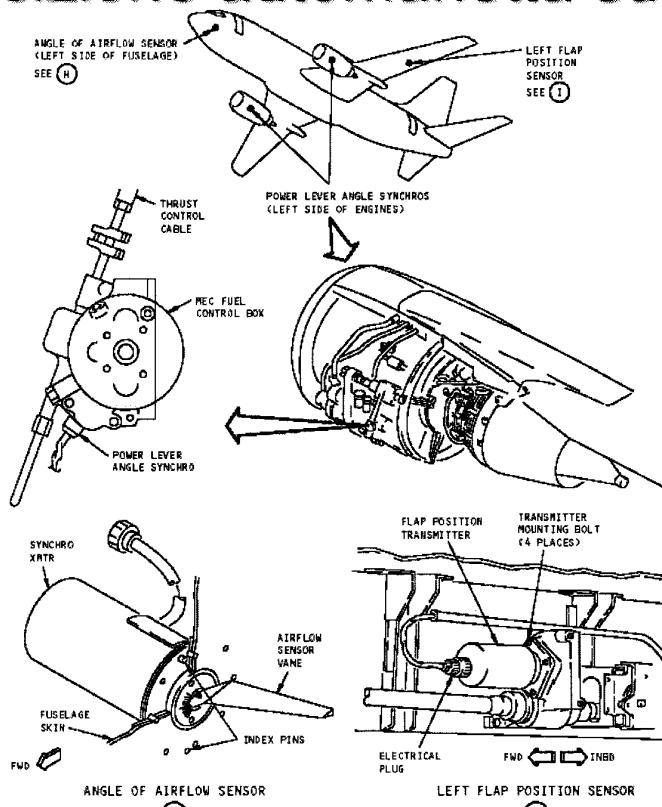
Yaw damper: collocazione su B-737



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

48

Disposizione automanetta su B-737



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

51

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.

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, R/NAV) 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

52

Gestione della navigazione

La proliferazione dei sistemi di navigazione ha prodotto una vera e propria esplosione delle informazioni trasmesse al pilota, che non è più in grado di gestirle convenientemente.

Nascono così nuovi apparati capaci di tenere sotto controllo la posizione del velivolo e di proporre e seguire la rotta più opportuna.

Essi comprendono principalmente un calcolatore (Navigation/Mission Computer), una memoria di massa, un quadro di controllo o un Data Entry Panel, un display ed un dispositivo di interfaccia con gli apparati di navigazione.

Questi equipaggiamenti sono in grado di comandare direttamente gli apparati di controllo di volo del velivolo (Flight Control System, FCS o autopilota) liberando il pilota dall'incombenza di impostare continuamente la rotta.

Flight Management System

Il Flight Management System (FMS) è nato in seguito allo sviluppo della navigazione "per area", dove il calcolo di waypoint virtuali comporterebbe al pilota un carico di lavoro eccessivo.

Una banca dati di tutti i riferimenti aeroportuali e di navigazione ed il collegamento con tutti i sistemi di navigazione di bordo consente al FMS di calcolare la rotta verso una qualsiasi destinazione, stimare la rotta ottimale in base a determinate condizioni, nonché presentarla su apposito display (Electronic Flight Instrument System, EFIS), e controllare il volo stesso mediante interfacciamento con il FCS.

Accurata è la rappresentazione delle rotte e di tutte le informazioni relative ai riferimenti di navigazione, posizione del velivolo, velocità, quota, informazioni su altri velivoli nell'area sorvolata (con ACARS e/o TCAS), autonomia, tempi e molto altro.

Il FMS sfrutta gli apparati di navigazione per ottenere i dati necessari secondo l'impostazione del pilota e spesso mediante il filtraggio statistico, al fine di minimizzare gli errori.

Composizione dell'FMS del B-737

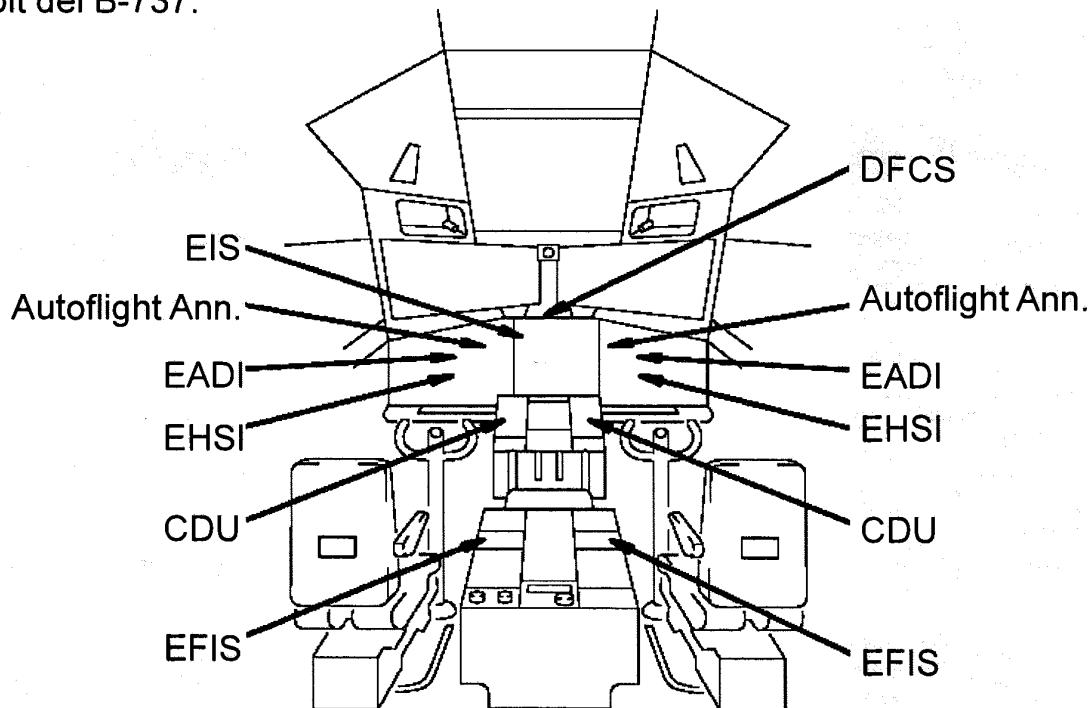
Il sistema FMS è costituito da sei apparati fondamentali: Flight Management Computer System (FMCS), Digital Flight Control System (DFCS), Automanetta (A/T), the Inertial Reference System (IRS), Electronic Flight Instrument System (EFIS) e una coppia di Control Display Unit (CDU).

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).

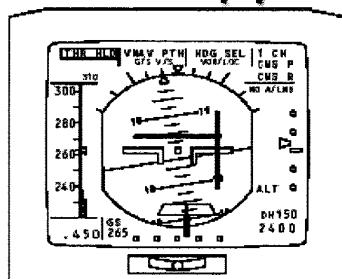
Agli apparati prima elencati si aggiunge la normale strumentazione che concorre al funzionamento dell'FMS quali Engine Indication System (EIS), Electronic Attitude Director Indicator (EADI), Electronic Horizontal Situation Indicator (EHSI) e poi l'indicatore di funzionamento di automanetta, autopilota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

Disposizione FMS su cockpit B-737

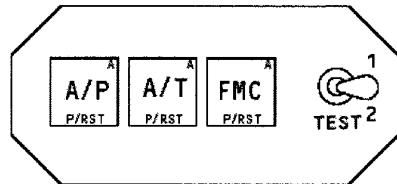
La figura mostra la disposizione della strumentazione relativa all'FMS sul cockpit del B-737.



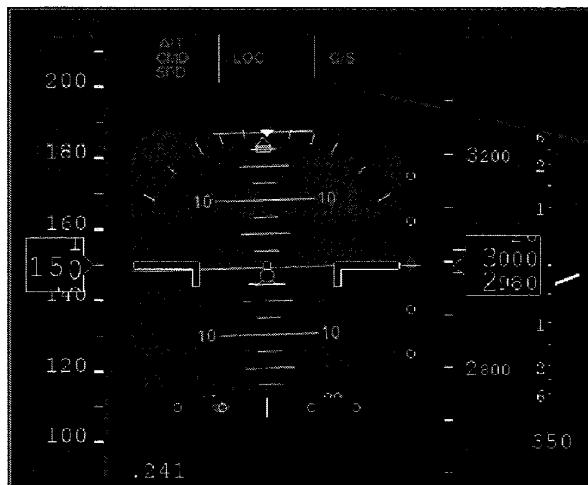
Apparati FMS B-737



ELECTRONIC ATTITUDE DIRECTOR INDICATOR (EADI)



AUTOFLIGHT STATUS ANNUNCIATOR



~DISPLAY PRIMARIO
con orizzonte ARTIFICIALE



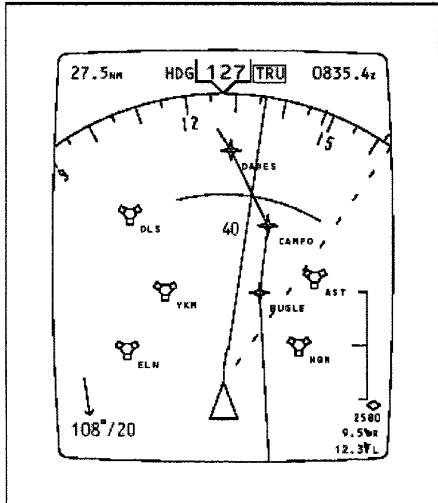
Primary Flight Display and
Flight Mode Annunciator
del B747-400

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

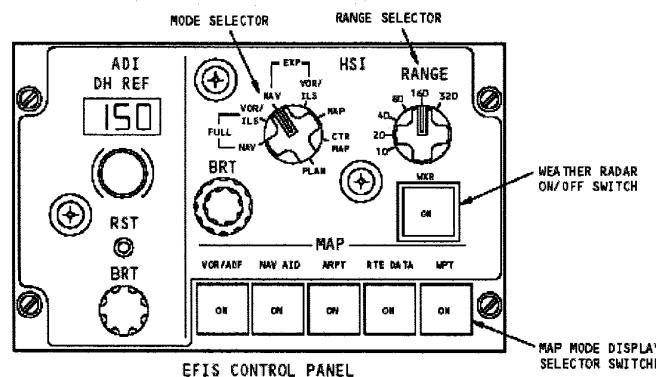
63

Apparati FMS B-737

ALTO DISPLAY dove compare il percorso



ELECTRONIC HORIZONTAL SITUATION INDICATOR (EHSI)



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

64

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.

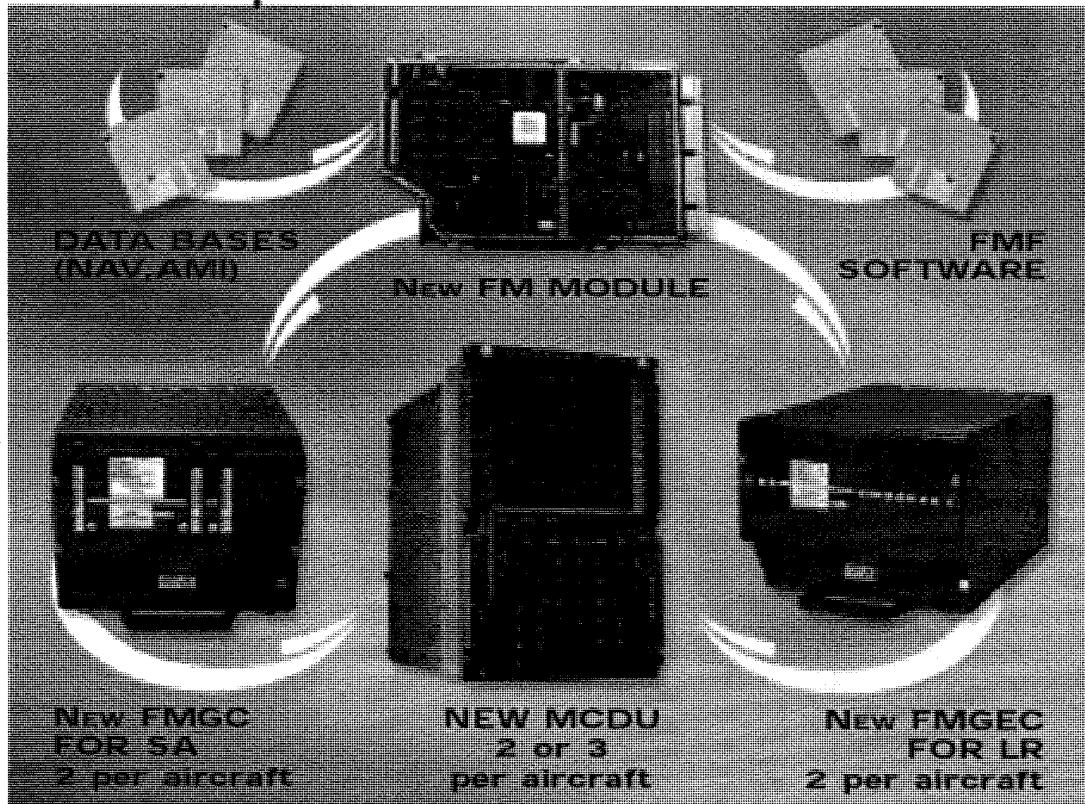
Modernamente il CDU è costituito da un display a colori (14 linee x 24 caratteri) associato ad una tastiera alfanumerica, con tasti disposti anche lateralmente allo schermo per permettere la selezione di menù e di opzioni. Un MCDU permette, a turno, di alternare informazioni di tipo testuale con altre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



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

67

Componenti FMS di Airbus-340



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

68

SE VOLESSIMO RITARDARE (RAVVENTARE) L'ARRIVO IN AEROPORTO POSSIBILE
USARE GLI AEROFRENI E ALCUNI SPOILER X AVERE UNA DISCESA CONTINUA
E/O PIÙ LENTA.

Gestione della navigazione 4D (3)

Per la posizione effettiva del velivolo la quota richiesta è calcolata in base alla traiettoria ideale; l'abbinamento del controllo dell'angolo di beccheggio e della spinta dei propulsori (o della resistenza) è usato per il controllo sia della quota sia della velocità.

L'angolo di beccheggio è controllato da un canale dell'autopilota, tramite l'FMS, per mantenere il velivolo sulla traiettoria voluta o per farlo ritornare su essa, mentre la spinta (resistenza) serve a controllare la velocità.

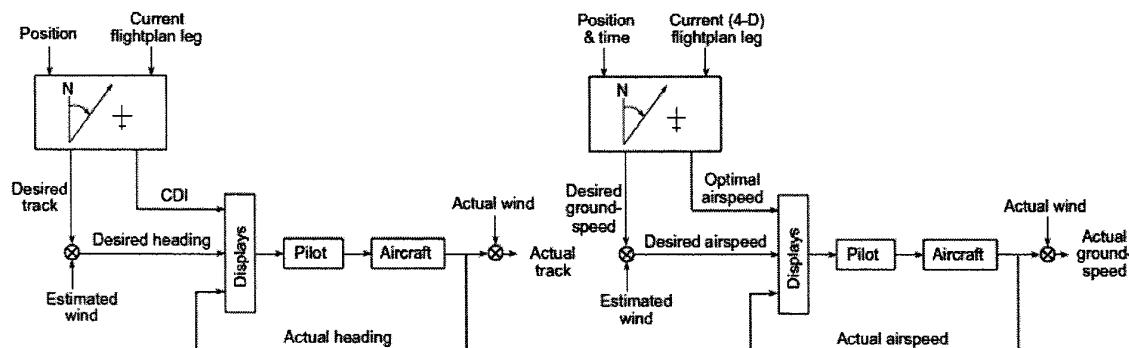
Viene effettuato il calcolo del range richiesto, per un dato tempo, e la variazione di velocità è impiegata per il controllo dell'errore di range e quindi del tempo richiesto.

L'FMS effettua il controllo di velocità nel caso essa sia "troppo bassa" tramite la spinta del propulsore, con l'automanetta. Il caso "troppo alto / troppo veloce" viene risolto con l'aumento della resistenza con l'azionamento degli spoiler/aerofreni. Per questioni di sicurezza e di comfort l'estensione degli aerofreni viene controllata dall'equipaggio, in seguito all'indicazione dei massaggi sul PFD, e non direttamente dal FMS/autopilota.

Gestione della navigazione 4D (4)

L'efficacia del anello di regolazione 4D in ordine alla riduzione dell'incertezza del tempo di arrivo è valutata statisticamente in meno di +/-8 secondi per il 95% di tutti i voli, contro gli oltre 40 secondi corrispondenti ad una discesa senza anello di controllo sul tempo.

To allow aircraft to fly 4-D routes at the most efficient airspeed, an estimate of the expected wind direction and velocity along the route to be flown must be used to calculate the time constraints. When during the execution of the 4-D route the actual wind differs from the estimate used in the definition of the route, the reference airspeed needed to stay in the centre of the 4-D containment area will differ from the optimal airspeed. Fortunately, aircraft do not have to fly in the center, but only within certain margins around it.



L'ILS REGOLA GLI ULTIMI 2 KM DI VOLO CHE PORTA A ERROI DI MAX 1000 METRI DI SOMMINISTRA

È così detto un sotto-sistema che è molto complesso !!

ESISTANO poche aziende specializzate che fanno solo QSTO! È DI MATERIALE
MOLTO RESISTENTE COI MOLTI Accessori, elettrica, idraulica
ELETTRONICA, aerodinamica ecc.

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;
- ammortizzatore; → deve assorbire e dissipare l'energia cinetica verticale
che il velivolo ha per il suo scatto
- freno;
- ruota e pneumatico → ENERGIA CINETICA deve essere dissipata !!
- sensori → GARANTIRE IL ROTAZIONE
ES: FRENI SUPERSCALDATI, STATO DEL FRENO, GURGANI
- attuatori per lo sterzo e il blocco della posizione estratta e retratta → uelle manovre
DI TAXI

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.

È UN OGGETTO Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore
che deve sopportare i cambiamenti di PESO !!

3

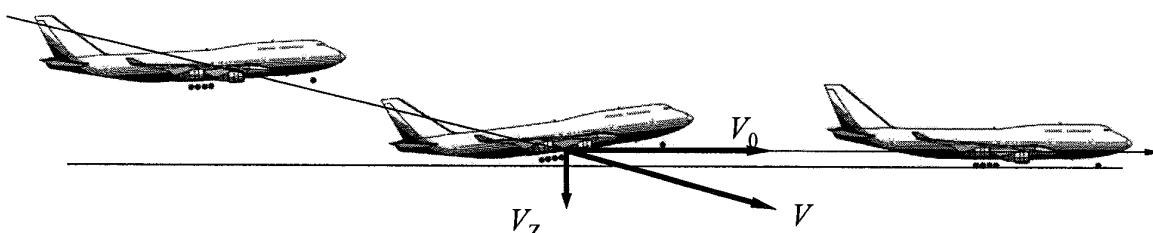
Funzioni svolte dal carrello

ESTRAZIONE E
RETRATTAZIONE

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.

LEGATA ALL'ULTIMO ANGOL

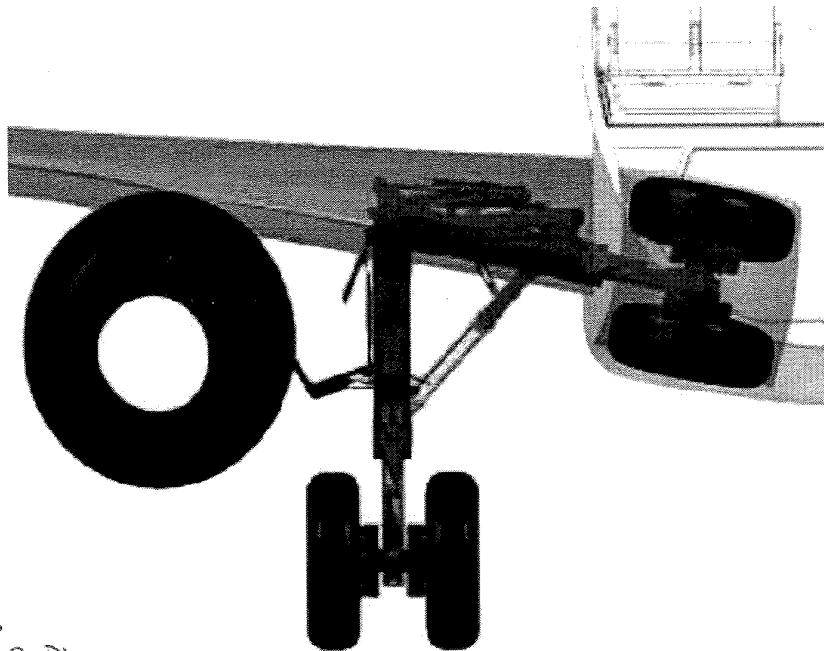
* Esempio: velivolo B-737. Velocità verticale all'impatto 2 m/s; massa del velivolo all'atterraggio: 50000 kg. Energia cinetica verticale: $\frac{1}{2} m V_z^2 = 0,5 \cdot 50000 \cdot 4 = 100000 \text{ J}$.

Nell'ipotesi che lo schiacciamento del carrello avvenga in 1 secondo: la potenza da dissipare è di 100kW.

Retrazione del carrello (2)

Lo studio dell'interferenza fra i vari componenti del carrello e la determinazione del vano necessario a contenerlo hanno sempre costituito un notevole problema, risolto in prima approssimazione attraverso un certo numero di disegni e successivamente completato attraverso modelli.

Questo è necessario specialmente per carrelli che abbiano movimento non piano o articolazioni particolari che rendono molto complesso lo sviluppo manuale dei disegni; al giorno d'oggi il problema è affrontabile attraverso i sistemi CAD in modo praticamente completo.



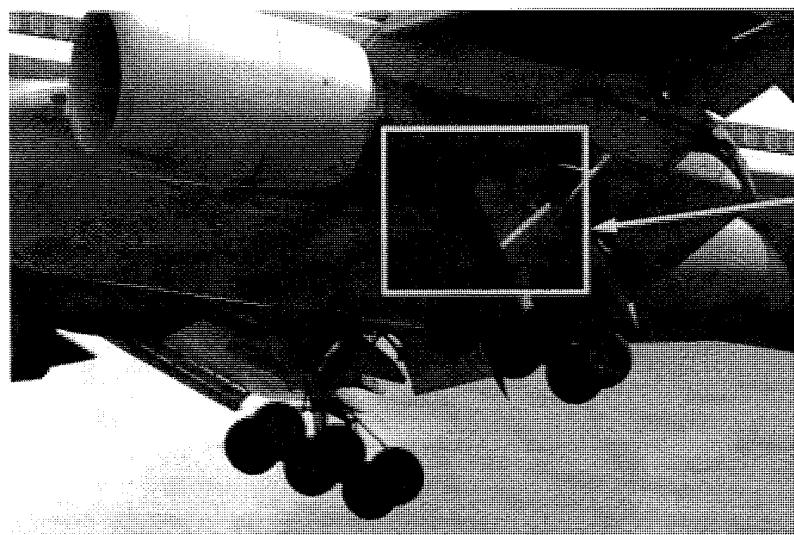
*CARRELLI GROSSI HANNO
PROBLEMI DI VOLUME E DI
SPAZIO!*

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

7

Retrazione del carrello (3)

Negli anni sono state sviluppate numerose architetture e soluzioni per lo stivaggio del carrello.



*IN ALCUNI CASI IL CARRELLO SI INCLINA X AVERE IMPATTO GRADUATO
CON MINIMIZZAZIONE DI ENERGIA.*

Ad esempio il Boeing-777 inclina il gruppo ruota ed accoglie il carrello in un vano chiuso in una carenatura al di sotto del piano di carico.

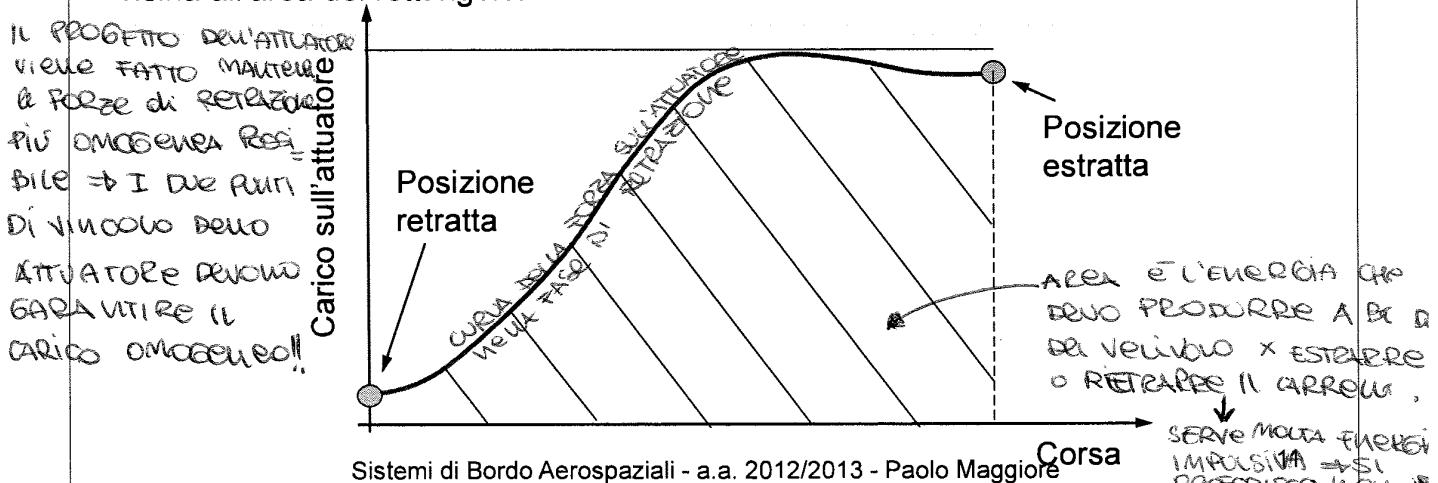
L'architettura del carrello e del complesso di leve che effettua la retrazione è già piuttosto complicato.

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

8

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.



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. se ne AVREI X MIA PRESSIONE PER LE SIEPI ANCHE AD APRIRE LE SIEPI CHE RECUPERO UNA MOLTA CANTITÀ DI VENTO
- RITIRARE IL CARRELLO PRENDE TEMPO MAGGIORE RISPETTO ALL'ESTRAZIONE se ne AVREI X MIA PRESSIONE PER LE SIEPI ANCHE AD APRIRE LE SIEPI CHE RECUPERO UNA MOLTA CANTITÀ DI VENTO

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

12

- IE VALO IN CUI VIEDE RACCOLTO IL CARRELLO IN GENERE È CHIUSO X EVITARE EFFETTI DI DECALO AMBIENTALE SUL CARRELLO E MINIMIZZARE IL PROFILIO AERONAUTICO

Estrazione manuale del carrello

Comunque, è previsto un metodo di estrazione di emergenza indipendente da quello principale, da utilizzare in caso di guasto all'impianto idraulico o elettrico. → **SPAZI ANTI FUMO DI SICUREZZA**

Ad es., sul velivolo B-737 sotto al sedile del pilota vi è una cassetta che contiene tre leve che rilasciano il carrello anteriore e il carrello principale per effetto del peso stesso del carrello (lato destro e sinistro, indipendentemente).



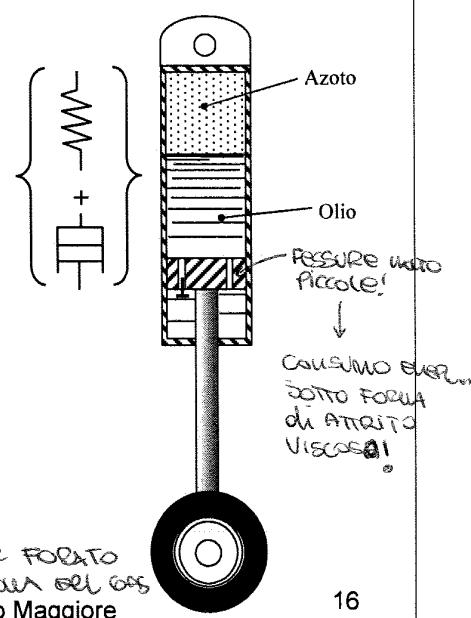
Ammortizzatore del carrello

L'ammortizzatore a sua volta svolge due funzioni:

6.5 → 1) elastica, ovvero deve assorbire l'energia E_z , impedendo che essa possa danneggiare le strutture del velivolo, trasformandola in energia potenziale (grazie a compressione di un mezzo elastico, un gas)

6.6 → 2) dissipatrice, ovvero deve trasformare l'energia meccanica in calore, smorzando così le oscillazioni che nascono a causa della naturale tendenza alla restituzione dell'energia potenziale da parte del gas.

E' possibile sviluppare ammortizzatori con diversi sistemi: molle metalliche elastiche assiali o flessionali, molle e organi d'attrito, molle liquide, tamponi in gomma, sistemi pneumatici, ecc., ma il sistema che ha la maggior diffusione e che ho dato il miglior rendimento ottenibile nell'esercitare in modo affidabile le suddette funzioni, a parità di peso, è costituito dall'ammortizzatore oleopneumatico. Tale soluzione, tipica delle applicazioni aerospaziali ha poi trovato largo impiego anche in altri settori tecnologici nell'ingegneria dei trasporti.



che sotto l'azione del peso del veicolo il pistone forato non va su ma si ferma ?? potrebbe accadere una cosa del genere
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore



Ammortizzatore oleopneumatico (2)

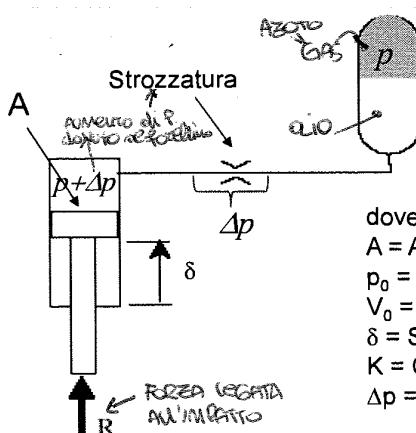
Schematicamente si può considerare l'ammortizzatore come un cilindro con pistone mobile, sul cui stelo si trova la ruota; nel cilindro si trova il liquido che, in condizioni statiche, è in equilibrio di pressione con un accumulatore a gas; durante il movimento del pistone il liquido scorre attraverso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

POSSIAMO RADICALMENTE IN MODO DINAMICO
NEL 3 SECONDI IN CUI SCHIACCIA IL PISTONE!!

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

Vale questo lo stelo scende
nel 3 secondi
di impatto!!

$$R = A(p + \Delta p) = A \left[p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A\delta} \right)^\gamma + K \left(\frac{d\delta}{dt} A \right)^2 \right] = Ap_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A\delta} \right)^\gamma + A^3 K \left(\frac{d\delta}{dt} \right)^2$$



dove:

A = Area del cilindro ammortizzatore

p_0 = Pressione di precarica ammortizzatore \rightarrow QUASI GAS VANO A metà nella cm 2

V_0 = 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^2 , dove Q = portata)

Area - Velocità \rightarrow Portata \rightarrow Volume

Componente statica (elastica)

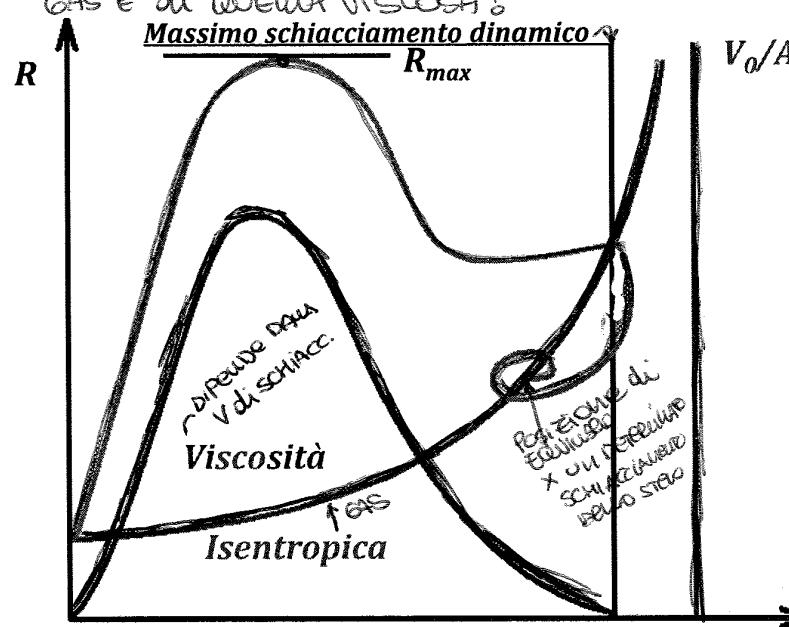
Componente viscosa

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 $\delta = V_0/A$. La componente viscosa ha un andamento legato a quello della derivata prima $d\delta/dt$, che approssimativamente è una curva a campana con valori nulli per schiacciamenti nullo e massimo.

LA CURVA VERDE È LA SOMMA DELLE FORZE DEL GAS E DI QUELLA VISCOSA!

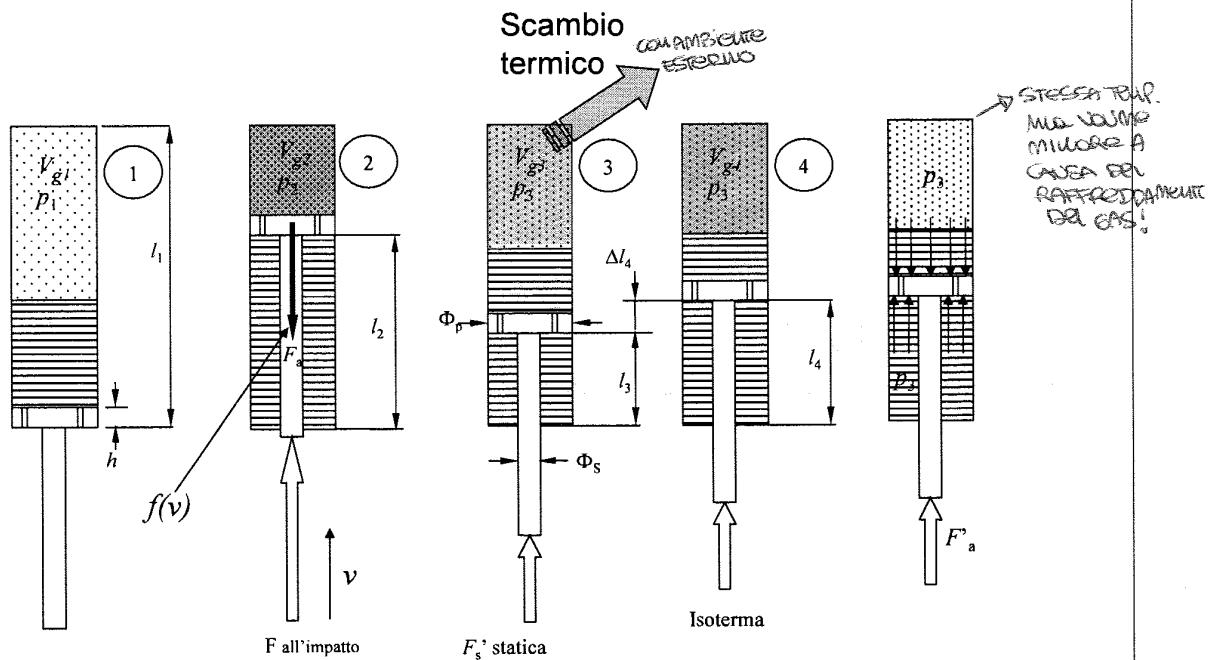


La sovrapposizione dei due effetti risulta nella curva verde della reazione risultante R valida per la prima corsa di schiacciamento massimo. Raggiunto lo schiacciamento massimo, inizia il ritorno verso la posizione di equilibrio statico, cui giunge con poche oscillazioni (in dipendenza del comportamento viscoso dell'olio).

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

X

Ammortizzatore oleopneumatico (6)



$$\Delta V_{gas} = l_3 \cdot \Phi_S^2 \frac{\pi}{4} = V_{g1} - V_{g3} \quad l_1 \cdot \Phi_p^2 \frac{\pi}{4} = V_{g1} + V_{olio} \quad p_3 = \frac{F_a'}{\Phi_S^2 \frac{\pi}{4}} \quad p_1 = p_3 \left(\frac{V_{g3}}{V_{g1}} \right)^k$$

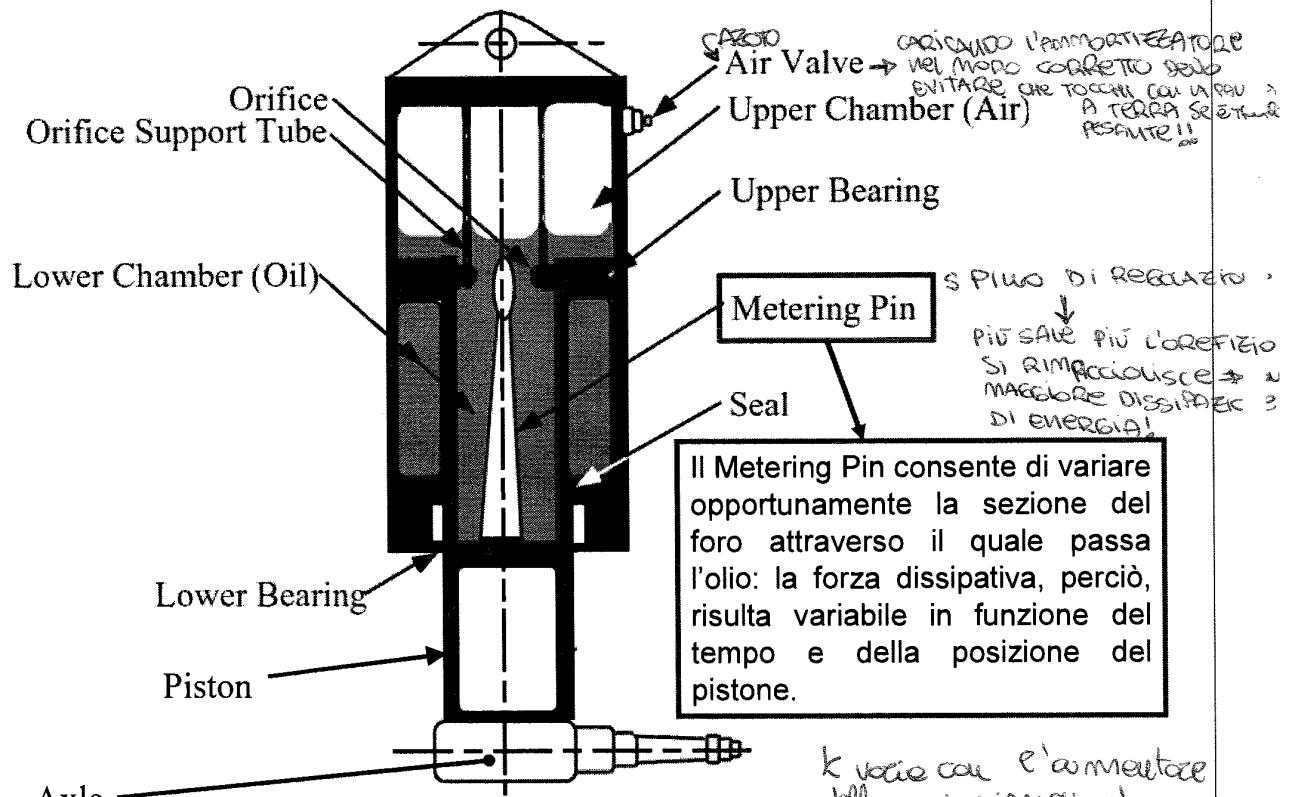
$$p_3 V_{g3}^k = p_1 V_{g1}^k \quad V_{olio} = (\Phi_p^2 - \Phi_S^2) \frac{\pi}{4} l_2$$

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

23

X

Ammortizzatore oleopneumatico (7)

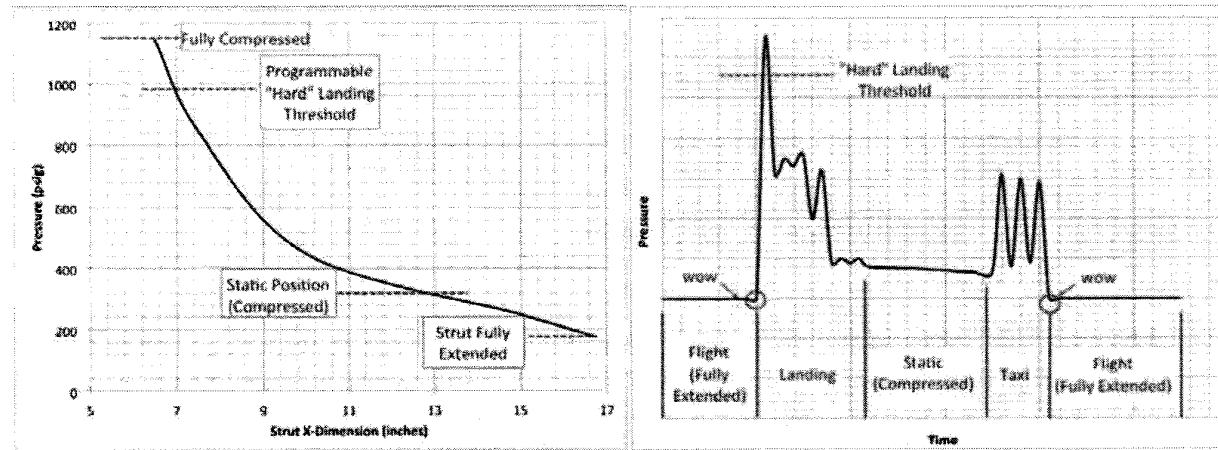


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

24

X Carichi e condizioni per il dimensionamento

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



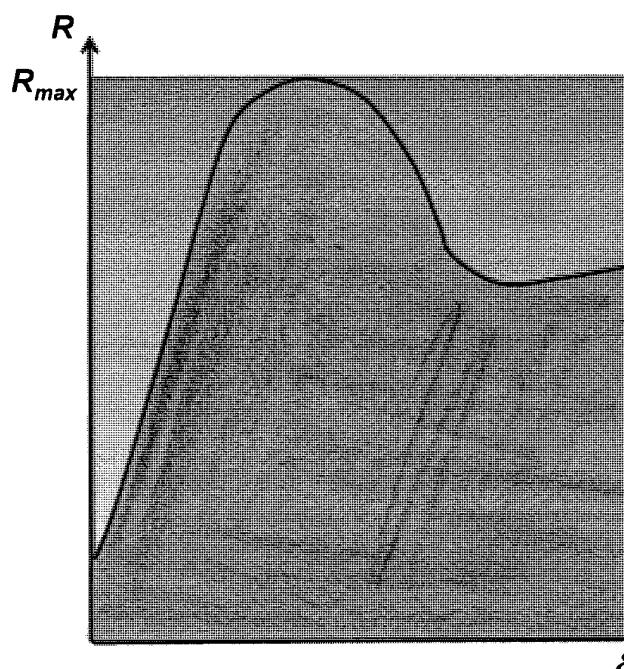
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

27

Efficienza ammortizzatore

Si nota la notevole efficienza degli ammortizzatori oleopneumatici con orifici a geometria variabile.

Lo pneumatico contribuisce all'azione di ammortizzazione anche se in modo meno marcato.



$$\text{Efficienza} = \frac{\text{AREA RETTANGOLO}}{(\text{R}_{\max} \times \delta_{\max})}$$

Type	Efficiency, •
Steel leaf spring	0.50
Steel coil spring	0.62
Air spring	0.45
Rubber block	0.60
Rubber bungee	0.58
Oleo-pneumatic	
-Fixed orifice	0.65-0.80
-Metered orifice	0.75-0.90
Tyre → Pneumatic	0.47

L'EFFICIENZA MOLTO BASSA
DEVO AGGIUNGERE ANNOTAZIONI

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

28

Criteri di massima per progetto carrello

2) Dimensionare ammortizzatore e ruote

- Considerare la configurazione generale proveniente dall'avamprogetto del velivolo.
- Valutare il peso che agisce sulla gamba. In generale per la suddivisione del peso sul carrello assumere: 20% "nose", 80% "main".
- Scelta n° e Φ ruote per gambe carrello, con relativa pressione di gonfiaggio: da quest'ultima dipende anche l'area dell'impronta al suolo e quindi la pressione specifica sulla pista dovuta al peso del velivolo.

NOI POSSIAMO EVITARE CHE IL TERRENO SI ROMPA (CEMENTO) X GARANTIRE UNA PRESSIONE SPECIFICA DEL SUOLO.



→ velivolo più grosso in termini di peso \approx 600 t
28 ruote altre come un uomo!

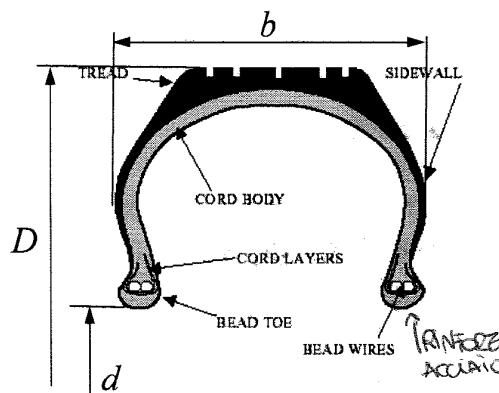
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

31

LA CARCASSA È FATTA IN FIBRE DI NYLON CON ZONE RINFORZATE IN ACCIAIO!

Scelta delle ruote (1)

Gli pneumatici impiegati nei carrelli hanno una costruzione simile a quella degli pneumatici automobilistici radiali; ne differiscono principalmente per i livelli di pressione adottata ($\approx 15 \div 20$ bar), una molto maggiore rigidezza del tallone di tenuta, un battistrada non tassellato ed un suo maggiore spessore. In figura si mostra una sezione che mette in evidenza i dettagli principali. La carcassa (cord body) è un multistrato di fibre di nylon, distese lungo diverse direzioni, annegate nella gomma. I talloni, per l'accoppiamento con la ruota, contengono anelli metallici di rinforzo attorno cui si ancorano le fibre della carcassa.



Designazione	b	d	D
170 X 210 X 610 UNI 608	170 \pm 5	177,8	305 \pm 5
200 X 210 X 610 UNI 608	200 \pm 6	216,1	300 \pm 5
230 X 210 X 700 UNI 608	230 \pm 7	234	370 \pm 10
260 X 210 X 810 UNI 608	260 \pm 8	264,8	430 \pm 12
330 X 210 X 810 UNI 608	330 \pm 10	338,0	465 \pm 15
375 X 210 X 1110 UNI 608	375 \pm 11	409,4	5110 \pm 17
420 X 210 X 1260 UNI 608	420 \pm 13	457,2	5265 \pm 19
475 X 210 X 1460 UNI 608	475 \pm 14	504	5800 \pm 21
500 X 210 X 1770 UNI 608	500 \pm 16	571,5	6565 \pm 23
500 X 210 X 1770 UNI 608	500 \pm 18	575	1785 \pm 25

IL BATTISTRADA NON È TASSELLATO
COME X LE AUTO + EVITA L'IMPUNTURA
CON IL SUOLO CHE STRAPPA IL BATTISTRADA
DALLA CARICA
↓
SARDO X P.I.O.
SCORDI
P.D.
ACQUARI
↓
che X
suo
metto
in poche
che in
ho che!

La loro designazione segue, ad es., la regola seguente $b \times d \times D$, dove le lettere rappresentano rispettivamente la larghezza trasversale, il diametro del tallone e il diametro esterno massimo.

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

32

NON HANNO CAMERE D'ARIA E SONO TOSIESTI!

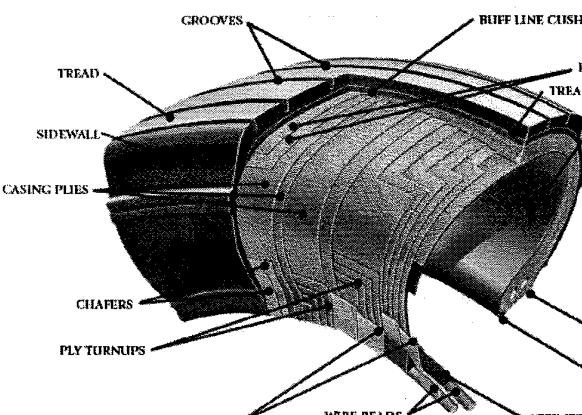
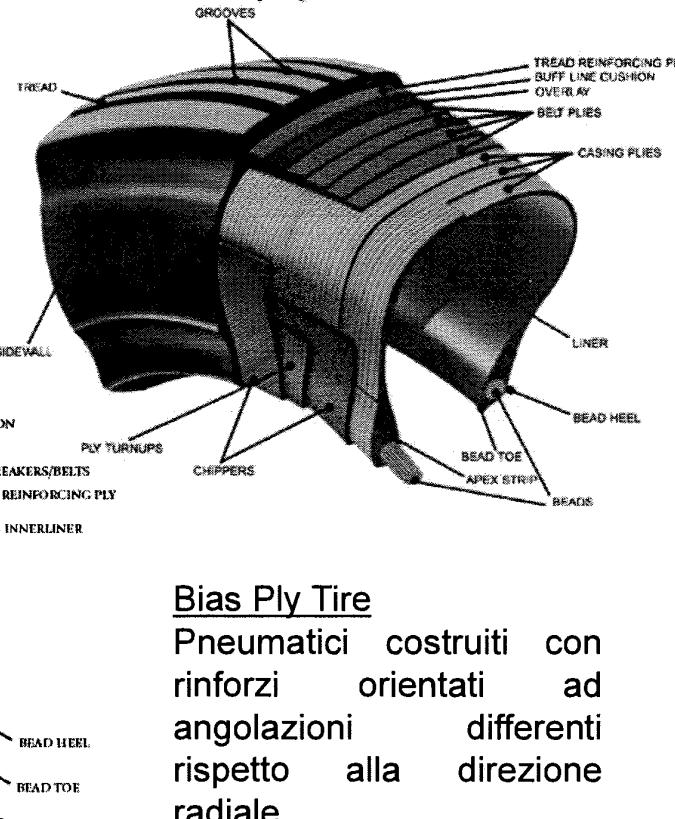
QUANDO SI VEDONO LE REE BISOGNA SOSTituIRE IL PNEUMATICO!

X

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

35

Scelta delle ruote (4)

OPERATI O IN LEGA DI ALLUMINIO O DI MAGNESIO CHE DISSIPANO TERMICAMENTE IL CALORE!

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 rigidezza 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.

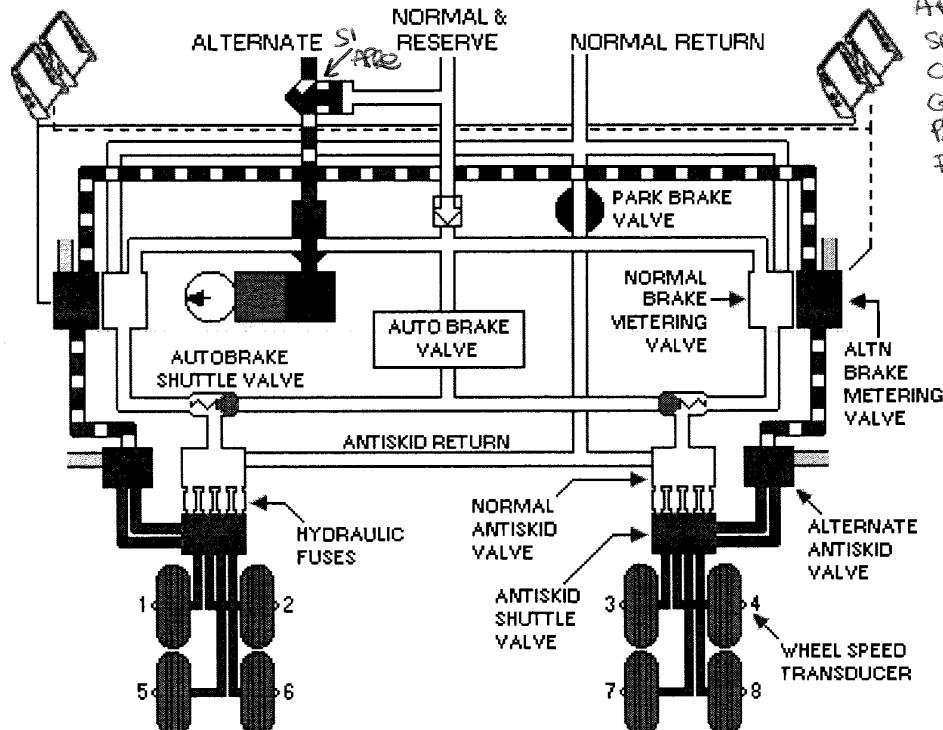
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

36

Freni del carrello (3)

Configurazione del Boeing 757

Alternate Brakes



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

39

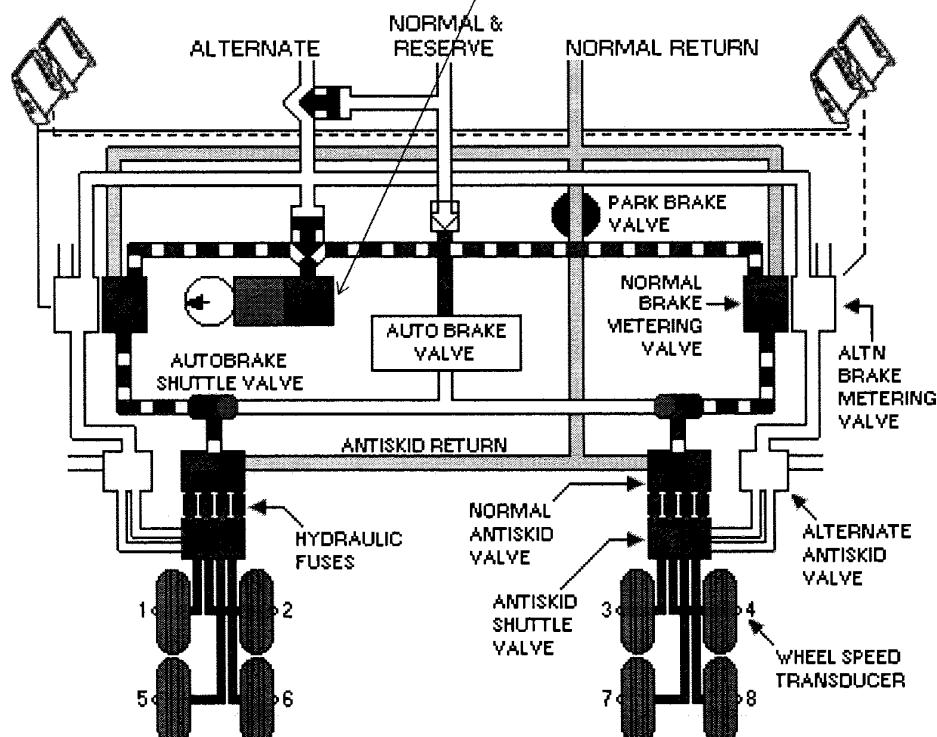
→ QUANDO L'IMPIANTO PRIMARIO È FUORI USO

APRO UN SISTEMA SECONDAARIO CHE FA IL COMBITO DELLA FUNKZIONE DI FRENO

Freni del carrello (4)

Configurazione del Boeing 757 Brake Accumulator

→ SE ANCHE L'IMPIANTO SECONDAARIO È FUORI USO SI ATTIVA IL SISTEMA A GAS



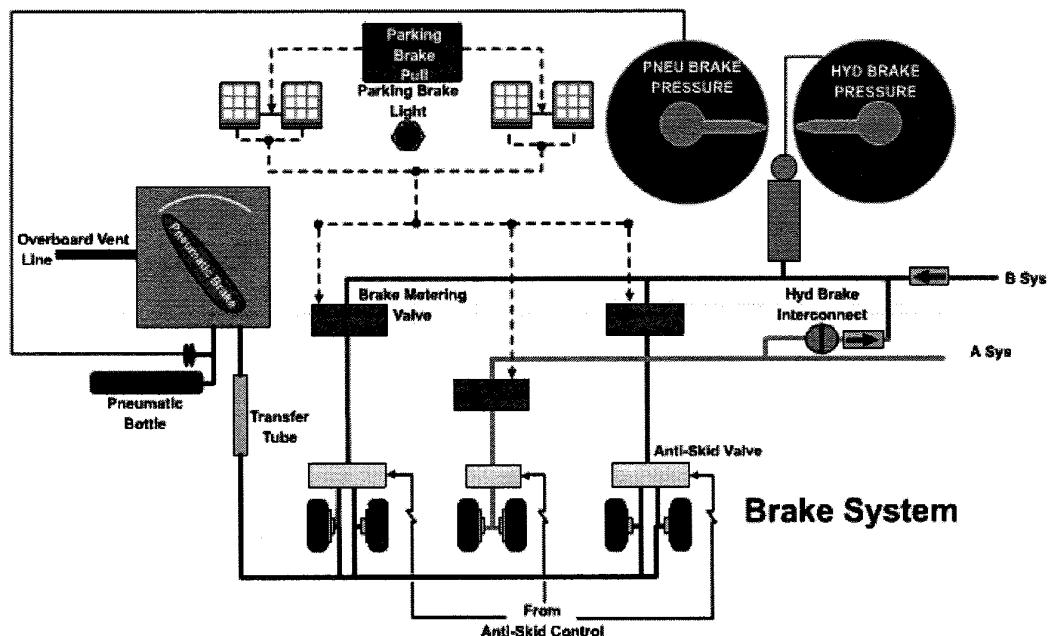
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

40

X

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.

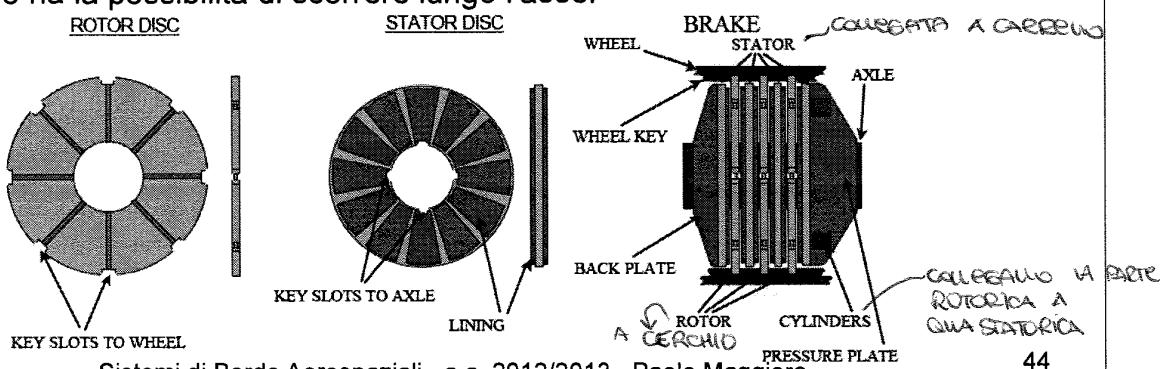
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

43

X

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 disperdoni 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

X

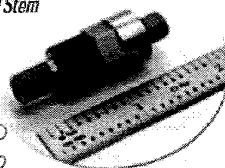
Indicatori usura freni a disco



Sensore pressione pneumatico

SMARTStem™ Wireless Tire Pressure Indication System:

SMARTStem replaces the existing inflation valve stem located in an aircraft wheel with an RF-equipped valve stem that can communicate tire pressure, temperature, unique identification, and other stored data to the cockpit via the onboard system, or to the maintenance crew with the use of a handheld device. The *SMARTStem* system makes the daily tire pressure check quick, easy, accurate, and automatically documented.



A FRENI CHIUSI DI QUANDO
ESCE IL PIÙ RURO CAPISCO
DI QUANTO SI È USURATO IL
FRENO!

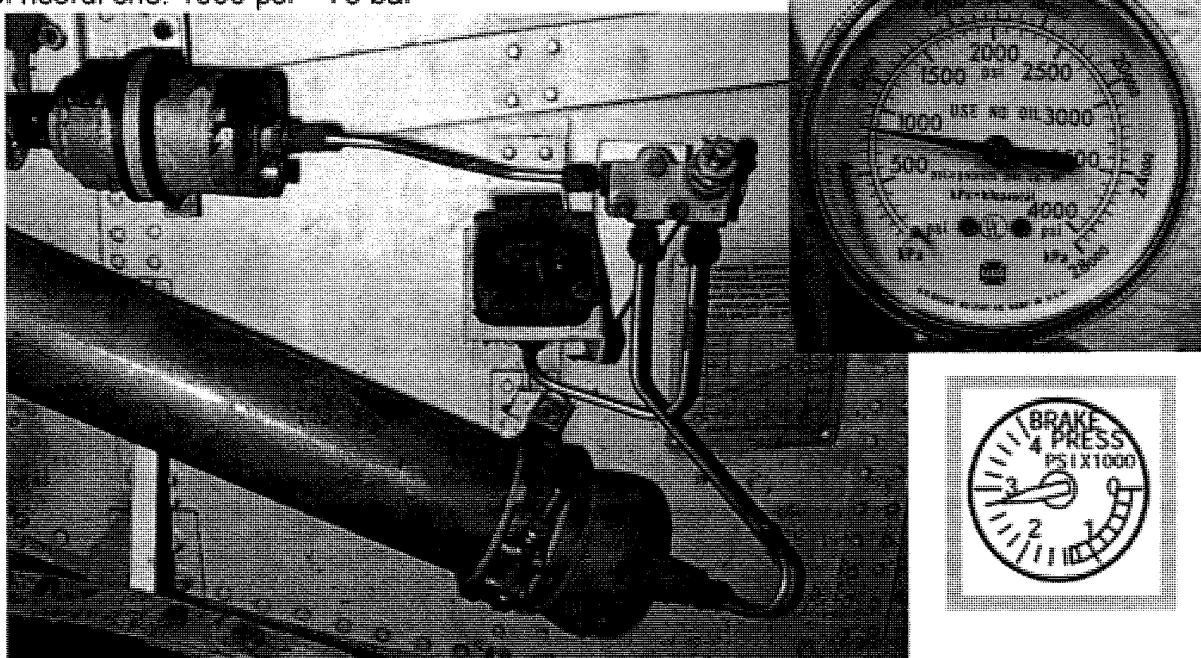
Ago di indicazione
usura freni (Wear
Indicator Pin)

X

Accumulatore freni

L'indicatore di pressione dei freni (Brake Pressure Indicator) è localizzato anche in cabina di pilotaggio, sul pannello centrale; indica la pressione nell'accumulatore dei freni, generalmente in psi (x 1,000). Spesso il ripristino della pressione nell'accumulatore è causa di ritardi tecnici al decollo.

Si ricordi che: $1000 \text{ psi} = 78 \text{ bar}$

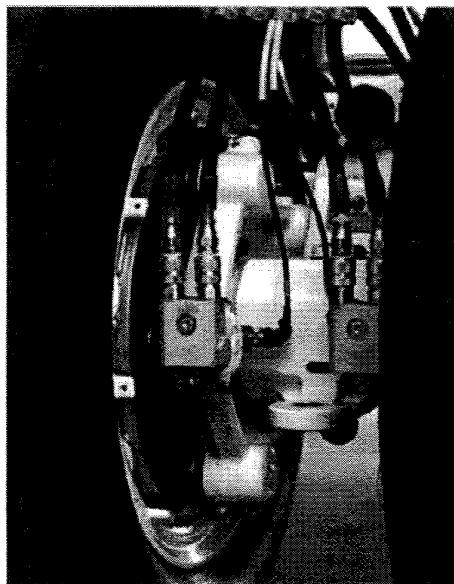


X

Freni del carrello Wheels - Brakes - Tires



Brake-by-wire provides smooth & efficient deceleration



- 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

51

X

Anti-skid

→ AVVI BLOCCAGGIO

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.

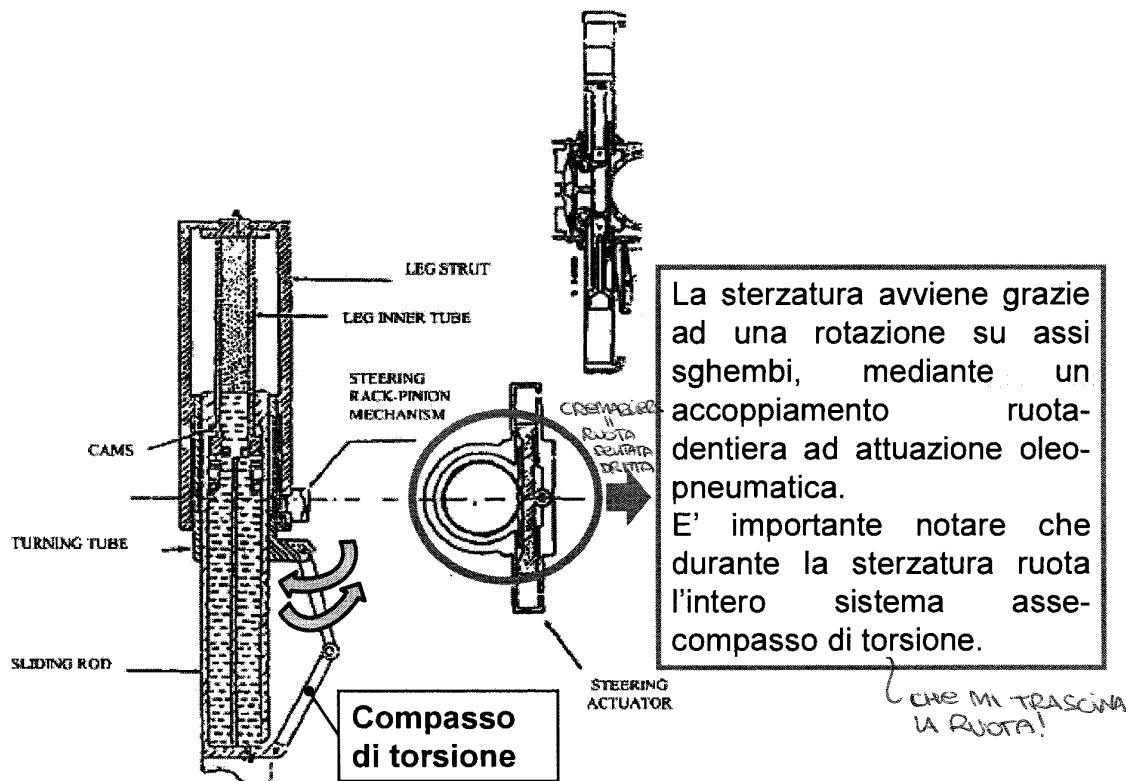
Mentre i sistemi anti-skid di una volta erano analogici, quelli attuali sono digitali, con un controllo molto fine del segnale di bloccaggio, fluttuazioni di pressione più contenute e corse di atterraggio più brevi. I sistemi attuali riescono addirittura a tenere la ruota ad un certo livello di scivolamento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

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

52

X

Sterzatura del carrello (2)



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

55

Sterzatura del carrello (3) EMBRAER 170/190 Family Turning Radius

EMBRAER
Commercial Jets

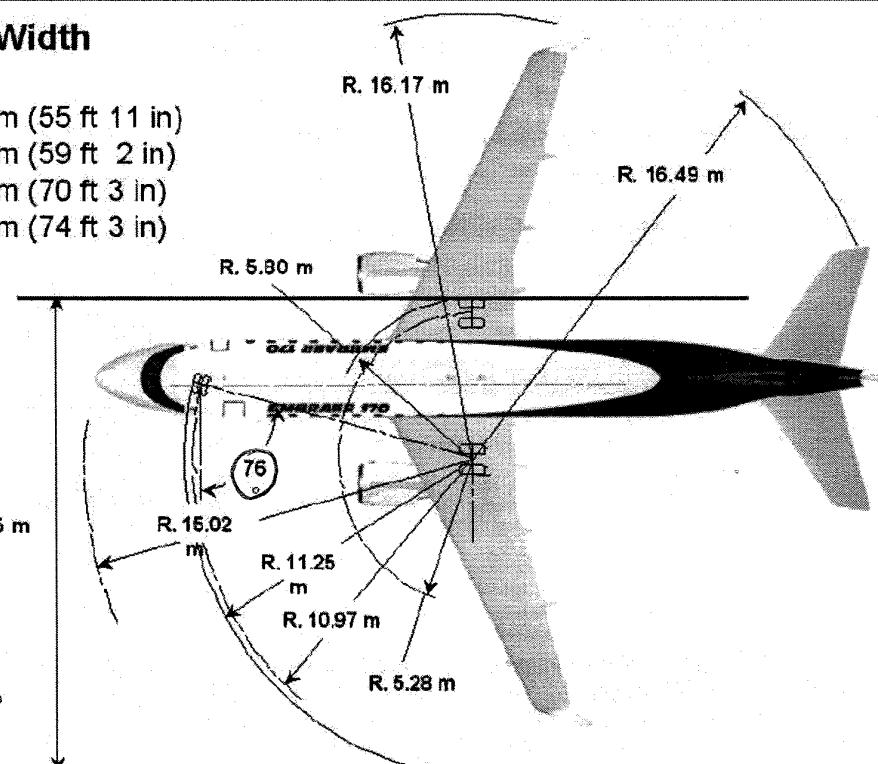
Minimum Runway Width

EMBRAER 170 17.05 m (55 ft 11 in)
EMBRAER 175 18.04 m (59 ft 2 in)
EMBRAER 190 21.40 m (70 ft 3 in)
EMBRAER 195 22.64 m (74 ft 3 in)

Tipici raggi di sterzatura su un velivolo di medie dimensioni.

10÷15° SU PISTA!
FINO A 76° IN KAMPAN!

IN MOTO USO LA PEDALEGGIA
DEI FRENI & SUO DEDO DI
TERMO GIRO UNA
MANOVRA!



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

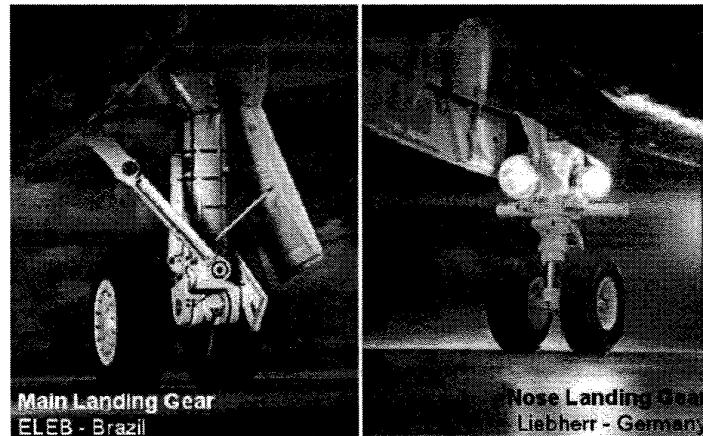
55

Landing Gear



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

ANCHE SUL
CARRILO ANTERIORE
CI SONO DELLE
WCI.

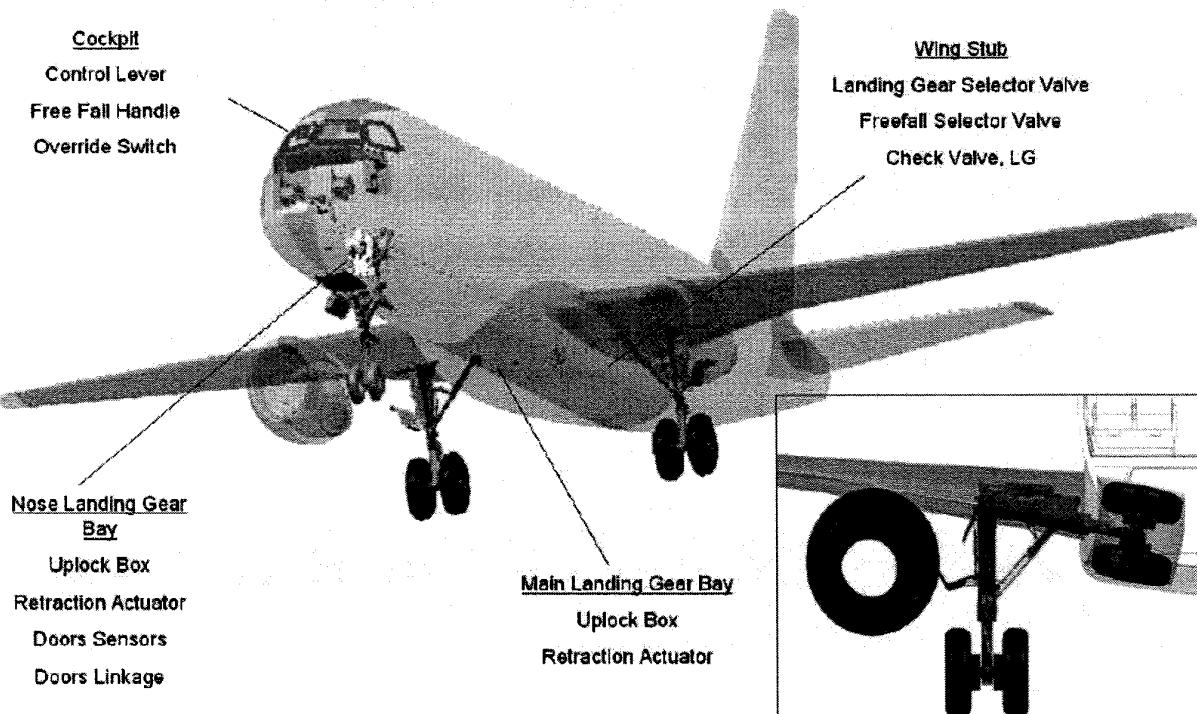


- 20,000 cycle overhaul life
- 2 hydraulically actuated nose-gear doors
- Gravity free-fall emergency system

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

09

Landing Gear System



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

60

No ESAME!

Esempi pratici: sistema di frenatura del B-737

HYDRAULIC BRAKE SYSTEM - DESCRIPTION AND OPERATION

1. General

A. The hydraulic braking system aids airplane control during ground operations. The Brakes hold the airplanes during parking, mooring, and engine run. They stop the wheel spin after takeoff, shorten the landing run, and assist in turning when the airplane is taxied.

B. The brake system is manually controlled by the captain's or first officer's rudder pedals through linkage and cables to the brake metering valve for each main gear. Each brake metering valve directs B system

hydraulic pressure up to 3000 psi to the brakes of the main gear it serves. An antiskid system and an automatic braking system are incorporated into the manual braking system (AMM 32-42-00, Antiskid System - Description and Operation; and 32-43-01, Automatic Braking System - Description and Operation).

C. The hydraulic brake system consists of system control cables and linkages, alternate brake selector valve, accumulator isolation valve, brake metering valves, brake feel augmentors, related antiskid/autobrake units, shuttle valves, hydraulic fuses, main gear brake swivels, disk-type brakes, hydraulic pressure accumulator, transmitters and gages

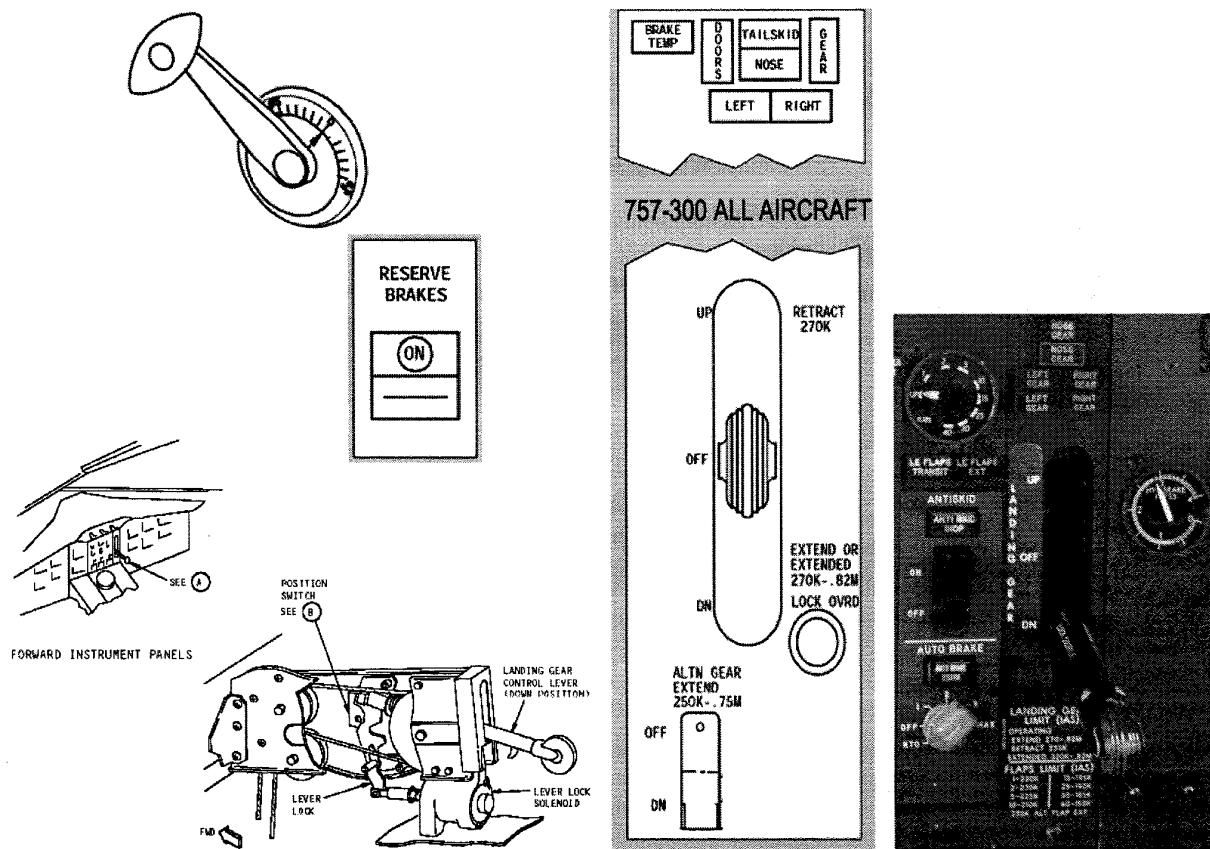
(Fig. 1). A parking brake shutoff valve, covered in 32-44-00, and antiskid control valves, covered in 32-42-00, are mentioned in the operation of the brake system, but are considered components of the parking brake system and the antiskid system, respectively. Automatic braking system components, autobrake control panel, two shuttle valves, autobrake digital circuits, an autobrake pressure control module and four pressure switches are installed in the hydraulic system. These components are mentioned in operation of the brake system, but are part of the automatic braking system and are covered in 32-43-01. The brakes are of the rotating disk type and are self-adjusting. The hydraulic pressure accumulator is charged to 3000 psi to provide braking pressure for parking or whenever the main hydraulic systems are depressurized.

The accumulator pressure transmitter provides a brake system hydraulic pressure indication on a remote gage in the control cabin. The brakes are applied automatically to stop the spinning main gear wheels when the landing gear is retracted. A snubber is provided in the nose wheel well to stop the spinning nose wheels (AMM 32-45-00).

63

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

Comandi carrello B-757



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

64

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
- groundspeed 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.

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 pedal braking.

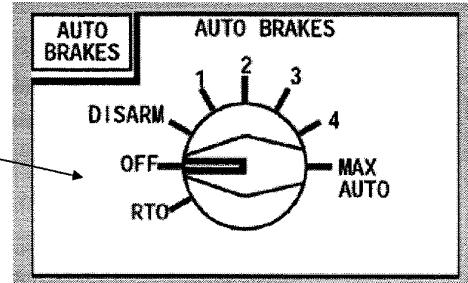
After landing, auto brake application begins when:

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

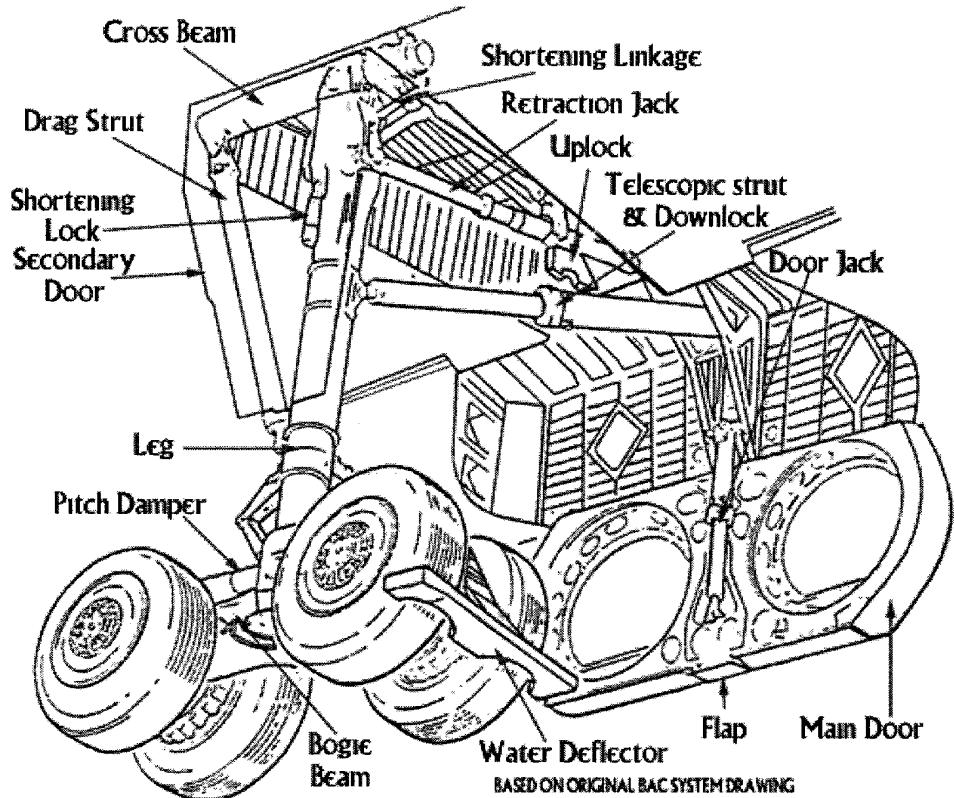
Auto brake application occurs slightly after main gear touchdown. Deceleration is limited until the pitch angle is less than one degree, then deceleration increases to the selected level. The deceleration level can be changed (without disarming the system) by rotating the selector.

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



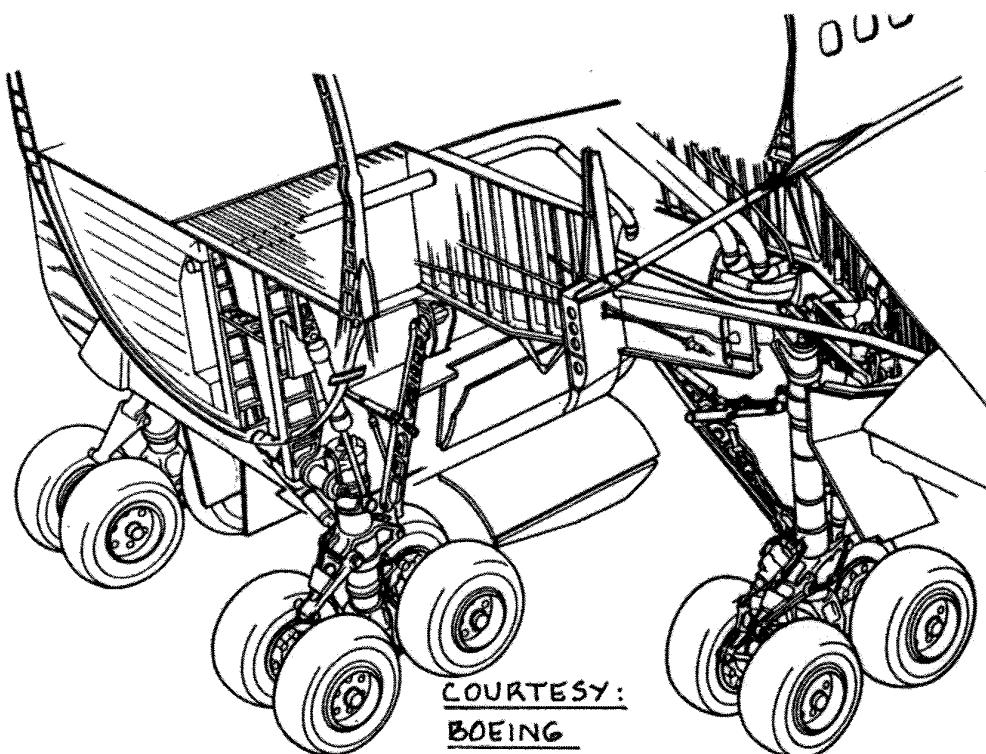
Carrello del Concorde



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

71

Carrello del Boeing 747

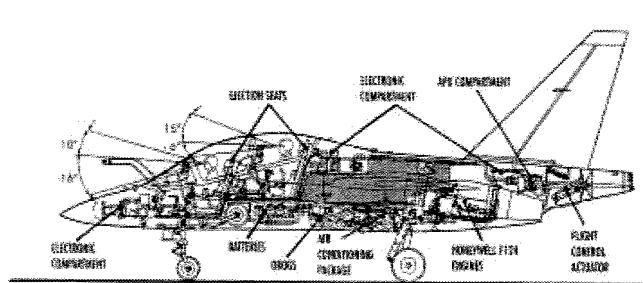


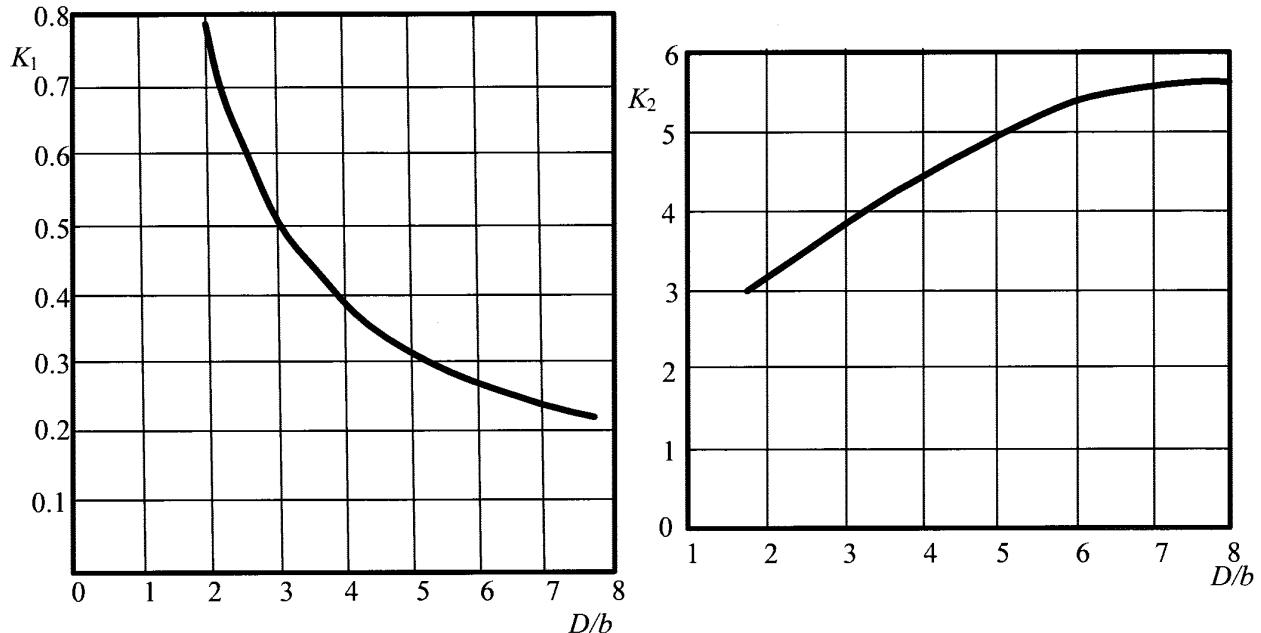
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

72

5

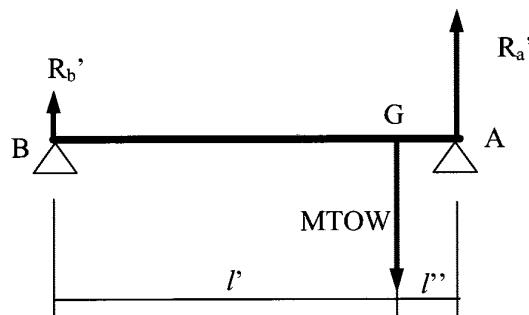
ESERCIZIO 2: CARRELLO D'ATERRAGGIO





SOLUZIONE

Dalla statica è possibile calcolare la reazione R_a' :



$$R_a' (l' + l'') - MTOW l' = 0 \rightarrow R_a' = (MTOW l') / (l' + l'') = (33000 \cdot 4.15) / 4.55 = 30100 \text{ N}$$

Ciascuna gamba di carrello principale sarà quindi soggetta in condizioni statiche a $F_a' = R_a' / 2 = 15050 \text{ N}$.

In condizioni dinamiche invece, nell'ipotesi che il velivolo tocchi la pista con tutte e due le ruote del carrello principale contemporaneamente, si avrà:

$$R_a'' = n_{att} \text{MLW} = 4 \cdot 30000 = 120000 \text{ N.}$$

Tenendo conto che per il pneumatico scelto D/b vale 3, dai diagrammi precedenti si leggono i valori: $K_1 = 0.5$ e $K_2 = 3.9$.

Allora:

$$p = p_0 + (p_0 + 1)K_1 s^2 = 4 + (4 + 1) \cdot 0.5 \cdot 0.317^2 = 4.25 \text{ kg/cm}^2 \text{ (in condizioni statiche)}$$

$$p = p_0 + (p_0 + 1)K_1 s^2 = 4 + (4 + 1) \cdot 0.5 \cdot 0.818^2 = 5.67 \text{ kg/cm}^2 \text{ (in condizioni dinamiche)}$$

$$S = K_2 b^2 (s - 0.03) = 3.9 \cdot 20^2 (0.317 - 0.03) = 448 \text{ cm}^2 \text{ (in condizioni statiche)}$$

$$S = K_2 b^2 (s - 0.03) = 3.9 \cdot 20^2 (0.818 - 0.03) = 1229 \text{ cm}^2 \text{ (in condizioni dinamiche)}$$

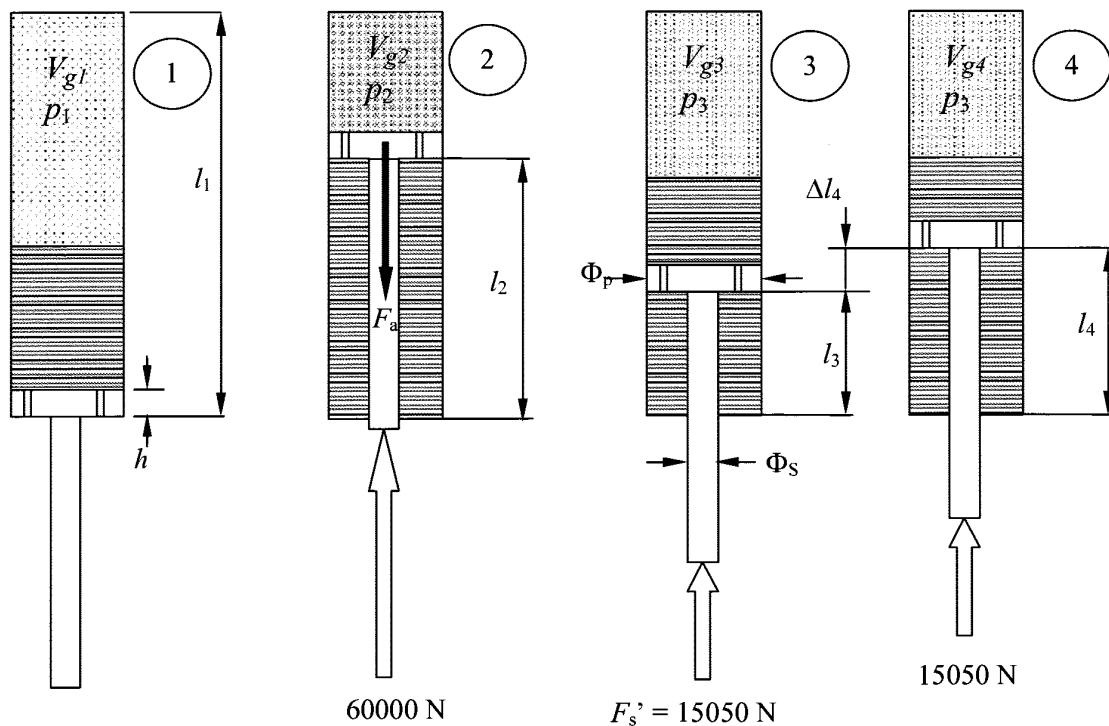
Quindi i valori di forza massima sopportabile dal pneumatico nelle due condizioni si possono calcolare moltiplicando l'area dell'impronta per la pressione vigente all'interno del pneumatico; esse valgono:

$$F_{\max 1} = p S = 4.25 \cdot 448 = 1904 \text{ kg} = 18678 \text{ N} > 15050 \text{ N} \text{ (in condizioni statiche),}$$

$$F_{\max 2} = p S = 5.67 \cdot 1229 = 6968 \text{ kg} = 68360 \text{ N} \Rightarrow 68360 \text{ N} > 60000 \text{ N} \text{ (in condizioni dinamiche);}$$

tali valori permettono di soddisfare dunque i due requisiti fissati in partenza, nel rispetto della tolleranza del 10%.

Si procede ora al dimensionamento dell'ammortizzatore riferendosi allo schema in figura.



Dalla terza equazione si ricava il V_{g1} :

$$V_{g1} = l_1 \Phi_P^2 \frac{\pi}{4} - V_{olio} = 0.5 \cdot 0.14^2 \frac{\pi}{4} - 0.00363 = 0,00407 \text{ m}^3$$

Dalle equazioni restanti si ricavano il V_{g3} e la pressione di carica del gas p_1 :

$$V_{g3} = V_{g1} - l_3 \cdot \Phi_s^2 \frac{\pi}{4} = 0.00407 - 0.3 \cdot 0.08^2 \frac{\pi}{4} = 0,00256 \text{ m}^3$$

La pressione di carica vale allora:

$$p_1 = p_3 \left(\frac{V_{g3}}{V_{g1}} \right)^k = 2994102 \left(\frac{0.00319}{0.00407} \right)^{1.4} = 1565705 \text{ Pa}$$

Tale valore di pressione di carica dell'ammortizzatore permette durante il rullaggio, in condizioni statiche, di rispettare lo schiacciamento del carrello pari a 0.3 m. Per tale calcolo si è ipotizzata un'evoluzione del gas di tipo adiabatico.

Col passare del tempo, dopo l'atterraggio, gli scambi termici con l'esterno rendono in realtà più adatta l'evoluzione isoterma. In tal caso è possibile valutare lo schiacciamento a cui si porta l'ammortizzatore quando il gas si è raffreddato (trasf. isoterma), a parità di pressione p_3 :

$$p_1 V_{g1} = p_3 V_{g4}$$

da cui:

$$V_{g4} = \frac{p_1}{p_3} V_{g1} = \frac{1565705}{2994102} \cdot 0.00407 = 0,002130 \text{ m}^3$$

Il cedimento è quindi di:

$$\Delta l_4 = \frac{(V_{g3} - V_{g4})}{\Phi_P^2 \frac{\pi}{4}} = \frac{(0.00256 - 0.002130)}{0.14^2 \frac{\pi}{4}} = 0,0281 \text{ m}$$

Infine è possibile calcolare il picco di pressione che si raggiunge nel gas in base ai dati con cui si semplifica il transitorio dell'impatto (sovra elongazione di 5 cm):

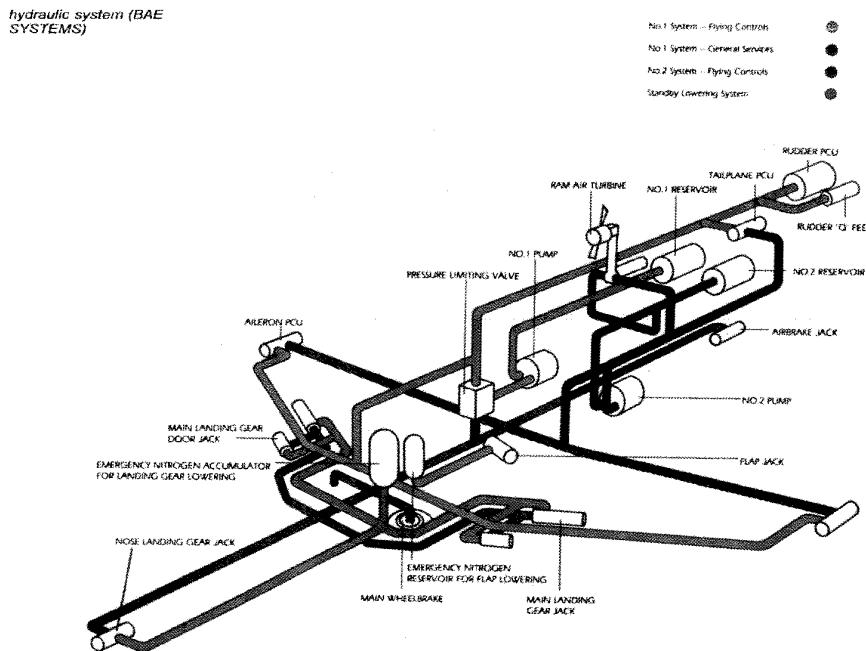
$$V_{g2} = V_{g1} - l_2 \cdot \Phi_s^2 \frac{\pi}{4} = 0.00407 - 0.35 \cdot 0.08^2 \frac{\pi}{4} = 0,00231 \text{ m}^3$$

A cui corrisponde una pressione:

$$p_2 = p_1 \left(\frac{V_{g1}}{V_{g2}} \right)^k = 1565705 \left(\frac{0.00407}{0.00231} \right)^{1.4} = 3460076 \text{ Pa} = 35 \text{ bar}$$

SCHEMA IMPIANTO IDRAULICO

Il sistema idraulico da utilizzare per il calcolo delle perdite di carico per attrito nei condotti
è riportato nello schema sottostante:



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

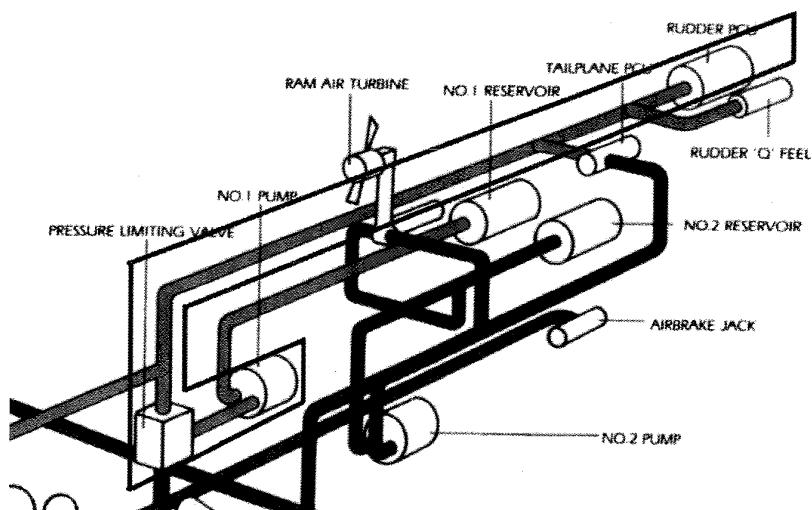
3

SCHEMA IMPIANTO IDRAULICO

Lo schema in esame riporta l'architettura del sistema idraulico di un velivolo addestratore.

Si consideri unicamente il sistema idraulico 1 (arancio).

Viene richiesto di calcolare la perdita di carico totale per attrito del condotto di mandata che collega la pompa idraulica 1 al timone:



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

4

DATI

- Velocità nei condotti: 5 m/s (assunta costante in tutti i rami).
- Pressione di mandata all'uscita pompa: 4000 psi.
- Portata pompa (Q_m): 20 l/min
- Temperature fluido: $T_1=50^\circ\text{C}$; $T_2=100^\circ\text{C}$.
- Tipo olio: Skydrol 500.
- Portata alettoni (Q_{AIL}): 0.35 Q_m
- Portata stabilizzatore: (Q_{TAIL}): 0.35 Q_m
- Portata timone: (Q_{RUD}): 0.3 Q_m
- Vengono inoltre dati i coefficienti di perdita di carico concentrati nel gomito, strozzatura (valvola) e raccordo a T (formula: $\Delta p = \frac{1}{2} K \rho V^2$)
 - $K_{\text{gomito}} = 0.5$
 - $K_{\text{valvola}} = 1.6$
 - $K_T = 2.82$

QUESITI

Calcolare la perdita di carico totale per attrito nei condotti dello schema semplificato alla temperatura T_1 .

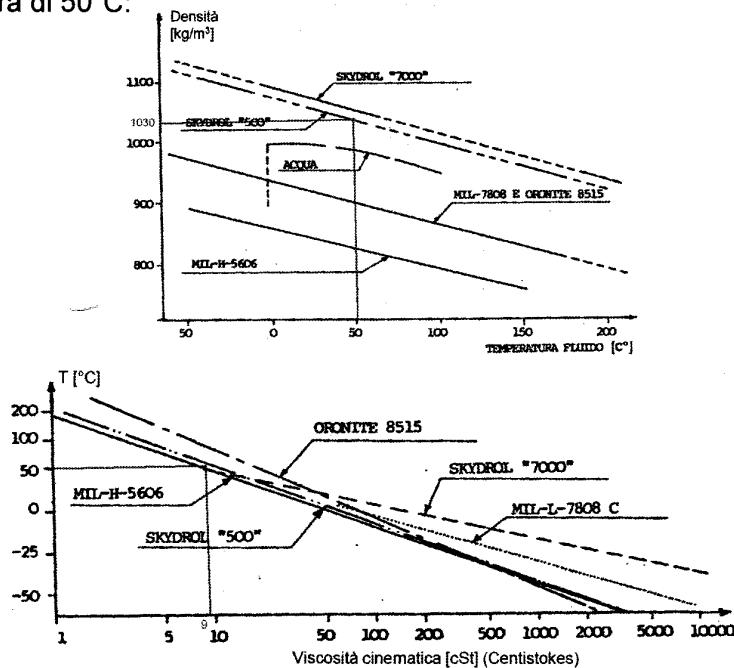
Ricalcolare la perdita di carico totale nel caso di T_2 .

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

7

SOLUZIONE

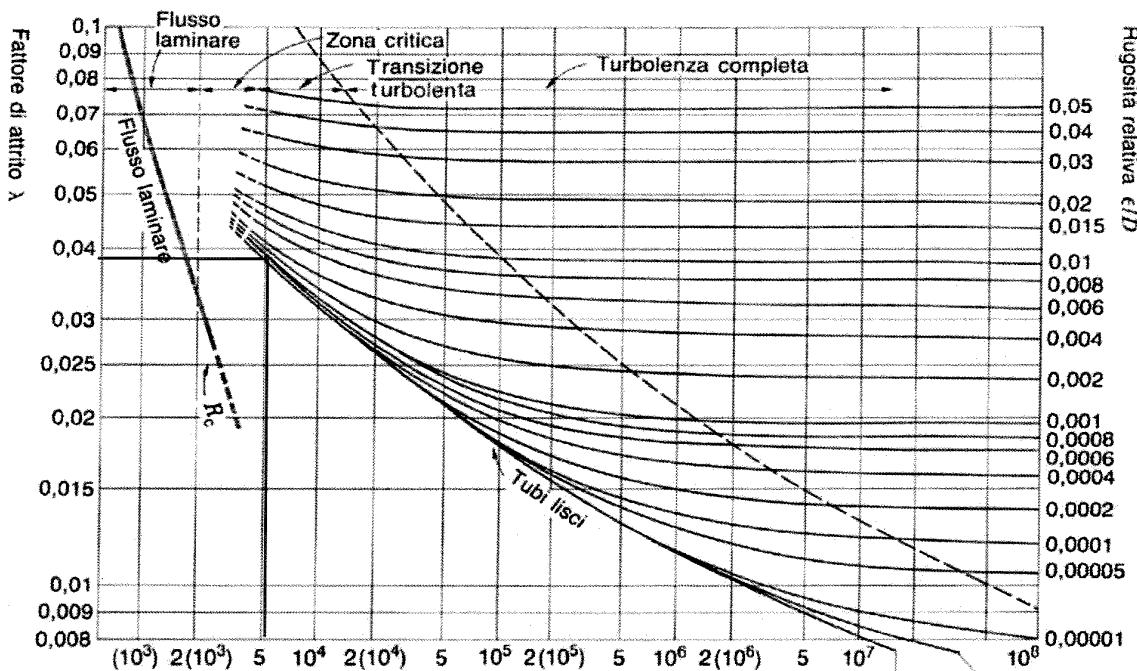
Per prima cosa viene ricavato il valore di densità e viscosità cinematica dell'olio alla temperatura di 50°C :



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

8

SOLUZIONE



SOLUZIONE

Tratto 2 - 3:

Il calcolo della perdita di carico distribuita nel tratto (2) e (3) è analogo al caso del tratto (1).

La portata nel tratto (2) è pari alla portata della pompa meno la portata che fluisce verso gli alettoni: $Q_2 = (1 - 0.35) \cdot Q_m = 13 \text{ l/min}$.

Il diametro è pari a: $D_2 = 7.4 \text{ mm}$.

Il Reynolds è pari a: $Re_2 = 4100$ ($\lambda_2 = 0.04$).

La lunghezza del tratto (2) è pari a: $L_2 = 14.3 \text{ ft} = 4.4 \text{ m}$.

La perdita di carico risultante è pari a: $\Delta p_2 = 306000 \text{ Pa} = 3.06 \text{ bar}$.

La portata nel tratto (3) è pari alla portata nel tratto (2) meno la portata che fluisce verso lo stabilizzatore: $Q_3 = 13 - 0.35 \cdot Q_m = 6 \text{ l/min}$.

Il diametro è pari a: $D_3 = 5.1 \text{ mm}$.

Il Reynolds è pari a: $Re_3 = 2800$ ($\lambda_3 = 0.025$).

La lunghezza del tratto (3) è pari a: $L_3 = 4.9 \text{ ft} = 1.5 \text{ m}$.

La perdita di carico risultante è pari a: $\Delta p_3 = 95000 \text{ Pa} = 0.95 \text{ bar}$.

20-03-2015

ESERCITAZIONE 1 - COMANDI DI VOLO

enrico.testa@polito.it - 6850

Un piccolo velivolo raggiunge 720 km/h a livello del suolo. Dobbiamo progettare una linea di calcolo a fuji reversibile.

Nota la distanza della pedaliera e quelle della sezione 3.

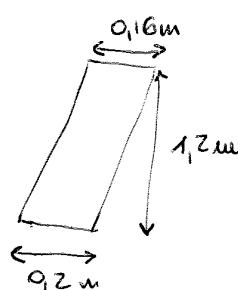
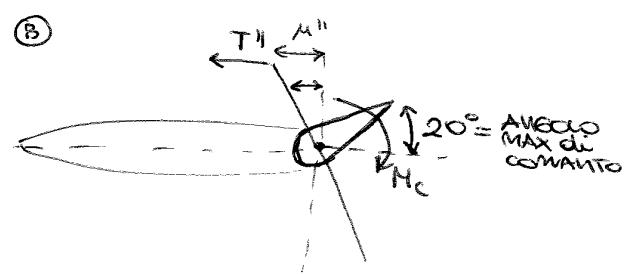
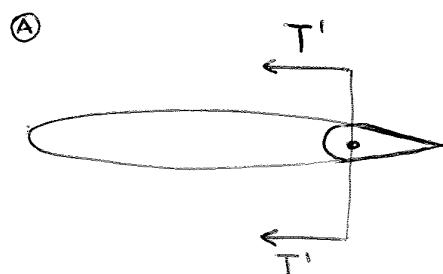
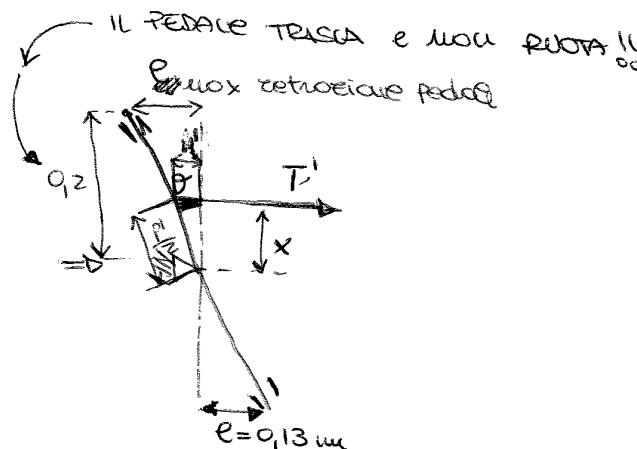
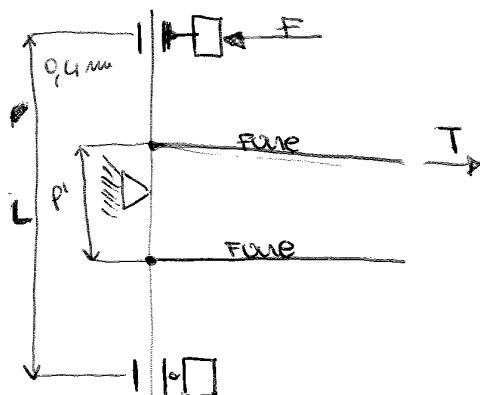
Dobbiamo tener conto dei requisiti ergonomici: in particolare dell'esercizio le ruote dei pedali.

Tenendo conto delle richieste sulle slide andiamo a risolvere i problemi rimuendo coerenza alle richieste e evidenziando problematiche di dimensionamento e possibili correzioni.

A

AUDIAMO A CALCOLARE TUTTE LE GRANDEZZE NEL CASO PEGGIORIO: PUNTO PIÙ SOLLECITATO.

DISEGNAMO LA PEDALIERA:



$$S = 0,216 \text{ m}^2$$

$$M_C = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{media} \cdot C_{Rmax} = 95,256 \text{ Nm}$$

corso media = $\frac{0,16 + 0,2}{2} = 0,18 \text{ m}$

$720 \text{ km/h} = 200 \text{ m/s}$

A livello del suolo
che è il
peggiore

da grafici
che sono infatti
da incollare
di pernate
corrette.

$$0,1 \text{ dei dati}$$

FACCIAMO UN EQUILIBRIO DI MOMENTO IN O nello B):

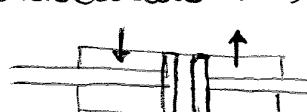
2) ~~LA TECNICA!~~

② POTENZIAMENTO - COMANDI di Volo

Audioso e ipotizzato che mai ci sia più la fine mai che essa sia sostituita da un circuito idraulico comandato da servovalvole. Esiste un sistema di sensibilità artificiale.

Per risolvere l'esercizio si assume $b = 0,06$ m cercando di minimizzare l'ingombro max esterno, inoltre l'impianto è alimentato con una $\Delta P_{max} = 200$ bar = $2 \cdot 10^7$ Pa (Pressione utile). \rightarrow è una $\Delta p = \text{diff. di press. tra le 2 camere}!!$

Consideriamo il morsettiello simmetrico cioè con uguali diametri dei due steli facendo così in modo che le superfici di contatto con il fluido siano identiche dai due lati.



$$M_{max} = T_{max} b \cos 20^\circ \Rightarrow T_{max} = 2534,3 \text{ N}$$

$$S_{stelo} = 1,27 \text{ cm}^2 \leftarrow \frac{T_{max}}{\Delta p} = S$$

$$S_{stelo} \approx 1,6 \text{ cm}^2 \leftarrow \text{TELEGRAMMA contro DUE FORZE D'ATTRITO RETIE}$$

$$\text{Cassa max} = 0,0137 \text{ m}$$



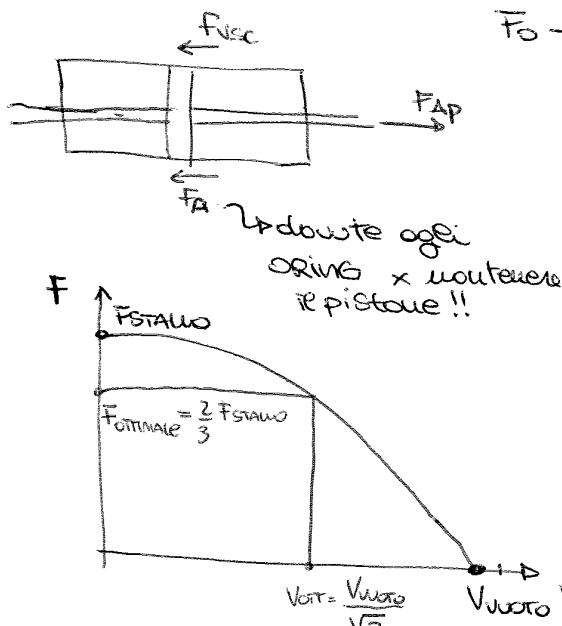
$$\text{Cilindretto} = \frac{\text{Cassa max} \cdot S_{stelo}}{b_{ox}} = 0,001918 \text{ m}$$

Sul morsettiello ho

$F_{AP} \rightarrow$ generata dalla Δp della camera

$F_A \rightarrow$ Forze d'attrito

$F_{visc} \rightarrow$ perdita di pressione \times causa delle forze viscose \rightarrow perdita di forza



$F_0 \rightarrow$ FORZA CHE IL MORSETTIETTO ESECUTA quando è FERMO \Rightarrow FORZA MAX CHE SI OTTIEDE È DETTA ANCHE FORZA di STALLO (quando il morsettiello è FERMO HA PERDITE NULLE)

LA POTENZA È $F \cdot V$ mai vogliamo lavorare nelle zone di potenza massima! (Nei rettangoli)

\leftarrow NETTA DEL MORSETTIETTO

$$F = F_0 - K V^2$$

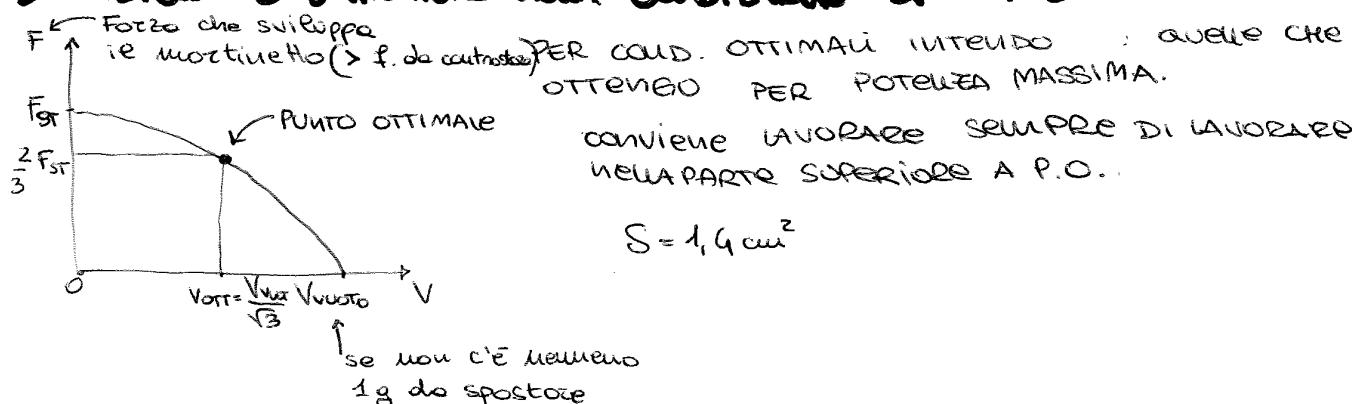
\uparrow
(cost. \times VELOCITÀ SPETTAMENTO
(FEDDE) DEL MORSETTIETTO
(viscose)

ESEMPIO ELENCO (2)

(PARTE PROBABILE X ESAME)

21-03-201

• DIMINUIAMO L'ATTUATORO NELLA CONDIZIONE DI OTTIMO



VADO A RICALCOLARE LA FORZA DA FERMO ESERCITATA DAL MARTINETTO
E QUINDI IL MAX VALORE DI PRESSIONE:

$$T_{max}''' = S \cdot \Delta p = 28000 \text{ N}$$

$$T_{opt} = 1866,7 \text{ N}$$

Nella scelta delle velocità usiamo i dati del testo:

"la rotazione a vuoto del timone è $30^\circ/\text{s}$ ", supponendo che
l'escursione ω_{max} è 20° calcolo il tempo a vuoto!

$$\omega_{vuoto} = 30^\circ/\text{s} \Rightarrow t_{vuoto} = \frac{20^\circ}{30^\circ/\text{s}} = \frac{2}{3} \text{ s} = 0,667 \text{ s}$$

So che la corsa ω_{max} che deve fare il mortinetto è ω_{max}

$$\Rightarrow \text{corsa}_{max} = 0,0137 \text{ m} \Rightarrow V_{vuoto} = \frac{0,0137 \text{ m}}{0,667 \text{ s}} = 0,026 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V_{opt} = \frac{V_{vuoto}}{\sqrt{3}} = 0,0118 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$P_{opt} = F_{opt} \cdot V_{opt} = 22 \text{ W}$$

$$Q_{opt} = V_{opt} \cdot S = 1,652 \cdot 10^{-6} \frac{\text{m}^3}{\text{s}} = 0,1 \frac{\text{l}}{\text{min}}$$

④

$$\delta_s' = 0,33 \cdot \delta_{max,s} = 63,5 \text{ mm}$$

$$\delta_D = 0,85 \cdot \delta_{max,D} = 163,6 \text{ mm}$$

$$p_s = 4,25 \text{ kg/cm}^2; p_D = 5,67 \text{ kg/cm}^2$$

$$S_s = 448 \text{ cm}^2; S_D = 1229 \text{ cm}^2$$

↑
SUP. CONTATTO

DONOTO ALLO SCHIACCIAMENTO

$$F_{max,D} = S_D p_D = 68360 \text{ N} > 60000 \text{ N} \quad \left. \begin{array}{l} \text{LO PNEUMATICO N°2} \\ \Rightarrow \text{SOPPORTA IL CARICO} \end{array} \right.$$

$$F_{max,s} = S_s \cdot p_s = 18678 \text{ N} > 15050 \text{ N}$$

↑

Dovrei verificare
che questi 2 numeri
maggiorati del 10%
siano ancora
maggiori.

- Dimensioniamo l'ammortizzatore pneumatico
(non capita mai all'esame)

L'unico dato che posso ricavare è $p_3 \Rightarrow p_3 \cdot A_{stato} = F_s$
Ho a equa 8 incognite quindi devo fare 4 ASSUNZIONI:

$$\textcircled{1} \quad \Delta V_{gas} = l_3 \cdot \phi_s^2 \frac{\pi}{4} = V_{g2} - V_{g3}$$

$$\textcircled{3} \quad l_3$$

$$\textcircled{2} \quad p_3 V_{g3}^k = p_2 V_{g2}^k$$

$$\textcircled{2} \quad l_2$$

$$\textcircled{3} \quad l_1 \phi_p^2 \frac{\pi}{4} = V_{g1} + V_{lio}$$

$$\textcircled{3} \quad \phi_p$$

$$\textcircled{4} \quad V_{lio} = (\phi_p^2 - \phi_s^2) \frac{\pi}{4} l_2$$

$$\textcircled{4} \quad p_3 \rightarrow \text{lo ricava}$$

$$\Delta p_{TOT} = \Delta p_{DIST} + \Delta p_{conc}$$

$$\hookrightarrow \text{concentrata} \quad \Delta p_{conc} \Rightarrow \Delta p = \frac{1}{2} \rho V^2 k$$

DO-MA C'È ESEZ
04/04/2013
11-04-2013

COMPONENTI

$\eta_v = Q_r / Q_i$
TASSO DI PERDITE
PORTATA
IDEALE

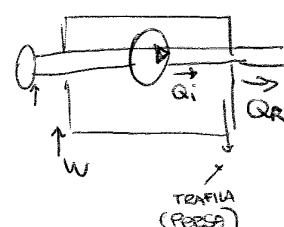
$$Q_r = \frac{C_{IL,m}}{C_{IL,m} + \eta_v} Q_i$$

$$W = \Delta p \cdot Q_i$$

$$W = \frac{\Delta p \cdot Q_i}{\eta_h \cdot \eta_g \cdot \eta_v} = C_r \cdot W = \Delta p \cdot Q = \frac{\Delta p \cdot A_{cyl}}{\eta_m \cdot \eta_g}$$

$$Q_i = \text{PORTATA IDEALE}$$

$$Q_r = \text{PORTATA REALE}$$



PARAMETRI UTILI:

• $Q_{out,put} = \frac{\text{PORTATA C}}{\text{ESCE}}$

• $W_{input} = \frac{\text{PORTATA C}}{\text{CHE DEVE DARE}}$

• Δp

• CILINDRATA

5) ESERCIZIO

04-04-2013

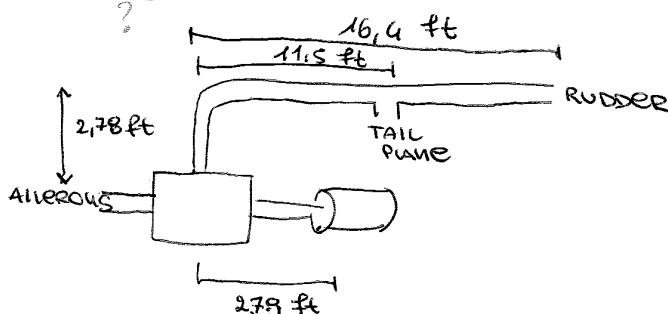
ESERCIZIO PERDITE DI CARICO

$$\dot{Q}_{POMPA} = 20 \frac{e}{\text{min}} = 20 \frac{\text{dm}^3}{\text{min}} = 3,33 \cdot 10^{-5} \frac{\text{m}^3}{\text{s}}$$

$$T = 50^\circ\text{C} \rightarrow \rho = 1030 \text{ kg/m}^3 \quad \nu = 9 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$$

$$V = \text{cost} = 5 \text{ m/s}$$

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{AERATORI} &= 35\% \quad \dot{Q}_{POMPA} \\ \dot{Q}_{TAILEPLANE} &= 35\% \quad \dot{Q}_{POMPA} \end{aligned} \quad \left. \begin{aligned} \dot{Q}_{RUDDER} &= 30\% \quad \dot{Q}_{POMPA} \\ ? & \end{aligned} \right\}$$



$$K_T = 2,82$$

$$K_{RID} = 1,6$$

$$K_{GOM} = 0,5$$

$$Q_1 = V \cdot A_1 \quad D_1 = \sqrt{\frac{4 Q_1}{\nu \pi}} = 9,2 \text{ mm} \quad D_2 = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,65 Q_1}{\nu \pi}} = 2,42 \text{ mm}$$

$$D_3 = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,3 Q_1}{\nu \pi}} = 5,0 \text{ mm}$$

$$Re_1 = \frac{\nu D_1}{\nu} = 5111$$

$$Re_2 = \frac{\nu D_2}{\nu} = 9122$$

$$Re_3 = 2777$$

$$\Delta p_{RID} = K_{RID} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 = 36307 \text{ Pa}$$

$$\Delta p_T = K_T \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 = 20600 \text{ Pa}$$

$$\Delta p_{GOM} = K_{GOM} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 = 6437,5 \text{ Pa}$$

PERDITE DISTRIBUITE:

$$\left\{ \begin{array}{l} L_1 = 2,79 \text{ ft} = 0,85 \text{ m} \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} L_1/D_1 = 32,39 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} L_2 = (2,78 + 11,5) \text{ ft} = 4,35 \text{ m} \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} L_2/D_2 = 586,25 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} L_3 = (16,4 - 11,5) \text{ ft} = 1,49 \text{ m} \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} L_3/D_3 = 298 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_1 = 0,038 \\ \lambda_2 = 0,061 \\ \lambda_3 = 0,035 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta p_1 = 45000 \\ \Delta p_2 = 308000 \\ \Delta p_3 = 136290 \end{array} \right.$$

$$\Delta p_{TOT} = 572230 \text{ Pa} + \Delta p_{PE}$$



1

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - 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 Reverser and Exhaust Nozzle
- 79 Engine Oil Distribution and Indicating
- 80 Engine Starting
- 83 Engine Accessory Gearbox

2

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

L'obiettivo è quello di trasferire potenza da una stazione di generazione di potenza e delle utenze che sono tipicamente ATTUATORI (mucchiuelli idraulici) che vengono spinti dall'elevata pressione conferita all'olio che svolgono determinati compiti come il movimento dei canali di volo, l'estrazione e/o reträzione del carrello di atterraggio ecc..

L'idea è di esercitare sull'olio una potenza meccanica prelevata dall'ambiente esterno, trasformare questa ENERGIA MECCANICA in IDRAULICA, trasferire questa energia nei tubi nella STRUTTURA PRIMARIA fino a ricavertirla in ENERGIA MECCANICA LA quale serve svolgendo un compito preciso.

Il trasf. di energia idraulica in tubazioni si è dimostrato più efficace del caso di trasf. di sola energia meccanica, soprattutto quando abbiamo raggiungere zone periferiche del velivolo in spazi angusti dove una linea meccanica crerebbe molti problemi!

Vede il PRINCIPIO di PASCAL !!

L'olio è INCOMPRESSIBILE

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;
- aerofreni;
- freni;
- equilibratore;
- alettoni;
- timone;
- sterzo ruotino;
- inversori di spinta;
- portello vano e carrello d'atterraggio;
- portelloni di ingresso.

4) Accessori (Sono molto importanti x l'impianto)

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

- accumulatori;
- filtri e guarnizioni;
- 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

7

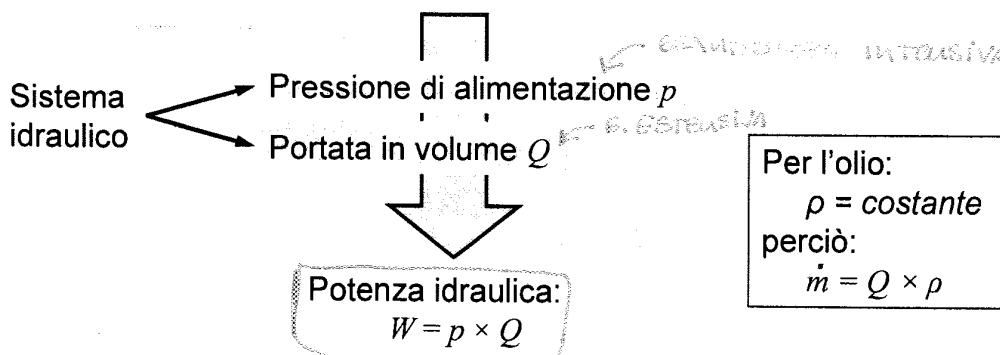
Potenza idraulica (1)

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.

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

LA POTENZA DI UN IMPIANTO IDRAULICO SI ESPRIME come pressione con cui l'olio è pressurizzato x portata in volume di olio!!



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

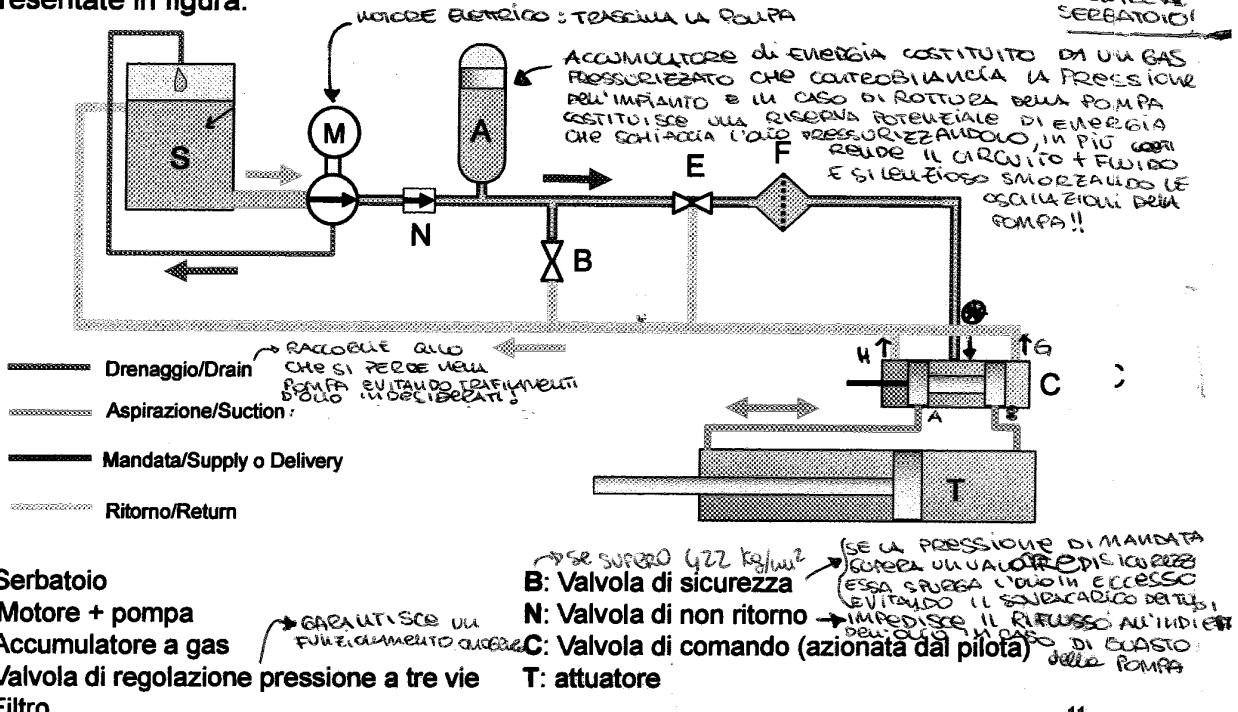
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

8

DOMANDA PROBABILE ESAME: **Quando si riscalda l'olio idraulico, se essa è costituita l'olio rimane interpolato. Muovendo la valvola si dà su A o su B. A e B => l'olio può passare in una delle 2 camere dell'attuatore. Muovendo di conseguenza il blocco è impossibile servire gli stessi elementi. TOGLIERE AL SERBATOIO!**

Circuito elementare

All'interno di un tipico sistema idraulico esistono componenti tipiche, quali quelle rappresentate in figura.



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

11

olio viene risucchiato da S, nella valvola viene pressurizzato con il tubo di mandata l'olio viene inviato alla restante parte del circuito, attraverso la tubazione di ritorno l'olio torna in

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 interferiscano 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/cm² ~ 1bar ~ 1kg/cm² - 1 psi = 1 lb/in²).

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 ²)	Pressione di lavoro (kg/cm ²)	Pressione di scoppio (kg/cm ²)	Temperatura di funzionamento (°C)
3 livelli STANDARD di pressione	105 ~ 105 psi	422	844	-54 ~ +71
Il generaz.	210 ~ 3000 psi	422	844	-54 ~ +135
Attuale	280 ~ 4000 psi	422	844	-54 ~ +135
Tendenza	350-600	>422	>844	-54 ~ +135

→ nel futuro avremo pressioni molto più alte

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

12

Vediamo come scegliere la p. Posso ho una p che devo mantenere inalterata ma posso guadagnare sul diametro delle tubazioni che costituiranno una sorta di resistenza al percorso dell'olio.

+ $1/4$ δ più il tubo è piccolo. Più i tubi sono piccoli meno peso avranno. L'olio è a 280 bar quindi la densità della paratia metallica deve avere un certo valore. Se faccio il tubo + piccolo è sempre 280 bar la densità del materiale lo devo avere, ma ha un volume del δ \ll poiché ha un diametro interno \rightarrow Peso \ll . Così succede se diminuisco di d ? Che a parità di Q la velocità \rightarrow δ le perdite di carico al v^2 . Quindi se ho tubi piccoli \rightarrow perdite di carico \rightarrow p in uscita \downarrow . Però a causa della \downarrow p per generare lo stesso lavoro devo fare gli attuatori + grossi oppure se voglio mantenere ad avere sempre 280 bar aumentare la p in manodopera ma non si può fare. Quindi la scelta del diametro del tubo incede sul peso complessivo dell'impianto. Esistono leggi di buon uso per la legge scelta del diametro.

L'esperienza consiglia:

- il diametro della tubazione di manodopera è quello per cui con la portata che il fluido è portato a smettere di avere una v di 5 m/s
- ritorno \rightarrow 2,5 mm/s
- aspirazione \rightarrow 1,25 mm/s

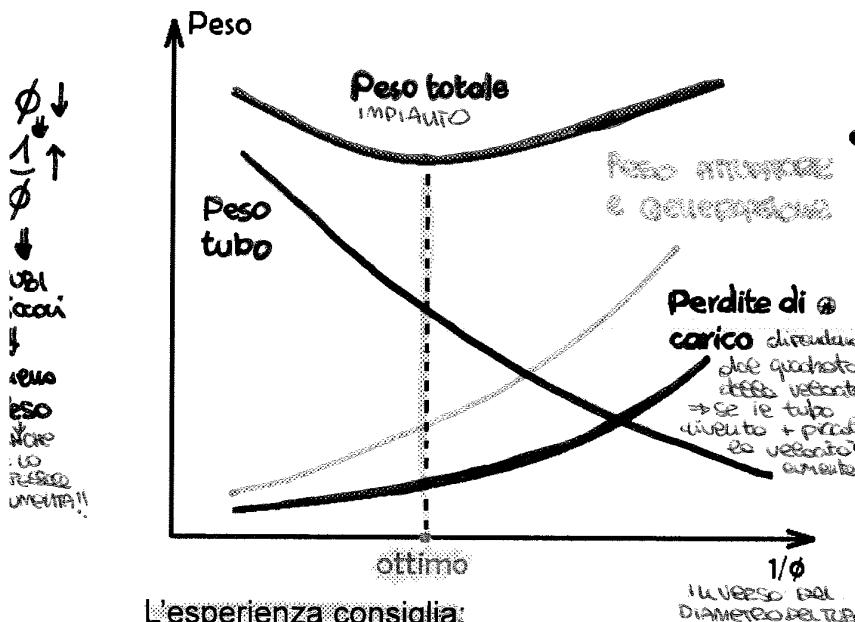
Perché tutta cosa? È manodopera doppia di ritorno, doppia di aspirazione. Perché la v incede nelle perdite di carico. Nel tubo di manodopera la v è + alta p è quindi d + piccolo. Questo perché è sollecitato da p molto elevata cioè 280 bar quindi la densità del materiale è ridotta, ~~mentre~~ quindi si riduce d quindi si riduce d avendo tubi + leggeri. Sul ritorno dove p è bassa e quindi i tubi sono + settati posso farli + grossi. È opportuno farli + grossi poiché la camera deve spingere il δ nella tubazione fino a farla arrivare al serbatoio quindi posso avere una 20 di metri complessivo e spingere l'olio lì dentro vuol dire decine di bar e quindi questa contro pressione non ostacola l'azionamento primario che deriva appunto dal flusso dell'olio in questa camera. Per ride ~~non il doppio ma~~ le contropressioni sugli attuatori faccio le tubazioni di ritorno + grosse tanta ~~quanto~~ tubazioni + grosse $\sqrt{2}$ più grosse di quelli di manodopera. Tanto sono + settati e posso meno $\sqrt{2}$ per via della

relazione tra v e sezione. Perché 1,25? Se il tubo fosse molto settato (hie con la cammeccia il miele) e aspirando l'olio la p a cui arriva l'olio è molto bassa, ~~perciò~~ perciò di perdite di carico che dissipano energia. Se la p è \ll della tensione di vaporizzazione dell'olio di δ ha la cavitàzione, cioè si formano bolle l'olio e il circuito si disattiva. Per evitare questo fenomeno faccio il tubo corto e con grosso diametro in mm, non si vede niente rotto la tensione di vaporizzazione che sono $\delta = \text{mm} \cdot \text{H2O} + T \approx 10 \text{ mm} \cdot \text{H2O} + 1 \text{ mm di zero}$.

nel PROGETTAZIONE, come scegli il livello? è opportuno tenere conto che
all'aumentare della pressione noi ci abituiamo a un livello tecnologico che poi
manteniamo.

Scelta diametro tubi

La scelta del diametro dei tubi dell'impianto idraulico discende da un problema di ottimo.



Maggiore è la velocità nel tubo, minore può essere la sua sezione.

- I tubi di mandata saranno piccoli, ma più massicci (per sopportare maggiori Δp): ciò significa tubi in alluminio di maggiore spessore o tubi in acciaio. Viceversa, i tubi di ritorno saranno di maggiore diametro e meno massicci, sicuramente in alluminio.
*Riduci le
concentrazioni
dell'olio freddo
sulle attuatori*
grossi e caldi!!
 - I tubi di aspirazione, invece, avendo flussi a bassa velocità, dovranno essere tali da ridurre al minimo le perdite di carico onde evitare la cavitazione dell'olio.
*ASPIRAZIONE
dell'olio la
pressione
affina
a valori
MOTORISTI
Basse di carico
GASISTI*

L'esperienza consiglia:

- Tubi di mandata → considerare $V_{\text{fluido}} = 5 \text{ m/s}$ (maggiori Δp)
 - Tubi di ritorno → considerare $V_{\text{fluido}} = 2.5 \text{ m/s}$
 - Tubi di aspirazione → considerare $V_{\text{fluido}} = 1.25 \text{ m/s}$

15
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore
A CAUSA DELLA MINORE PRESSIONE, NESTO CHE L'UTELA CHIEDE UN CERTO VALORE DI FORZA, POICHÉ
Abbiamo un CERTO VALORE UTILE SIANO COSTRETTI A FARLE AI ATTUATORI PIÙ GRANDI → PESO MAGGIORE

Diametri tubo normalizzati

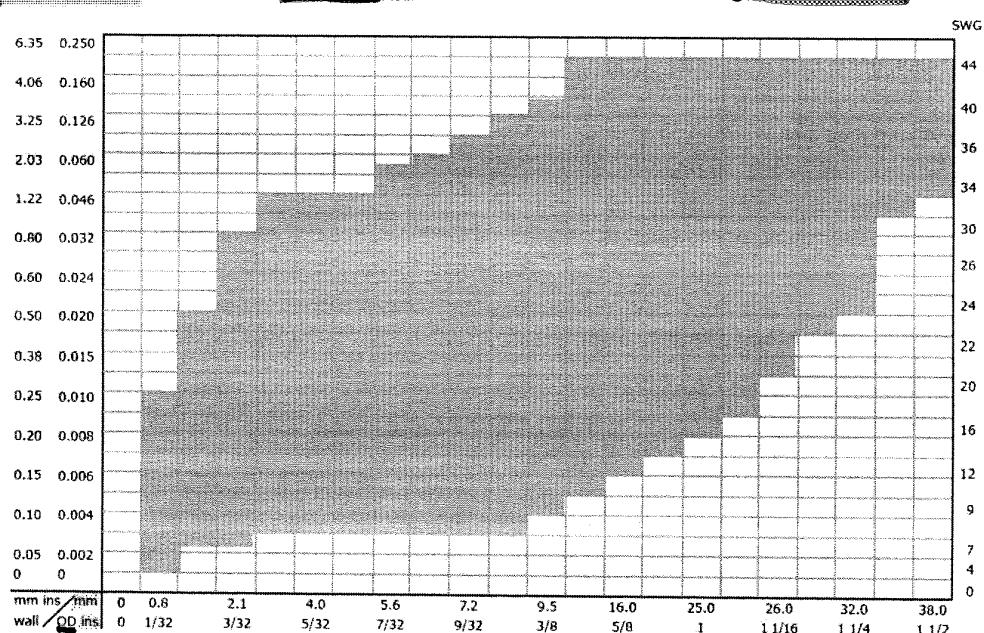
non fesso sceglievo
A SASSI



- I tubi di mandata sono tipicamente realizzati in acciaio inox o in titanio ad alta resistenza (es: Airbus A380 with Ti 3AL/2.5V for 5000psi hydraulic systems).
 - Quelli di ritorno possono essere anche in lega d'alluminio.

OD=Outer diameter

Dimensioni in pollici
(in): 1 in = 2,54 cm

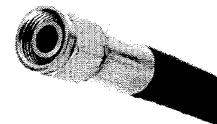


Normalizzazione tubi e raccordi

Esempio di tubo flessibile per uso aeronautico (Airbus).

AE319 Heavy Duty Hose

3000/4000psi Operating Pressure



Hose Data

	Dash Size -4	-6	-8	-10	-12	-16
O.D. Tube Size (in)	.250	.375	.500	.625	.750	1.000
Hose I.D. minimum (in)	.212	.298	.391	.485	.602	.852
Hose O.D. maximum (in)	.510	.655	.825	.915	1.165	1.470
Max. Operating Pressure (psi)	4000	4000	4000	4000	4000	3000
Proof Pressure (psi)	8000	8000	8000	8000	8000	6000
Min. High Temp. Burst Pressure (psi)	12,000	12,000	12,000	12,000	12,000	9000
Min. Room Temp. Burst Pressure (psi)	16,000	16,000	16,000	16,000	16,000	12,000
Minimum Bend Radius (in)	1.50	2.50	2.88	3.25	4.00	7.50
Nominal Weight per Inch (lbs)	.0073	.0104	.0187	.0200	.0924	.0432

Temperature Range: -65°F to +275°F (-54°C to +125°C)

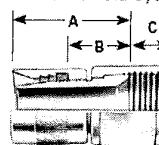
Construction: Extruded, conductive Teflon inner tube, with one -4 size, two -6 through -10 sizes) or three (-12 and -16 sizes) layers of full-coverage Kevlar reinforcement and a full-coverage black PBI/Kevlar (-4 through -12 sizes) or black polyester (-16 size) outer braid

Industry Specifications: Qualified to Eaton specifications for 4000psi operation and meets performance requirements of AS4623

FAA Approvals: Sizes -4 thru -12 are certified to TSO-C75, Type II-B-S/P



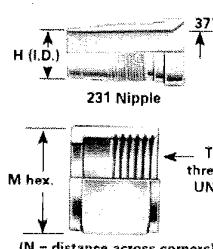
Material & Finish:
Nut, nipple and socket are anodized aluminum. All materials and finishes conform to applicable specifications for end fittings used in aircraft fluid systems.



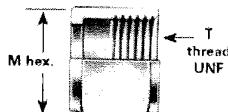
471/MS27404
Hose Fitting



(K = diameter)
213 Socket



231 Nipple



290/AN818 Nut

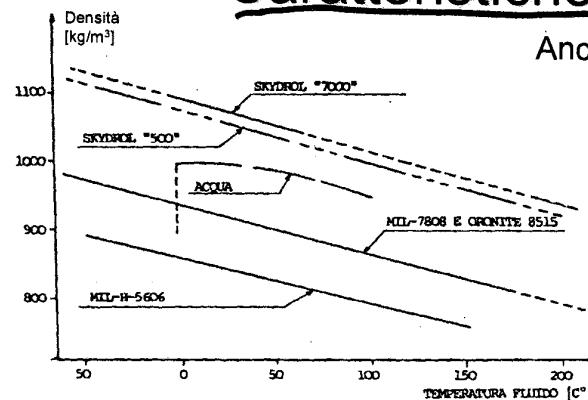
(N = distance across corners)

19

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

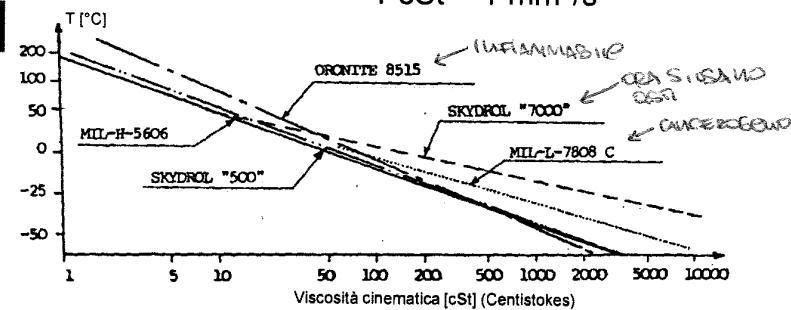
Caratteristiche fluidi idraulici

Anche i fluidi idraulici sono normalizzati.



1 cSt = 1 mm²/s

Fluid Type	Brand Name	Date Discontinued
-----	Skydrol 7000	1974
Type I	Skydrol 500A	1969
Type II	Skydrol 500B	1981
Type III	Skydrol LD	1981
Type IV	Skydrol LD-4, 500B-4	Current
Type IV/V	Skydrol 5	Current
Type V	Skydrol PE-5	Current



Skydrol 500B-4 (Type IV Class 2) is the standard density fluid. It is most useful in ground based equipment where weight saving is not necessary. Mists of 500B-4 are much less irritating than those of low density fluids, making it more pleasant to work with.

Skydrol LD-4 (Type IV Class 1) is a low density fluid based on tributyl phosphate. Its low density makes it a popular choice for saving weight on aircraft, and thereby reducing fuel consumption. Skydrol LD-4 has been in use worldwide since 1978 with an outstanding record of performance.

Skydrol 5 is the lowest density fluid on the market today. It was specifically formulated to allow operation at higher temperatures than Type IV fluids. Other benefits include: lower toxicity than tributyl phosphate based fluids, less aggressive toward aircraft paints, fuel savings due to low density.

20

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

come TUTTI i liquidi HANNO UNA DIPENDENZA DELLA DENSITÀ e DELLA VISCOSITÀ DALLA TEMPERATURA !

AFFIANCO AL DIAGRAMMA DI MOODY + delle 40 curve che ci permettono di calcolare le perdite di carico di tutto ciò che si allontana dal tubo retto linea: STRIZZI, RACCOLTI, ecc...

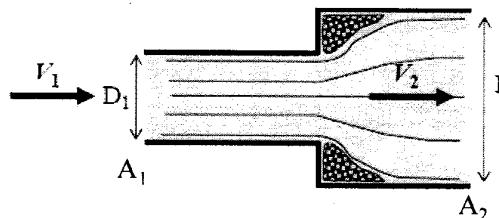
Calcolo delle perdite di carico concentrate

Oltre alle perdite distribuite nel circuito idraulico nascono perdite di carico in corrispondenza delle inevitabili e repentine variazioni della sezione o della diretrice 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.

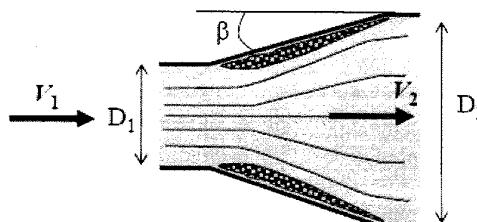
Si esprimono con:

$$\Delta p = n \alpha \frac{V^2}{2g}$$

Dove n dipende dalla geometria della variazione



$$\Delta p = \left[1 - \frac{A_1}{A_2} \right]^2 \frac{V_1^2}{2g}$$

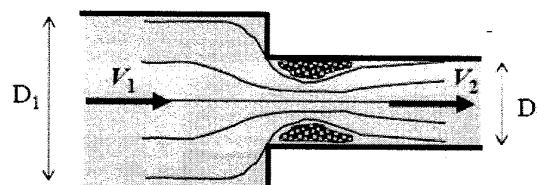


$$\Delta p = m(\beta) \frac{1}{2g} (V_1 - V_2)^2$$

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

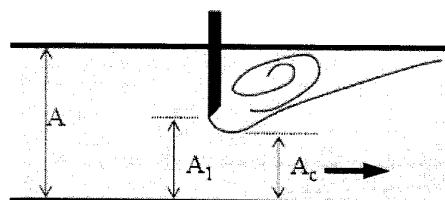
23

Calcolo delle perdite di carico concentrate



con $n = 0.5$ per $D_1 > 2 D_2$
 $n < 0.5$ per $D_1 < 2 D_2$

$$\Delta p = n \frac{V_2^2}{2g}$$



$$\Delta p = \frac{(V_c - V)^2}{2 \cdot g} = \frac{V^2}{2 \cdot g} \cdot \left(\frac{1}{m \cdot C_c} - 1 \right)^2 \quad m = \frac{A_1}{A} \quad \text{e } C_c = \text{coeff. di contrazione (sperimentale)}$$

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

24

Dimensionamento preliminare attuatore

AZIONAMENTO IDRAULICO – Dimensionamento preliminare

La figura rappresenta un servocomando idraulico che funziona tramite una servovalvola a cassetto che distribuisce olio idraulico in pressione nelle camere di un martinetto collegato, ad esempio, ad una superficie mobile che oppone un carico esterno F in opposizione, costante in modulo e direzione: queste ultime due sono condizioni difficilmente realizzabili in campo aeronautico: tuttavia tale semplificazione non toglie validità alle considerazioni che seguiranno.

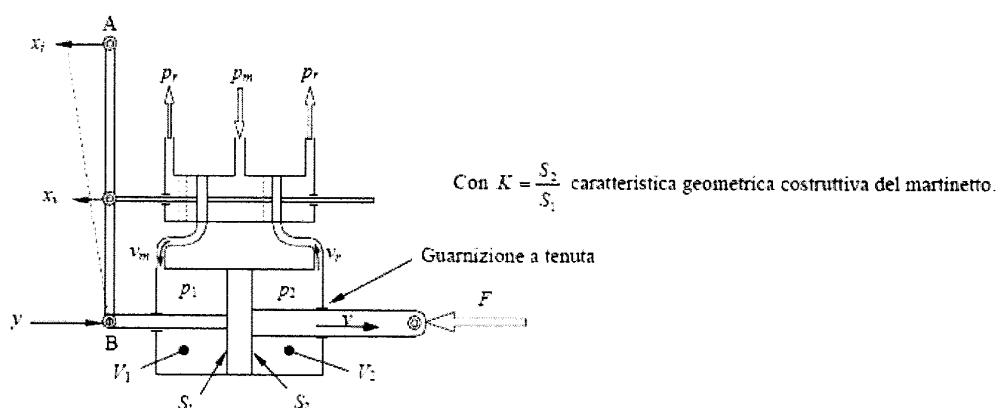
La variabile x_1 rappresenta il segnale di comando proveniente dalla linea dei comandi di volo: essa è costituita dallo spostamento della leva di retroazione AB ed è la variabile di ingresso nel sistema.

La variabile y è lo spostamento dello stelo del martinetto.

La leva AB costituisce l'elemento di comando, ma anche quello di retroazione del sistema e permette il collegamento tra linea di comando, servovalvola e martinetto in modo da realizzare un comando di posizione.

Lo spostamento x_1 è quello imposto allo stelo del cassetto della servovalvola ed è ottenuto, tramite la leva AB, come combinazione di x_1 e y . La servovalvola è alimentata con olio a pressione di "mandata" (p_m), mentre l'olio che fuoriesce e inviato alla tubazione di "ritorno" che porta poi ad un serbatoio di raccolta in cui vige una pressione p_r .

Si cercherà ora di costruire un modello matematico semplificato dell'azionamento che permetta di trarre utili indicazioni per il dimensionamento preliminare del martinetto. Si comincerà col dimensionamento dell'attuazione da sinistra verso destra, concettualmente identico a quello da destra verso sinistra.



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

27

Dimensionamento preliminare attuatore

Esprimendo l'equilibrio delle forze lungo la direzione del moto del martinetto, trascurando le reazioni di inerzia (velocità v costante) e l'attrito colombiano tra pistone e cilindro e tra stelo e tenute, si ottiene:

$$F = p_1 S_1 - p_2 S_2 \quad (1) \quad \text{FORZA LIBERA CHE SI SVILUPPA SULLO STELO}$$

Le pressioni nelle camere del martinetto differiscono dalle pressioni dell'olio alla servovalvola a causa della dissipazione per attrito viscoso a cui è soggetto il fluido nell'attraversarla.

Indicando con Δp gli effetti sulle pressioni della dissipazione per attrito viscoso, tenendo conto che nella camera 2 il pistone deve esercitare sull'olio una pressione maggiore per vincere l'opposizione al deflusso offerto dalla servovalvola, interposta tra martinetto e serbatoio, si può scrivere:

$$p_1 = p_m - \Delta p_m \quad (2) \quad \text{Riandato - Perdite di carico di mandata}$$

$$p_2 = p_r + \Delta p_r \quad (3) \quad \text{P. serbatoio + Perdite di carico di ritorno}$$

Per l'equazione della continuità, trascurando la comprimibilità dell'olio, è possibile calcolare la velocità di efflusso nei tubi; indicando ad esempio con K_m il rapporto di costruzione tra la sezione utile del pistone nella camera 1 e la sezione del tubo associato si può legare la velocità del pistone v con quella dell'olio. Per le due tubazioni si ha:

$$v_m = K_m v \quad (3) \quad \text{Velocità olio MANDATA} = \text{Velocità ATTUATORE} \cdot K_m \quad \left\{ \begin{array}{l} K_m \neq K_r \\ \text{Xché ATTUATORE} \\ \text{non è simmetrico} \end{array} \right.$$

$$v_r = K_r v \quad (4) \quad \text{" " RITORNO} = " " \cdot K_r$$

Il calcolo delle velocità dell'olio nei tubi è utile per esprimere l'entità delle dissipazioni Δp : infatti, in prima approssimazione, è possibile affermare che le cosiddette "perdite di carico" Δp per attrito viscoso dipendono dal quadrato della velocità di efflusso dell'olio (come si vedrà nel prosieguo del corso). Per essere precisi l'effetto della dissipazione si concentra maggiormente all'interno della servovalvola dove l'olio è obbligato a fluire attraverso le ridotte sezioni (luci) di passaggio prodotte dallo spostamento del cassetto di distribuzione. Tuttavia si consideri che, trascurando la comprimibilità dell'olio, la velocità del fluido nelle luci di passaggio è comunque proporzionale (per l'equazione della continuità) alla velocità che esso ha nel tubo. Per cui si ipotizza per semplicità che le perdite di carico dipendano dal quadrato della velocità dell'olio nelle funzioni:

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

28

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: annullando la velocità nella (11) si ottiene:

$$F_{\text{small}} = S_1 p_m \quad (12)$$

mentre, annullando la forza F e risolvendo rispetto a v si ottiene:

$$V_{\text{figo}} = \sqrt{\frac{S_1 p_m}{K}} = \sqrt{\frac{F_{\text{walls}}}{K}} \quad (13)$$

Impostando il discorso sulle potenze è possibile osservare che moltiplicando la (11) per la velocità si ottiene proprio l'espressione della potenza erogata dal martinetto: l'equazione risulta essere una cubica:

$$P = FV = S_1 p_{\infty} V - Kv^3 \quad (14)$$

E' possibile calcolare la potenza massima erogata dal martinetto risolvendo un problema d'estremo con l'equazione (14):

$$\left(\frac{dP}{dv} = S_1 p_m - 3Kv^2 \right) \rightarrow \frac{dP}{dv} = 0$$

da cui si possono ricavare forza e velocità corrispondenti.

$$\frac{dP}{dv} = S_1 p_m - 3Kv^2 = 0 \rightarrow v_{P_{\max}} = \sqrt{\frac{S_1 p_m}{3K}} = \sqrt{\frac{F_{\max}}{3K}} \approx \text{VELOCITÀ di POTENZA massima}$$

a cui, tornando alla (11), corrisponde una forza di:

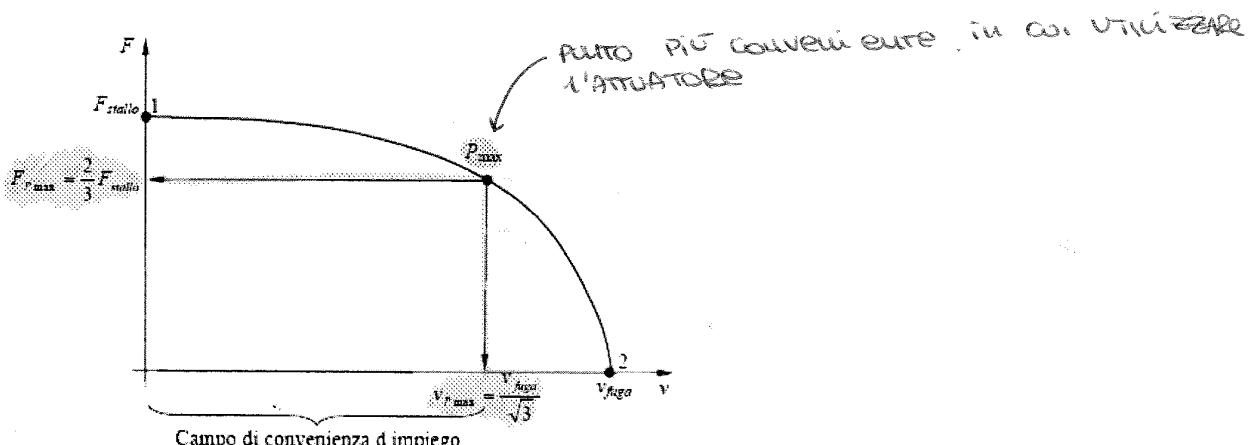
$$F_{p_{\text{min}}} = S_1 p_m - K \left| \sqrt{\frac{F_{\text{min}}}{3K}} \right|^2 = S_1 p_m - K \frac{F_{\text{min}}}{3K} = S_1 p_m - \frac{S_1 p_m}{3} = \frac{2}{3} S_1 p_m - \frac{2}{3} \frac{F_{\text{min}}}{3}$$

La forza di potere (EA) non

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

31

Dimensionamento preliminare attuatore



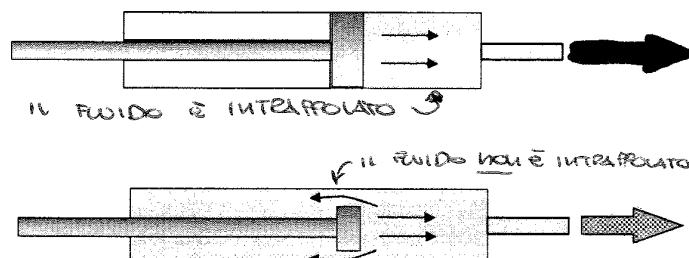
Per l'azionamento dei comandi di posizione, dovendo passare il martinetto continuamente per la condizione caratterizzata da velocità nulla, è quindi conveniente utilizzare il campo di velocità da 0 alla v_{\max} . Per velocità di azionamento superiori la potenza infatti comincia a diminuire a causa della dipendenza quadratica delle perdite di carico con la velocità dell'olio nella tubazione e nella congegna.

Riassumendo, il dimensionamento dell'azionamento dovrà soddisfare dapprima il requisito di forza massima sostenibile, tramite la scelta di una opportuna sezione S del pistone. Dopo aver fissato la sezione nominale di mandata,

Poi è necessario soddisfare il requisito di velocità di attuazione (e quindi di potenza massima): per far ciò è opportuno utilizzare opportune servovalvola e tubazioni tali da permettere l'afflusso e il deflusso dell'olio senza eccessiva incidenza della perdita di carico.

Pompe idrauliche

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

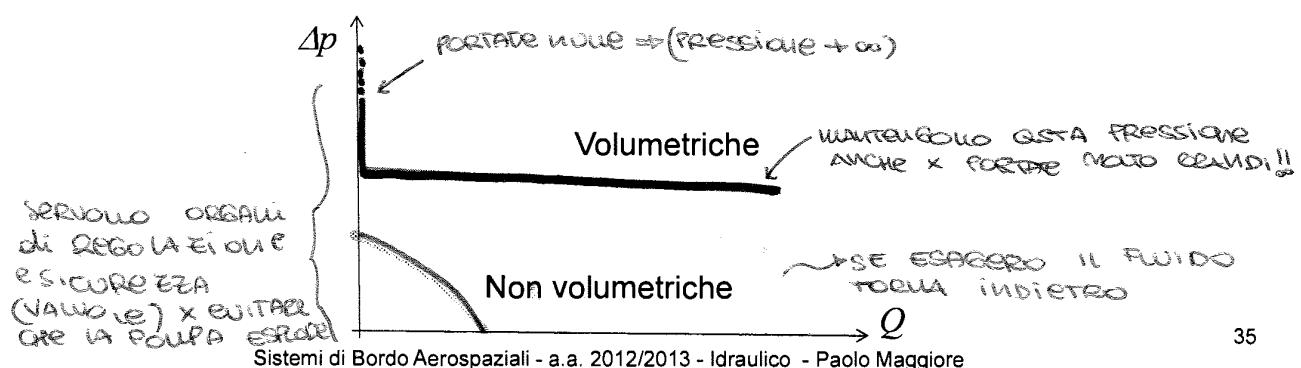


✓ SI USA MO SULLE
ESTE IN CAMPO AEROSPAZIALE

Pompe volumetriche. Intrappolano ermeticamente il fluido in una camera che è soggetta a diminuzione di volume. Molto usate in campo aerospaziale

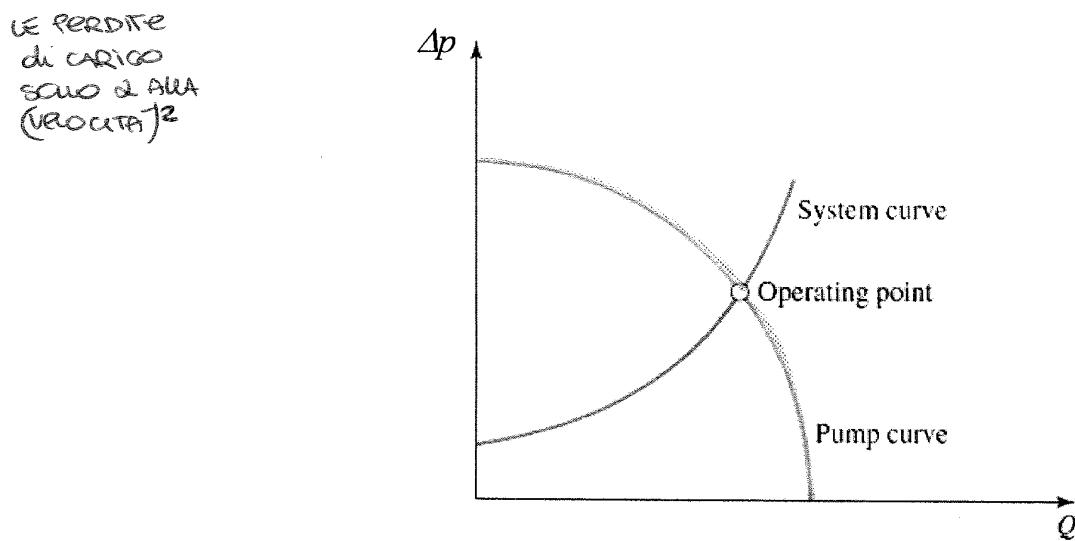
Pompe non volumetriche. Cedono quantità di moto al fluido.

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



Pompe idrauliche

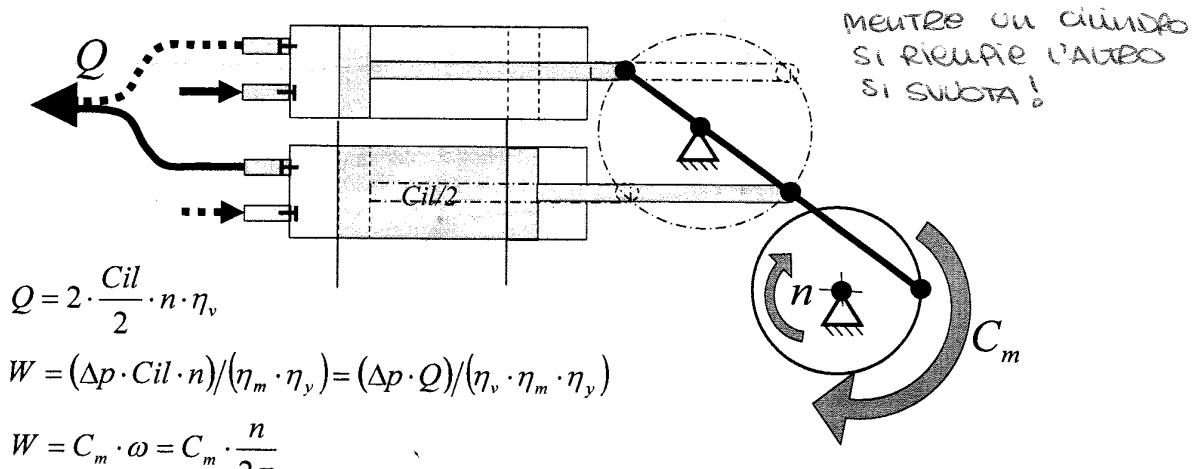
La scelta della pompa da abbinare al circuito si effettua in base al punto di funzionamento a cui si porta automaticamente il connubio pompa+circuito. Tale punto di funzionamento deve garantire lo smaltimento della portata richiesta ad una pressione opportuna (vicina a quella nominale).



Pompe idrauliche

Per consentire un'erogazione di portata più regolare è possibile concepire una pompa elementare costituita da due cilindri, ciascuno di cilindrata pari a $Cil/2$. A ogni giro completo della manovella dalla pompa (insieme dei due cilindri) viene espulso un volume pari a due volte la cilindrata di ciascun pistoncino ($Cil/2$) ovvero pari a Cil : a ogni mezzo giro un cilindro si riempie mentre l'altro si svuota. L'interfaccia meccanica della pompa elementare con l'esterno risulta essere un albero rotante che ruota con velocità angolare n su cui si esercita una coppia meccanica C_m .

A ogni giro dell'albero che porta il moto alla pompa fuoriesce un volume di olio Cil .



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

39

Pompe idrauliche

Come è già stato sottolineato, la potenza idraulica fornita è pari alla portata erogata per il salto di pressione imposto al fluido:

$$W = Q \Delta p$$

la coppia teorica è data da:

$$C_T = Q \Delta p / \omega$$

dove ω è la velocità angolare dell'asse, mentre la coppia reale dovrà comprendere un rendimento globale della pompa:

$$C_R = Q \Delta p / (\omega \eta_G)$$

in cui η_G è il prodotto di due rendimenti: η_Y (idraulico) dovuto ad una perdita di pressione legata alla viscosità dell'olio nella pompa, η_m (meccanico) dovuto all'attrito meccanico nei cinematismi.

Generalmente il costruttore della pompa riporta il rendimento globale.

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

40

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.

43

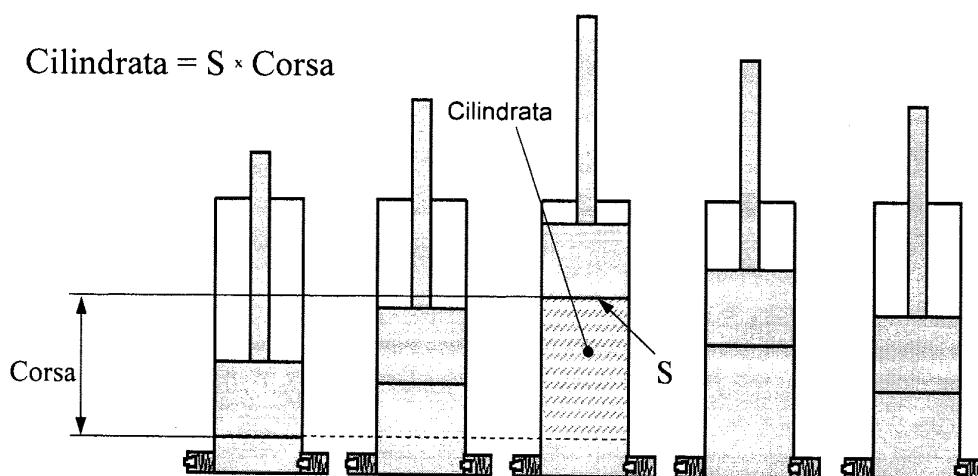
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

Pompe idrauliche

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

$$Q = v S \eta_v$$

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



44

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

DOMANDA ESAME

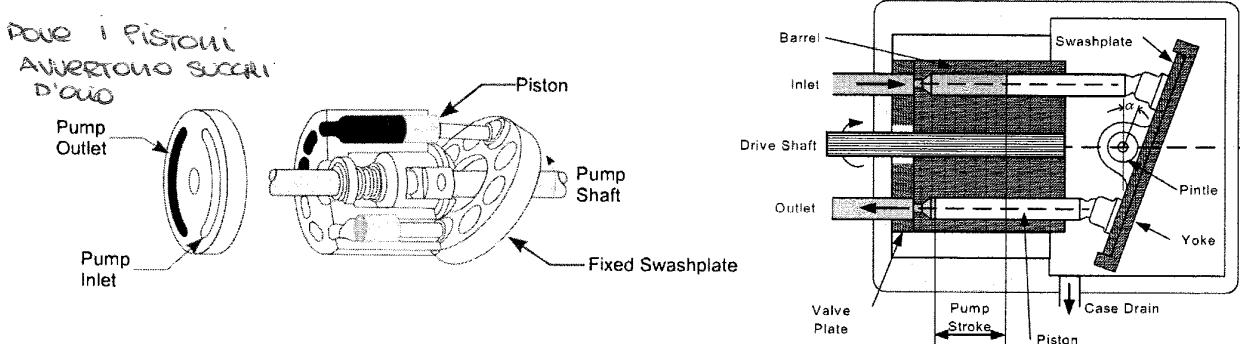
Pompe idrauliche

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 - Idraulico - Paolo Maggiore

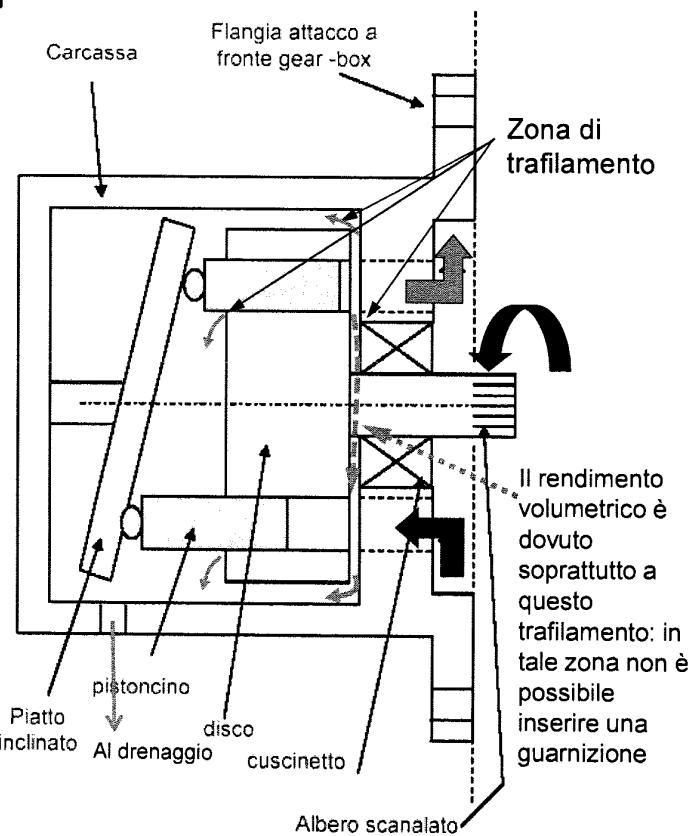
47

Pompe idrauliche

OLIO DELL'IMPIANTO IDRAULICO
NON È LUBRIFICANTE MA C'È
AIUTA A LUBRIFICARE!

Si ha in genere trafilamento 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 rigore a uso lubrificante). Questi trafilamenti, 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 trafilà (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 - Idraulico - Paolo Maggiore

48

Pompe idrauliche

Regarding pressure fluctuations, hydraulic fluid has mass and is compressible. Hence the oil in the pump downstream tubing behaves like a very stiff spring, with variable stiffness as the downstream configuration changes. Pulsations are a result of each piston within the pump transferring a discrete amount of fluid to the system, leading to a pulsed input in the hydraulic system. The flow pulses decay over time from the damping provided by internal flow friction in the downstream tubing and components. The pulsation frequencies for a odd numbered piston pump are:

$$\text{Pulsation Frequency 1} = (\text{number of pistons})(\text{rate of pump rotation})$$

$$\text{Pulsation Frequency 2} = 2 \times (\text{number of pistons})(\text{rate of pump rotation})$$

Example, for a pump running at 2700 rpm, with 9 pistons:

$$\text{Frequency 1} = (9 \text{ pistons}) \left(\frac{2700 \text{ rev}}{\text{min}} \right) \left(\frac{\text{min}}{60 \text{ sec}} \right) \left(\frac{2\pi \text{ rad}}{\text{rev}} \right) = 2545 \text{ rad/sec} = 405 \text{ Hz}$$

$$\text{Frequency 2} = 2(9 \text{ pistons}) \left(\frac{2700 \text{ rev}}{\text{min}} \right) \left(\frac{\text{min}}{60 \text{ sec}} \right) \left(\frac{2\pi \text{ rad}}{\text{rev}} \right) = 5090 \text{ rad/sec} = 810 \text{ Hz}$$

2° FREQUENZA

↳ è DOPPIA xché quando 1 ATTACCA l'altra STACCA

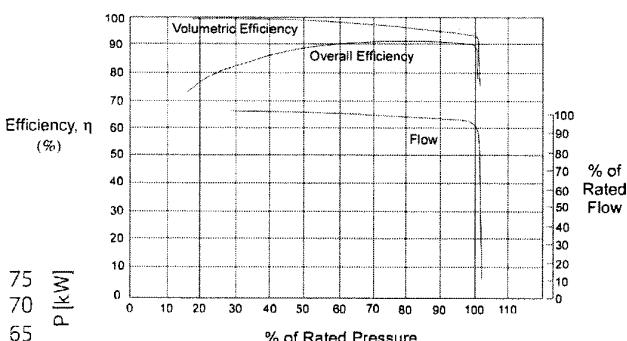
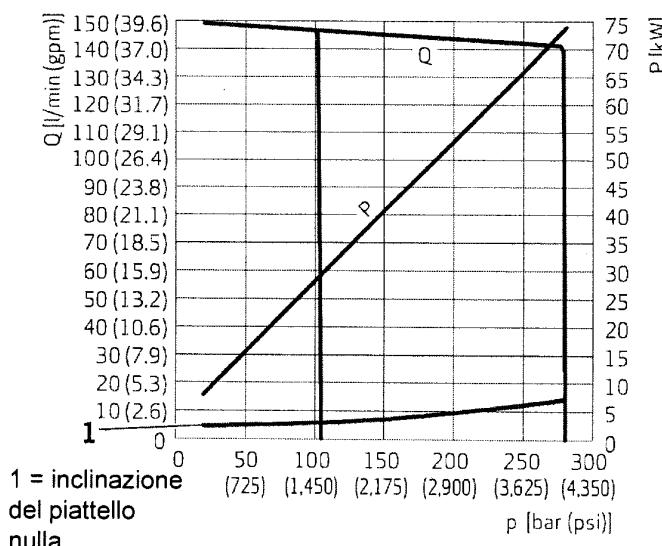
51

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

Pompe idrauliche

Esempi di prestazioni per pompe idrauliche a pistoncini di tipo aeronautico.

$$V = 100 \text{ cm}^3/\text{rev}$$



Osservi! 1psi = 145 bar

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

52

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
Velocità di rotazione [rpm]	12000
Rendimento volumetrico	0.83
Rendimento meccanico	0.95
Rendimento idraulico	0.8
Salto di pressione [bar]	200

Cilindrata massima [cm ³] PESO ANTERIORE + INCLINAZIONE	Velocità di rotazione [rpm]		Peso [kg]
	Di progetto	Massima	
MA QUI NO IL PIATTO COMPLETO mentre INCLINATO!!	3.6	10000	12500
	7.2	8000	10000
	12.3	7000	8750
	18.84	6000	7500
	27.44	5650	7100
	49.16	5000	6250
			12.7

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

$$Q = Cil \ n \ \eta_y \quad \longrightarrow \quad Cil = Q / n \ \eta_y = 36 \ 1000 / (12000 \ 0.83) = 3.61 \ cm^3$$

↑
Trasforma i litri in cm^3

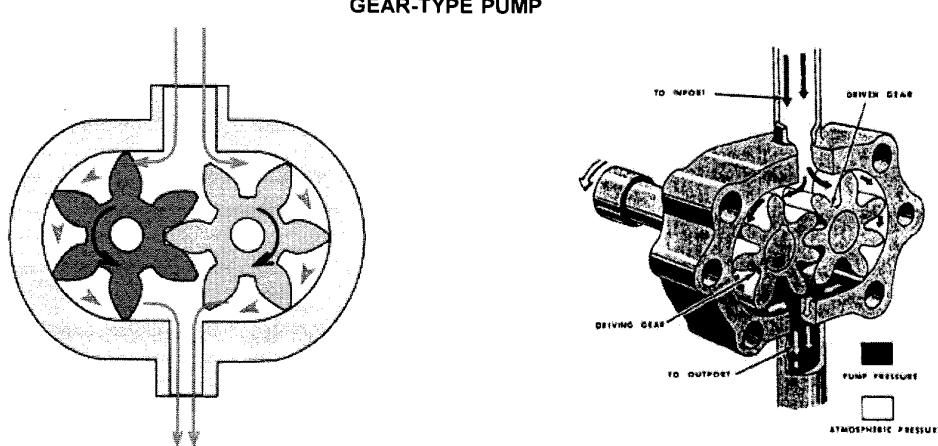
La pompa più adatta è quella nella prima linea della tabella.

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

55

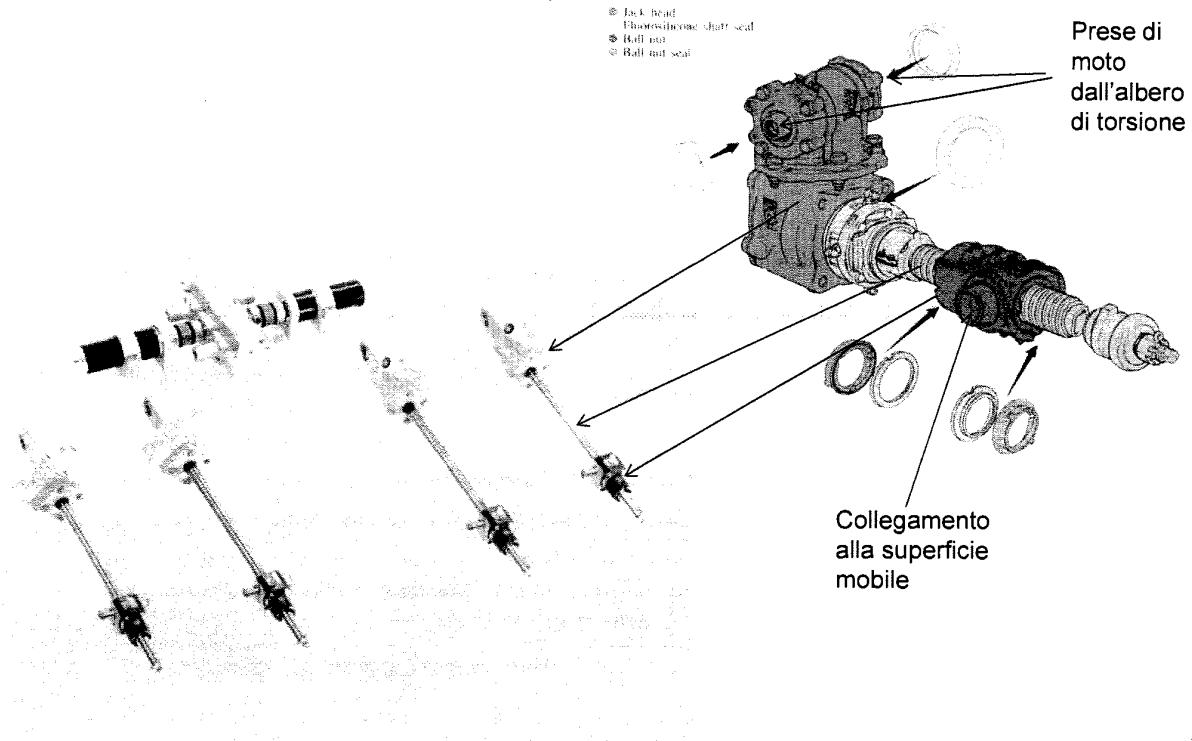
• POMPE A INGEARAGGI Pompe idrauliche

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 vani 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.



Attuatori

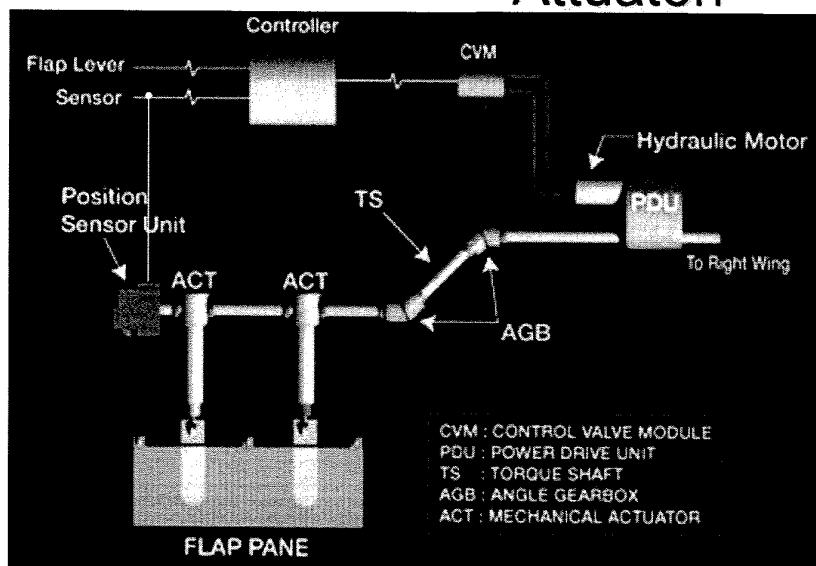
Gli attuatori a circolazione di sfere o di rulli (jack-screw o ball-screw) sono largamente usati per l'azionamento dei comandi di volo secondari.



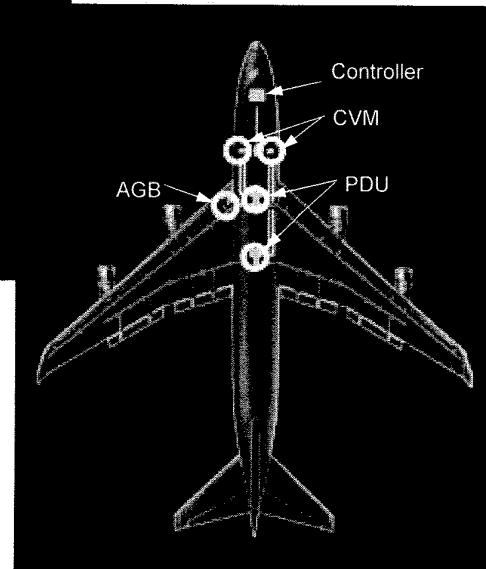
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

59

Attuatori



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



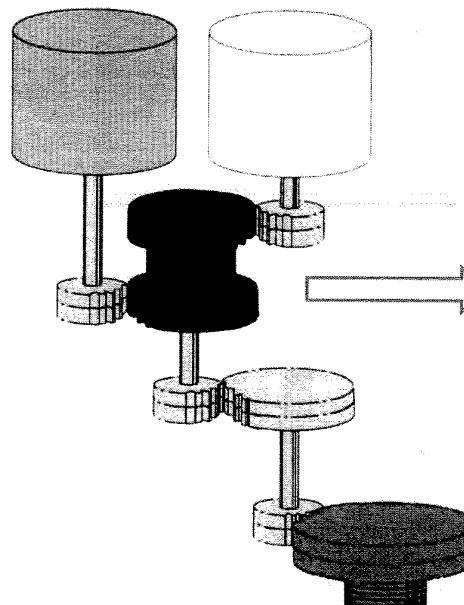
La trasmissione del moto agli attuatori meccanici degli ipersostentatori avviene tramite un albero di torsione (posto in rotazione dal motore idraulico) che si connette tramite una trasmissione meccanica all'attuatore a vite (screw-jack).

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

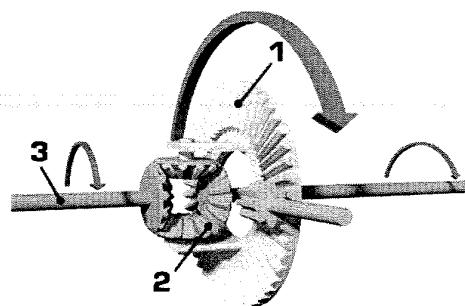
Attuatori

Più evoluta è la soluzione con «somma in velocità»: i motori, nominalmente uguali, sommano la velocità trasferendola alla vite tramite un differenziale.

- Hydraulic motors
- Speed-summing differential gear
- Main ballscrew shaft drive gear



QUI IL PROBLEMA È CHE IN CASO DI GUASTO DI 1 DEI DUE LA COPPIA RIMANE LA STESSA MA LA V^E DIMINUISCE
Differenziale



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

63

→ molto + sofisticate → comandi di volo primari

Valvole e servovalvole

- Le valvole hanno la funzione fondamentale di controllare il circuito e permettere l'introduzione dei comandi dei vari attuatori.

Le valvole principali sono:

- distributrici di comando;
- di non ritorno
- di sicurezza
- riduttrici di pressione
- regolatrici di pressione
- di esclusione

Servovalvole

Sono delle valvole proporzionali, ossia in grado di variare in modo continuo pressioni o portate, proporzionalmente a un segnale di ingresso di tipo meccanico o elettrico, in quest'ultimo caso analogico o digitale. Si tratta in genere di sistemi a due stadi, uno a bassa potenza che genera una differenza di pressione in grado di pilotare una valvola principale di alta potenza. Queste valvole sono necessarie per l'attuazione (comando in posizione) di comandi di volo primari.

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

64

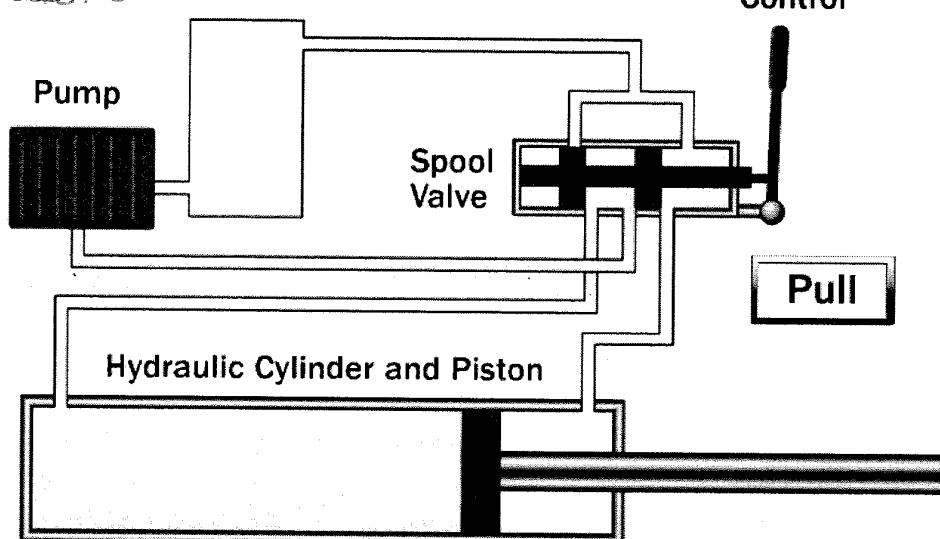
16-04-2013

Servoalvalva per comando in velocità

Questa soluzione è tuttora usata solo x i carri x che possiamo posizionare il carrello come "aperto".
"Chiuso" → fine corsa e poi Tank depressurizzato

Mechanical Control

ATTUATORE
e
COMANDO
Sono
separati



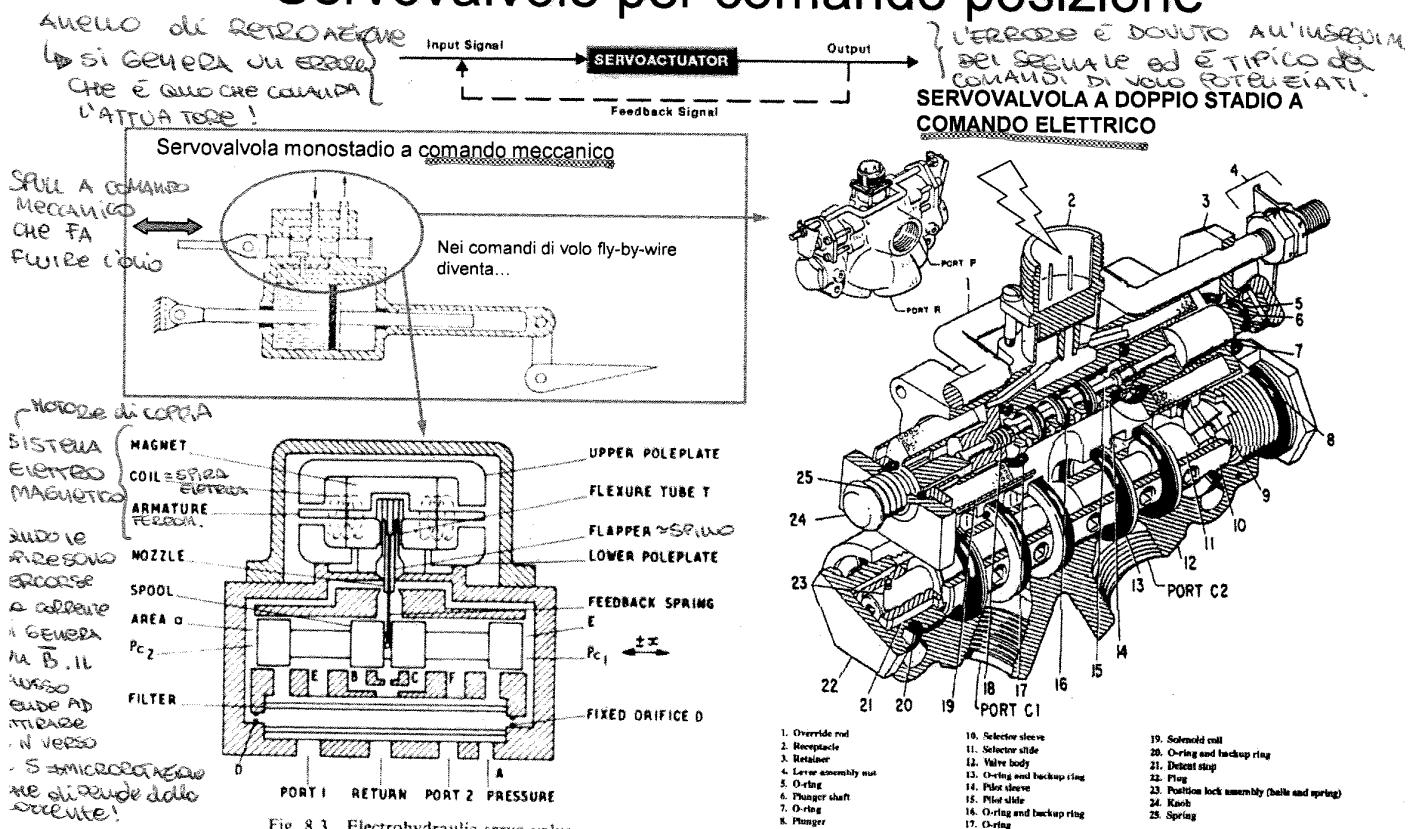
LA REGOLAZIONE DELLA PRESSIONE È + FACILE RISPETTO ALLA REGOLAZIONE DELLA POSIZIONE.
L'olio fluisce fino alla posizione di fine corsa e poi si provvede a pressurizzare o meno.
Non trovano applicazione in campo aerospaziale!

©2000 How Stuff Works

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

67

Servoalvalve per comando posizione



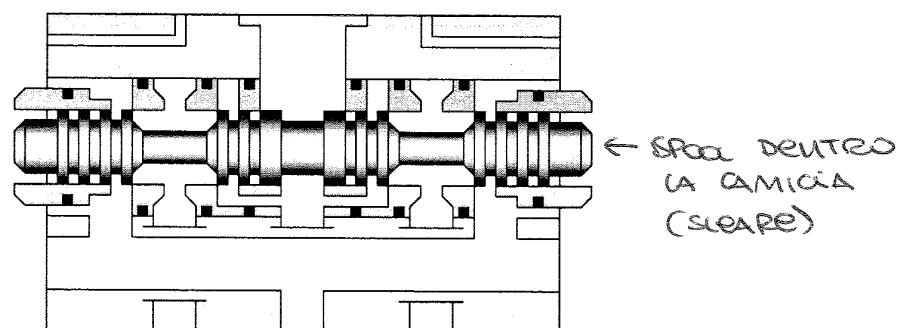
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

68

L'ATTUATORE INSEGUITO IL COMANDO!
LO SPOSTAMENTO DELL'ATTUATORE segue la posizione impostata dal PILOTA
CHE MUOVE VO CRUI. SE CI CHIUDI UNA VALVOLA IL CRUI VO HA UNA COMBINAZIONE

SERVO VALVE - SPOOL

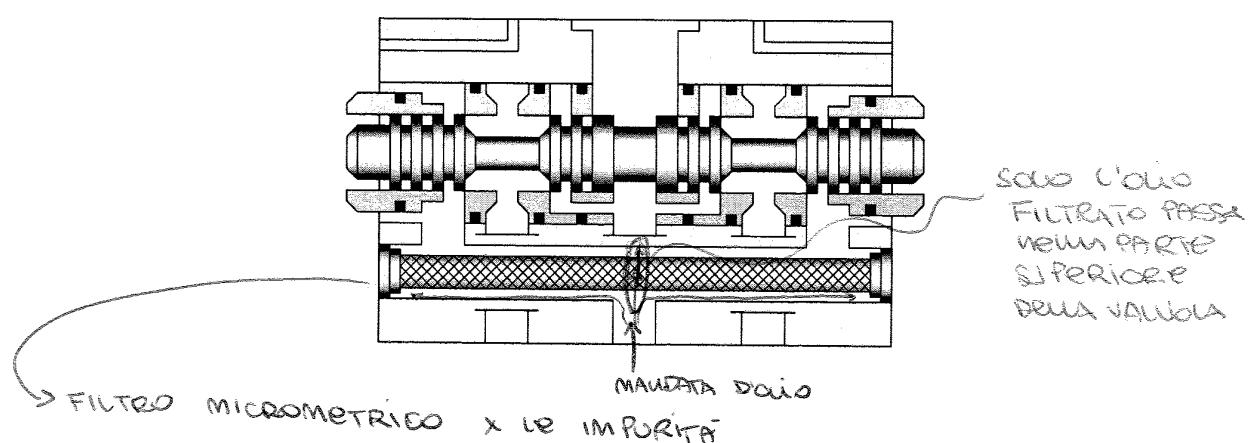
Lo spool può andare a dx o su andando ad aprire o chiudere passaggi x olio



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

71

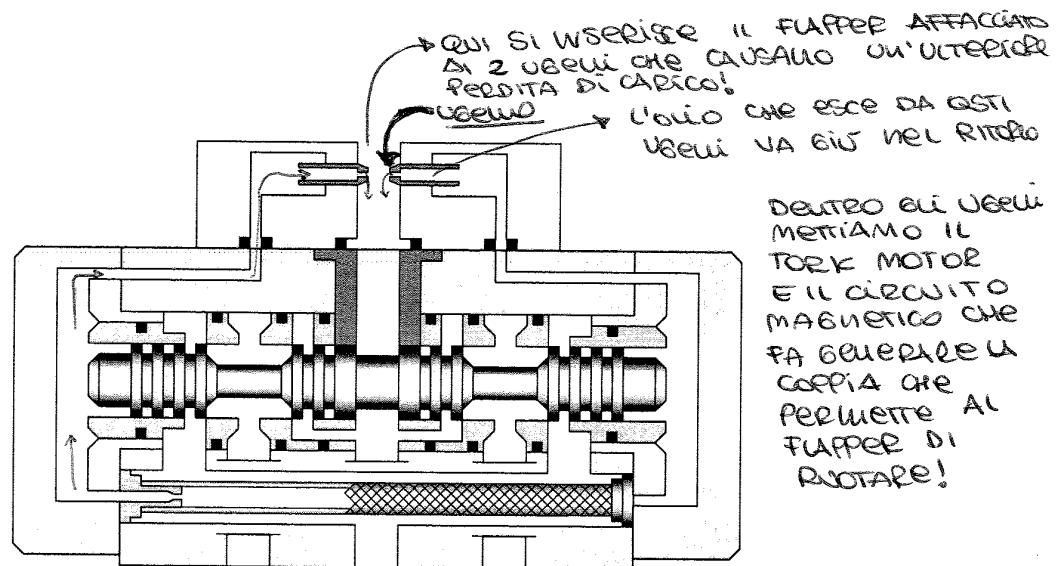
SERVO VALVE - PILOT FILTER



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

72

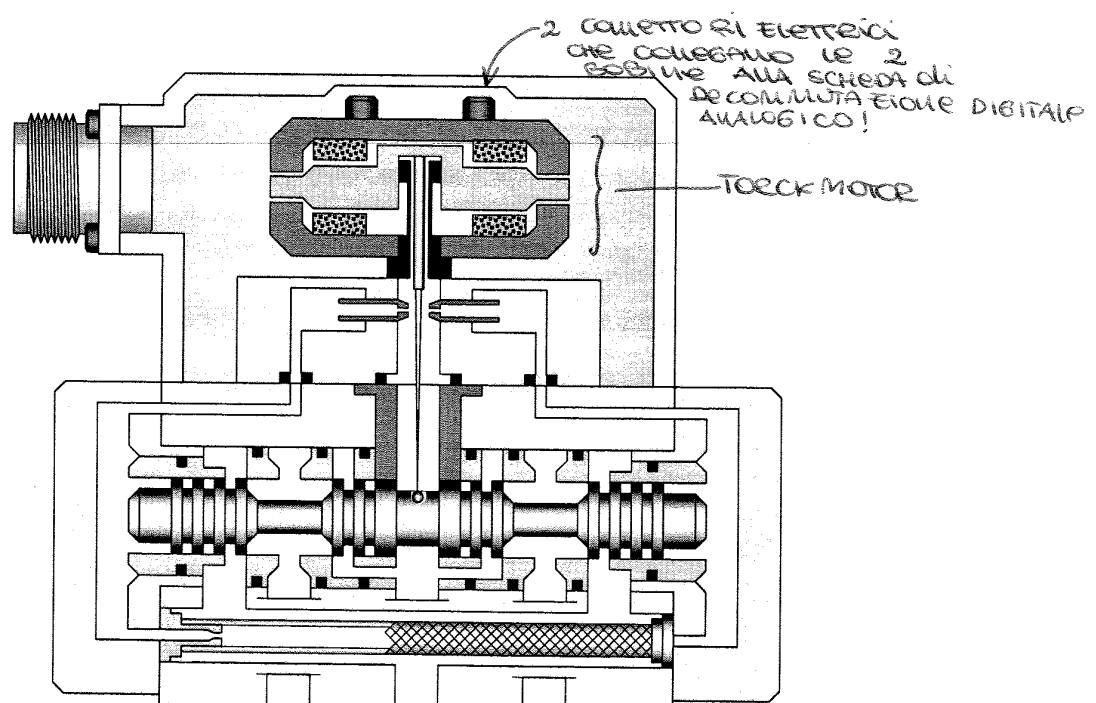
SERVO VALVE - PILOT NOZZLES



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

75

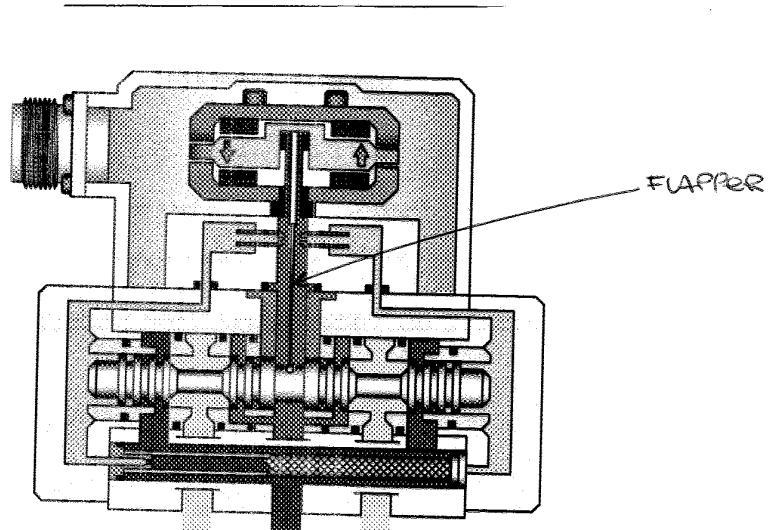
SERVO VALVE - TORQUE MOTOR



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

76

SERVO VALVE



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

78 79

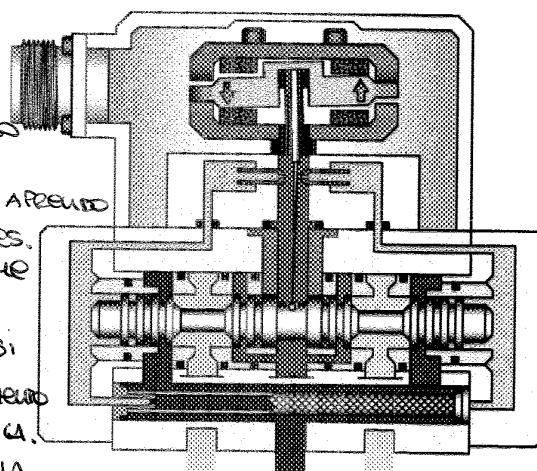
79
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

SERVO VALVE

L'AERNA SI MUOVE.
AUGERIAMO LA SIMMETRIA
AVVICINANDO IL FLAPPER A
UNO DEI 2 VELCI.

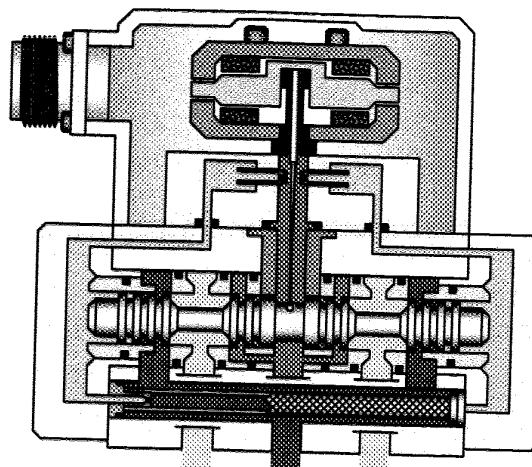
DAI DUE VELCI ALRNA L'OLIO
CHE È UNA PARTE DELL'OLIO DI
MANUTENZA, FILTRATO ATTRAVERSO
LA GUAINA MICROFILTRANTE.

OSTRAENDO UNO DEI 2 VELCI È APRENDO
L'ALTRO DA UNA PARTE LA PRES.
CADE E DALL'ALTRA SALE ANCHE
SE DI POCO! A CAUSA DI QUESTO
INCREMENTO DI P. LO SPOOL SI
MUOVE. QUESTO È UNO SPOSTAMENTO
MECCANICO FATTO X VIA IDRAULICA.
IL SISTEMA SI MUOVE CONTRO LA
VACUUM INIZIALE DEL PICCOLA(ASSERIMENTO).



80
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore
L'INIZIALE ROTAZIONE DEL FLAPPER
VIENE ANNULLATA DALLO SPOSTAMENTO DELLO
SPOOL CHE NON SA DI QUANTO SPOSTARSI, MA
QUANDO...
LO SPOSTAMENTO X QUESTA
SERVOPRESSIONE È TALE DA RIPORTARE A UNA POSIZIONE
CENTRALE LO SPOOL Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore
TROVA UNA NUOVA POSIZIONE DI EQUILIBRIO

QUANDO GIUNGO IN UNA NUOVA POSIZIONE SIMMETRICA LO STOCCO SI FERMA IN UNA POSIZIONE APERTA E QUDI A FAR AFFLUIRE L'OLIO ALL'ATTUATORE CHE CONTINUIA PER A SPOSTARSI, MA A QUESTO PUNTO NON AVENDO + UN COLLEGAMENTO MECCANICO LA VALVOLA DEVE ESSERE AVVISA E SULL'ATTUATORE METTO UN SENSOR DI POSIZIONE CHE MI AVVISA QUANDO HO RAGGIUNTO LA POSIZIONE E VA A CORREGGERE IL SEGNALE ELETTRICO: MODULA LA CORRENTE FINCHÉ LA VALVOLA SI CHIUSO.



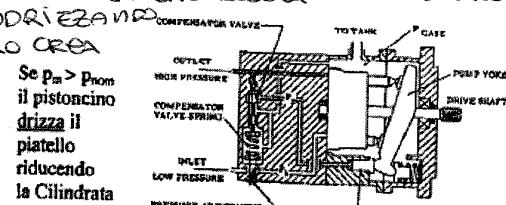
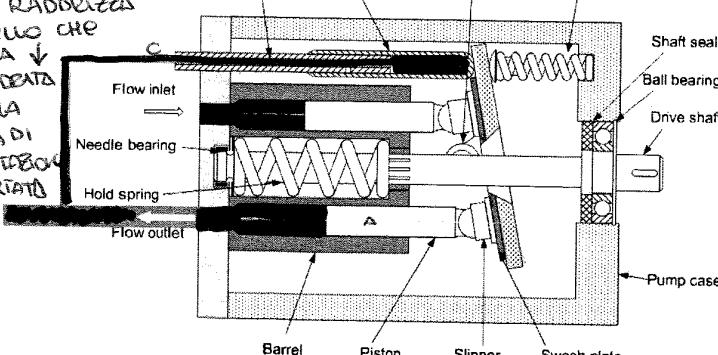
1



Pompe a pistoncini con regolatore

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

REGOLAZIONE ARIA TONTE DISPOSTA NELLO STESSO ORGANICO DEL PIATTELLO CHE VINCILA LA CORSA DEL PISTONCINO: RADDRIZZA IL PIATTELLO. SE LA P. TENDE A + LA COMPRESSIONE DELL'OLIO CREA UN ↑ DI FORZA SULLA PARTE DEL PIATTELLO CHE CONTRASTA L'ELASTICITÀ DELLA NUDA E RADDRIZZA IL PIATTELLO CHE SIGNIFICA ↓ LA CILINDRATA E QUDI LA PERDITA DI ROTAZIONE E ↓ PORTATA

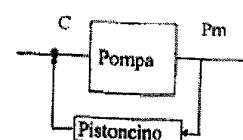


Così, anche girando, la pompa manda meno (o non manda) portata e non assorbe Potenza;

$$Q = C * n * \eta_v$$

$$P = C * (p_m - p_{sp}) * n / (\eta_v * \eta_m)$$

È una chiara applicazione del concetto del feedback



① le pistone che ANALIZZA SPINGE L'OLIO CHE IN PICCOLA PARTE PASSA IN ② ANDANDO A RADDRIZZARE IL PIATTELLO → RIDUCE LA CILINDRATA → ↓ PORTATA → ↓ ENERGIA NECESSARIA → ↓ PERDITE DI CARICO !!

IN CASO DI INCENDIO E ROTURA DELLA VACUAUT DI SEDE RIDONO TA SI CHE L'OLIO NON TORNI INDIETRO E NON CI SIA IMMEDIATO BLACKOUT DI TUTTO L'IMPIANTO!

Accumulatore (a GAS)

L'accumulatore rappresenta un elemento fondamentale per il funzionamento dell'impianto idraulico.

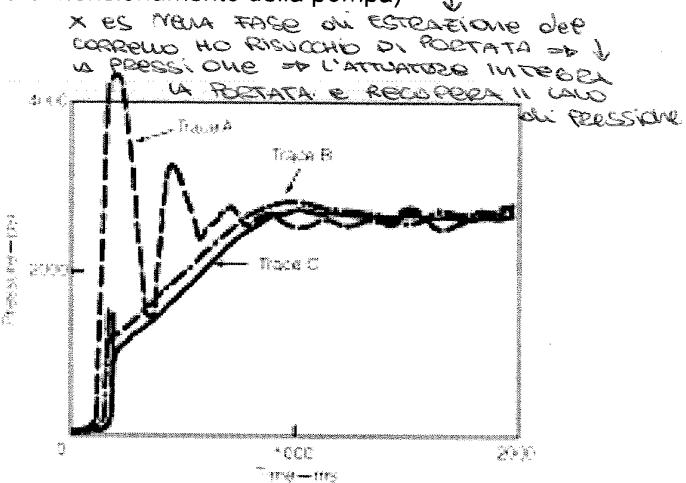
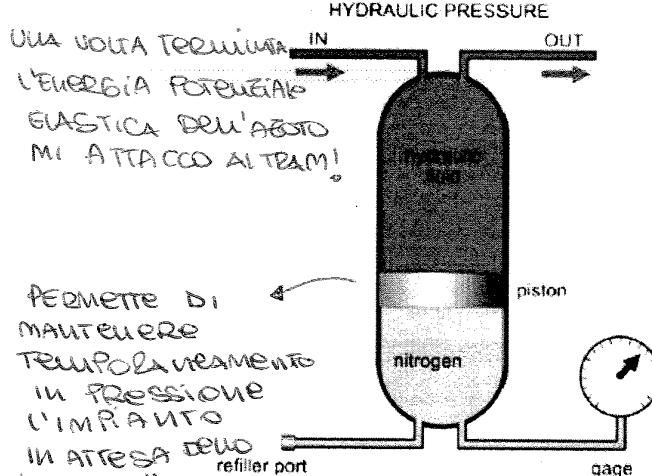
Esso costituisce un elemento elastico in grado di assorbire/restituire energia idraulica. Tale funzione si esercita principalmente per:

1 Costituire una riserva di energia da utilizzare in caso di "black out" dell'impianto

2 Attenuare i picchi di pressione accentuati dalla pratica incompressibilità dell'olio durante i transitori (colpo d'ariete in caso di chiusura di valvole o cali di pressione durante l'apertura delle stesse) contribuendo così alla migliore stabilizzazione dinamica della pressione nel circuito.

3 Costituire una riserva integrativa di olio da utilizzarsi temporaneamente come coadiuvante durante gli azionamenti che assorbono, per qualche secondo, grosse portate, impedendo cali prolungati di pressione nel circuito (evitando il surdimensionamento della pompa)

L'AZOTO DEVE ESSERE UNA CERTA QUANTITÀ E PRESSIONE < RENDERE IL SISTEMA RISPARMIO!!



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

87

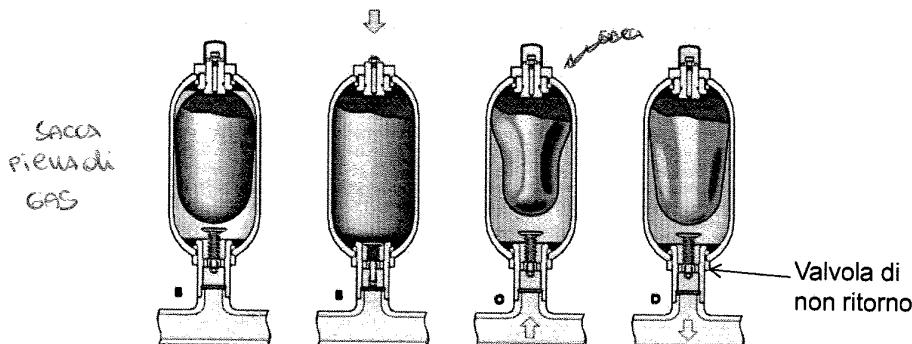
Accumulatore

Esistono diverse configurazioni di accumulatori idraulici:

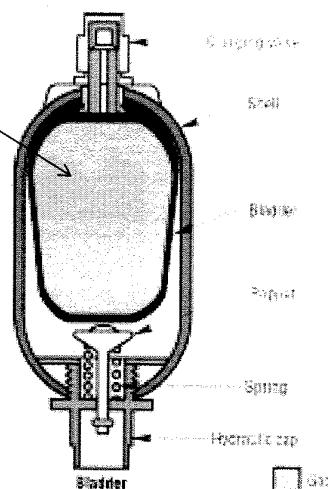
- 1 • A pelo libero (poco usato per il pericolo di inquinamento dell'olio col gas)
- 2 • A sacca e a membrana (bladder - scarso impiego in campo aerospaziale)
- 3 • A pistone (piston)
- 4 • A soffietto (metal bellow)

2 A sacca/membrana

Poco usati per la scarsa resistenza della sacca: se si rompe inquinano l'olio con gas e frammenti solidi



Azoto, perché inerte ed economico (non si usano molle per problemi di peso)



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

88

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 le utenze quando le pompe non funzionano, 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 aiutando le pompe nei momenti di maggior richiesta (riduce il pericolo di insorgenza 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 transitori) 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'ariete (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 sovrardimensionamento della pompa (funzione simile alla 2). *← CARICO*

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 turbinetta 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.

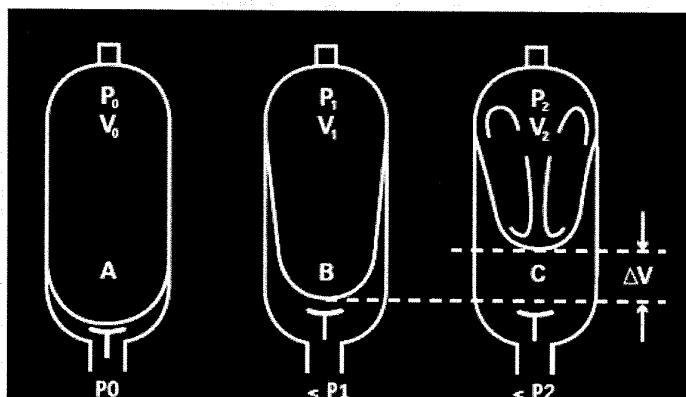
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

91

*nel dimensionamento tempo
conto della cavitazione + gravosa!!*

Accumulatore

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



V_0 = Capacity in nitrogen of the accumulator
V_1 = Gas volume at the minimum hydraulic pressure
V_2 = Gas volume at the maximum hydraulic pressure
ΔV = Returned and/or stored volume between P_1 and P_2
P_0 = Initial preload of the accumulator
P_1 = Gas pressure at the minimum hydraulic pressure
P_2 = Gas pressure at the maximum hydraulic pressure

che garantisca l'uso dei componenti

A - Bladder in the precharge 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.

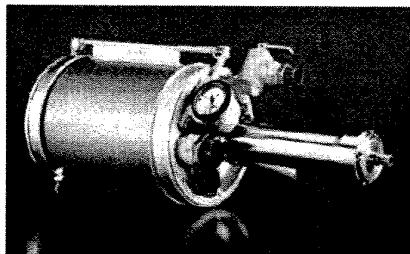
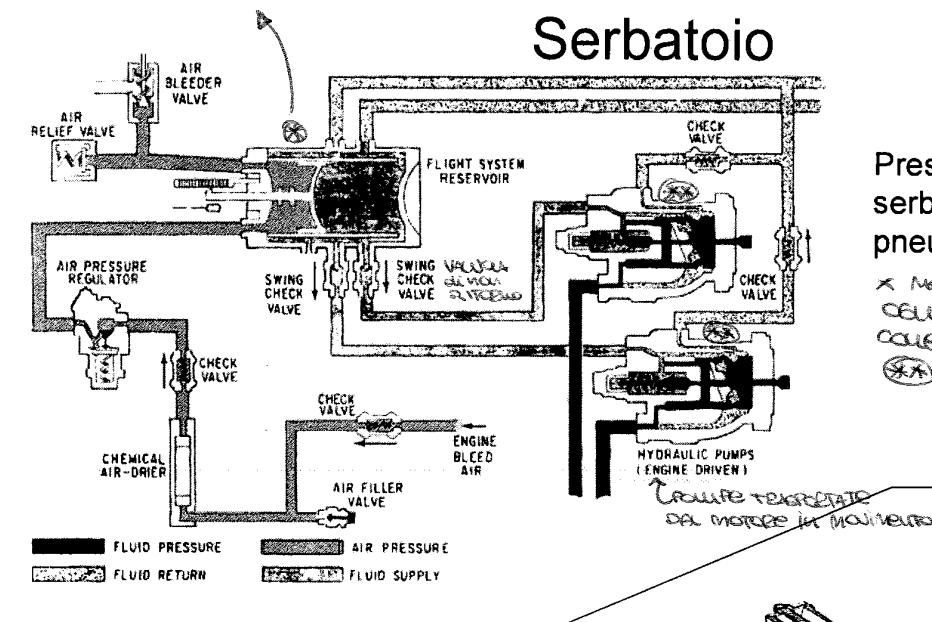
C - Position at the maximum operating pressure. The volume difference between the minimum and maximum positions of the operating pressures represents the working fluid quantity.

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

92

08. PRESSURIZZAZIONE X VIA PNEUMATICA

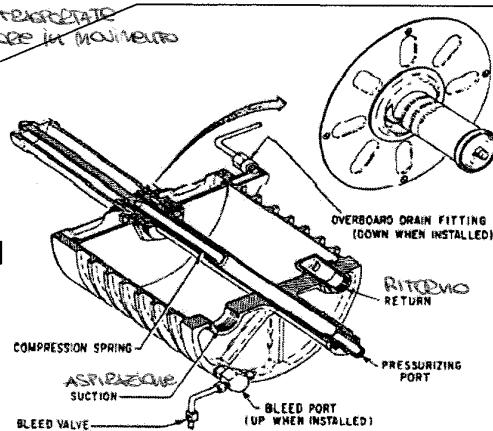
Serbatoio



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

CAUSANO PERDITE DI CARICO QUI
MA NON METTERE TROPPO !!

Self-presurized



99

Filtro

→ AL RISERVO E AL SERVOCILINDRO DELL'OLIO NEL SERBATOIO, DOPO LA MANDATA, VENEVA UNA VOLTA QUI INTERATTI

I filtri hanno la funzione di eliminare le impurità solide contenute nell'olio in circolazione, che possono essere il risultato dell'usura delle parti mobili o causate da contaminazioni dell'olio; queste impurità possono danneggiare diversi organi, tipicamente pompe e servovalvole (i martinetti hanno grosse tolleranze alle impurità). Il filtro viene scelto in funzione della tolleranza alle impurità dell'impianto, della viscosità del fluido e della massima caduta di pressione ammissibile.

Alcuni filtri sono costituiti da fogli porosi di cellulosa ondulata, di modo da ottenere un'ampia superficie filtrante in un volume contenuto, riducendo le perdite di carico. (Hanno scalo costituito da maglie metalliche)

Questi sono identificati con un numero che indica il diametro in micron delle particelle che vengono trattenute.

Altri, costituiti da una cartuccia metallica, di impiego tipico aerospaziale, sono identificati dal numero di maglie per pollice lineare e permettono la filtrazione di impurità comprese tra i 5 ed i 50 mi a seconda delle tolleranze degli organi da proteggere. Esistono filtri micrometrici costituiti da diversi strati di cellulosa trattata per drenare particelle da 3 micron.

I filtri possono essere inseriti:

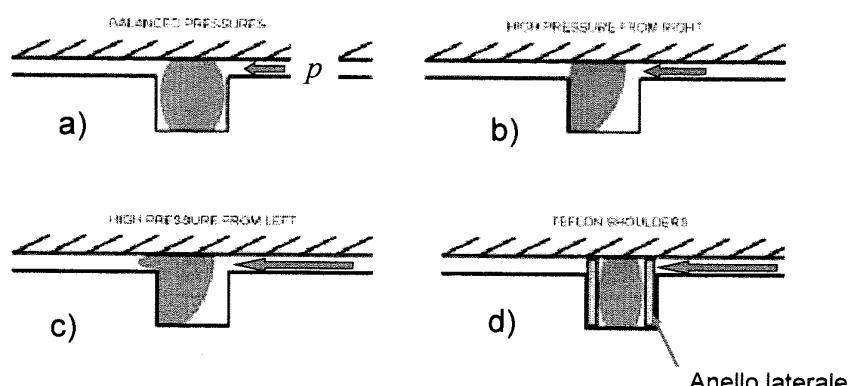
- a monte della pompa, con il vantaggio di proteggere bene la pompa da contaminanti, ma lo svantaggio di indurre una forte caduta di pressione giusto prima della pompa (cavitàzione), che comporta l'uso di tubazioni di alimentazione di grosso calibro;
- sul circuito di scarico prima del serbatoio, introducendo perdite di carico non dannose ma filtrando così l'olio dopo il ciclo di lavoro;

valo in buche sostituiti da anelli anelli in gomma inseriti in particolari cavità e sopportano fino a ~ 10 bar. Per pressioni maggiori la gomma si estende e ecco che sono costituite da anelli di guarnizione rigida evitando che le guarnizioni gomme si ricchino nelle giunzioni.

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 martinetto.

Tipicamente esse 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 usura/rottura (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

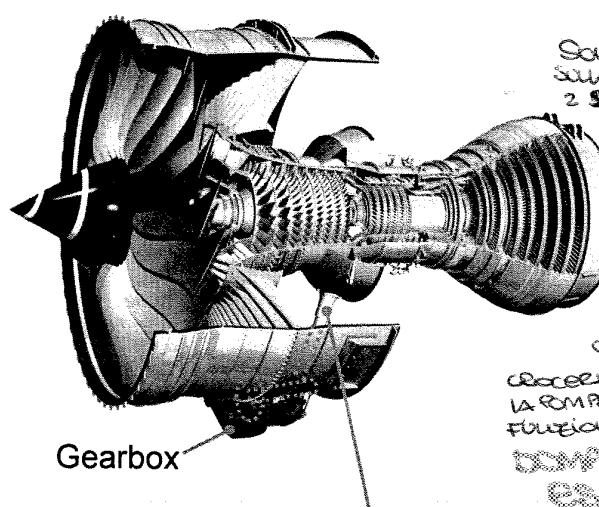
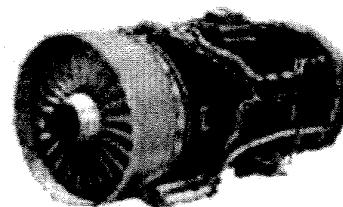
103

* MOTINI di sicurezza ce ne sono sempre + di una !

Azionamento pompe

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

Pompe idrauliche

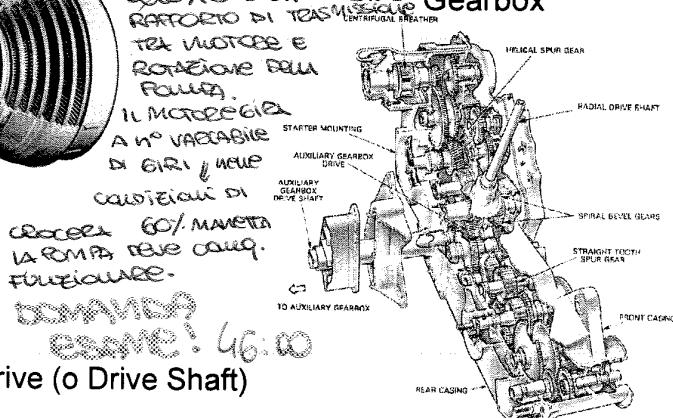


Solo collegare sulla GEARBOX a 2 sue prese di moto !!

Dopo avere un orologio RAPPORTO DI TRASMISSIONE CENTRIFUGA
tra motore e rotazione della ruota. IL MOTORE GIA' A 10 VARCAZIE DI 6000 / min
causando di crescere 60% manetta la POMPA deve comunque funzionare.

DOMANDA
ESAME: 46:00

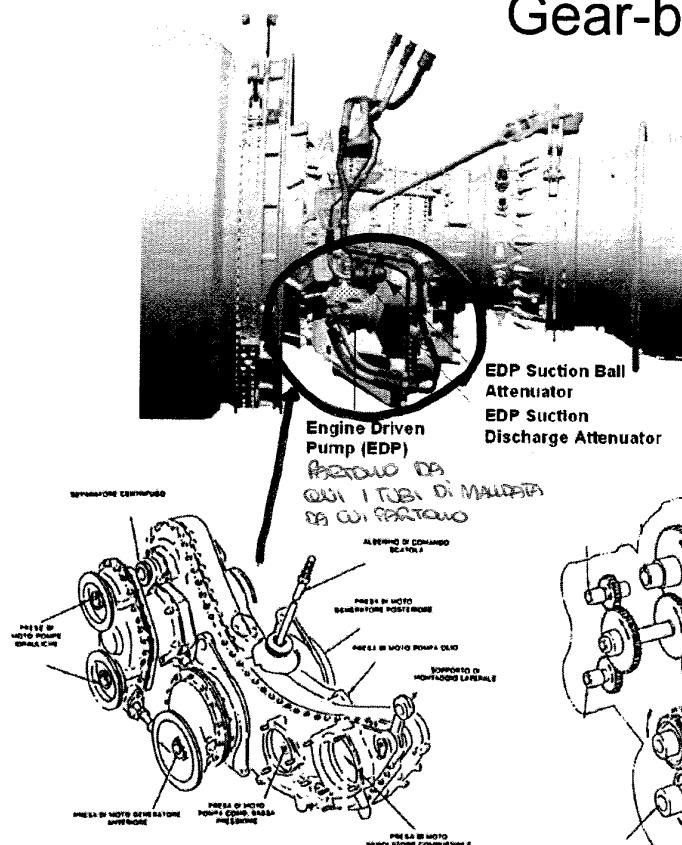
PTO - Power Transmission Overdrive (o Drive Shaft)



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

104

Gear-box

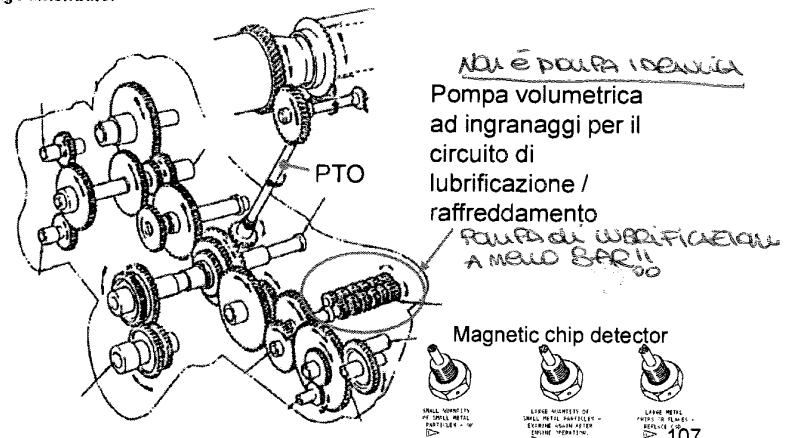


Può essere integrata col propulsore EIGB o con la struttura primaria AIGB

Con l'ipotesi "all electric" si riduce il peso della gearbox (minor numero di prese di moto)

EIGB=Engine Integrated Gear Box

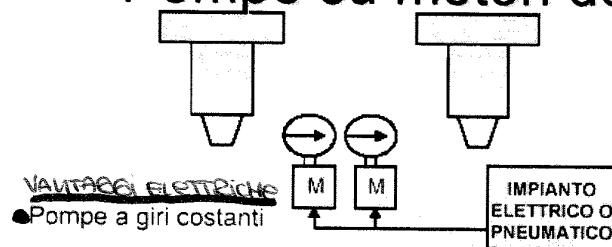
AIGB=Airframe I G B



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

107

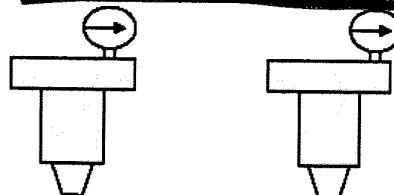
Pompe su motori dedicati



- Posizione baricentrica → Minori perdite di carico (per minor distanza media da utenze)
- Posizione baricentrica: proprietà di massa poco alterate (→ inerzia)
- Pompe vicine ai serbatoi
- Accessibilità per manutenzione + facili da controllare
- Se usata come RIDONDANZA non risente del guasto dei primi propulsori

{ USATE IN CAVI DI ESEGUITA!

POMPE su PROPULSORI



- Si evita il motore dedicato

- Soluzione preferibile per grandi potenze

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

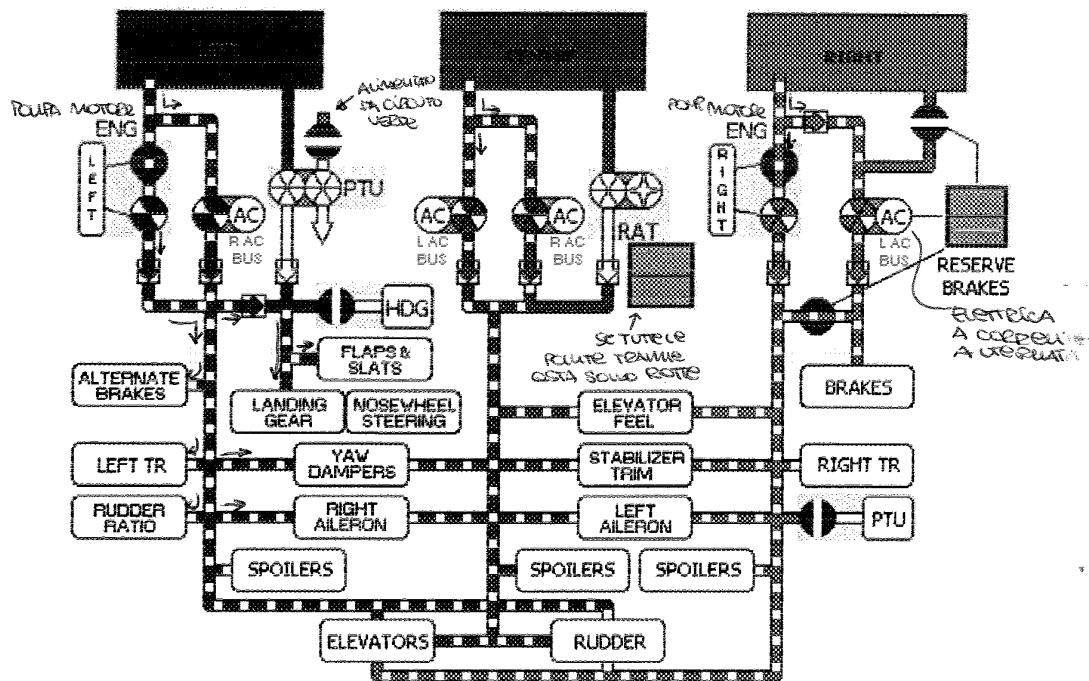
108

3 CIRCUITI: 2 SONO MOLTO VICINI ESSO
IL CIRCUITO BW È L'ULTIMA SPAGNA
E BASTA!!

Sistema idraulico B-757

verde
aereo uso a comandi di volo primari
BOEING

Funzionamento normale



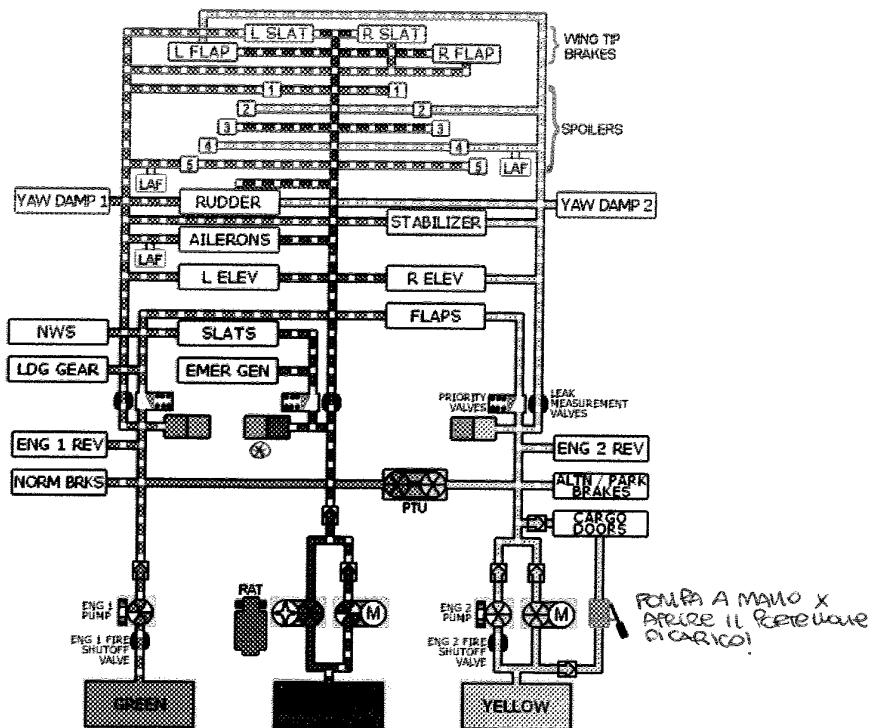
111

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

ACUMULATORI A GAS PRINCIPALI

Sistema idraulico A-320

AIRBUS



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

112 2

Problema del progetto

1 progettare attuatori utenze

2 sapere quale portata volumetrica Q richiedono e per quanto tempo

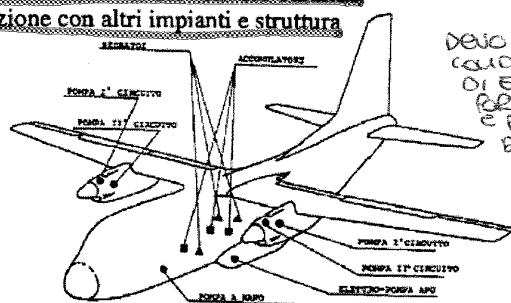
SPALMIAMO SUL TEMPO DI MISSIONE LA PORTATA ASSORBITA

portata disponibile
con pompa su
motore velivolo

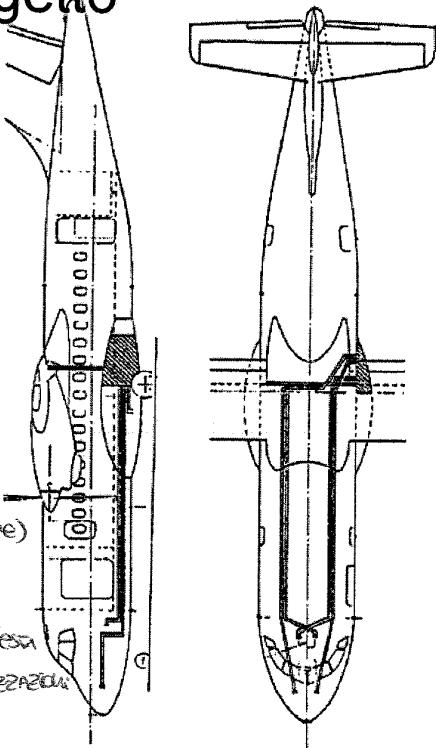
Q pompa su motore
dedicato a RPM cost

SI DEFINISCE IL CICLO DI RICHIESTA DELLA PORTATA ASSORBITA
IN BASE AL TEMPO DI VOLO
trova la pompa (Cilindrata e RPM max)
e soddisfa il requisito

3 si studia l'installazione sul velivolo curando
l'integrazione con altri impianti e struttura



DEVO EVITARE
COLLUSI DI
ECESSO DI
PORTATA RICHIESTA
E RELATIVA
DEPRESSURIZZAZIONE



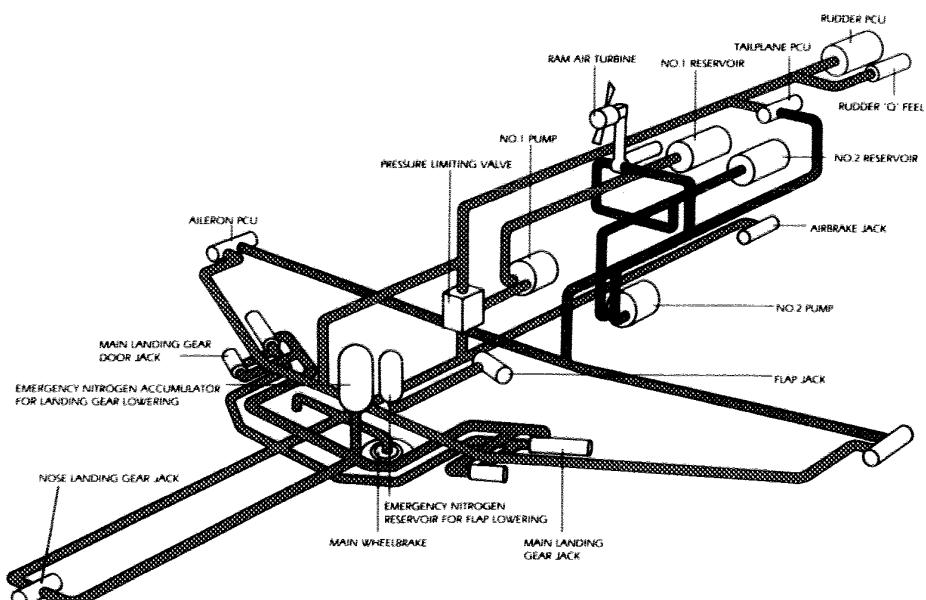
Con lo studio di installazione si
affina la valutazione delle cadute di
pressione

28115

ogni POMPA deve
essere configurata nel
caso di operatività
completa compresi i mezzi come la più
hydraulic system (BAE SYSTEMS)
che uso solo
in cont. di emergenza

PROGETTARE Gli IMPIANTI RESTA MOLTO
DI STUDIO IN PARALLELO AUE
MODIFICHE STRUTTURALI E NON
È UN LAVORO SEMPLICE!

- No 1 System - Flying Controls
- No 1 System - General Services
- No 2 System - Flying Controls
- Standby Lowering System



116

16/04/2013

Politecnico di Torino

Corso di "SISTEMI DI BORDO AEROSPAZIALI"

⑧ Sistema Elettrico

ATA 24

NON HA TUBI MA CAVI ELETTRICI ALL'INTERNO DI UNA GUAINA, DA SEMPRE HA AVUTO UN IMPIANTO ELETTRICO. GRANDE SVILUPPO DELL'AVIONICA, CON L'ELETTRICA FACCIO ANCHE COMANDO E CONTROLLO \Rightarrow ESTENSIONE DELLA POTERIA ELETTRICA, CON L'ELETTRICA FIESCO ANCHE A PRESSURIZZARE E CLIMATIZZARE LA CABINA.

PRESSURIZZARE E CLIMATIZZARE LA CABINA.

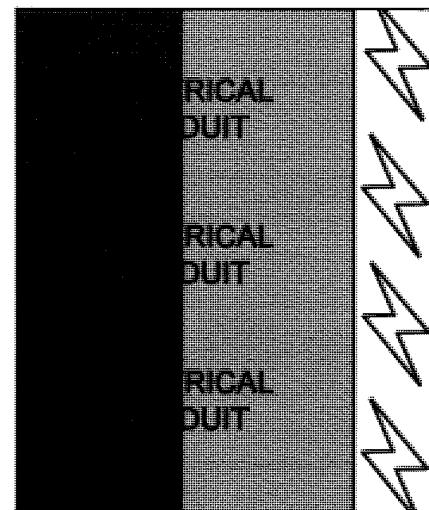
Anno Accademico 2012/2013

IN PASSATO OGNI UTENZA AVEVA IL SUO ALIMENTATORE. **Paolo Maggiore**
ORA LA GRANDEZZA ESTENSIVA non è più LA PORTATA Q MA LA CORRENTE I.
È IMPORTANTE CENTRALIZZARE L'IMPIANTO. SI PRENDE L'ENERGIA DALLE BARRE DI CARICO, SI PUÒ PASSARE DA CD A CA \Rightarrow VARI VALORI. LA FREQUENZA DI 600 Hz non è OBBLIGATORIA, POSSO ANCHE AVERE FREQUENZA VARIABILE.

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 Reverser and Exhaust Nozzle
- 79 Engine Oil Distribution and Indicating
- 80 Engine Starting
- 83 Engine Accessory Gearbox



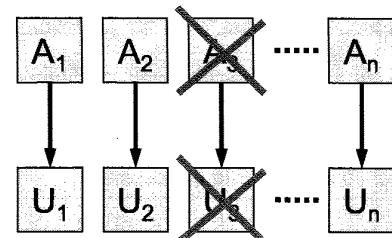
Caratteristiche principali

Il sistema elettrico è tra i pochi di cui non è possibile fare a meno. Esso è presente anche sui velivoli più piccoli, per l'avviamento del motore e per l'alimentazione della strumentazione.

Fino alla 2° Guerra Mondiale ogni utenza di bordo aveva il suo piccolo alimentatore, ovvero una batteria, un generatore collegato a uno dei propulsori del velivolo o un generatore collegato alla RAT (Ram Air Turbine – turbina messa in rotazione dall'aria del flusso esterno).

Tale impostazione presenta i seguenti svantaggi:

1. Tanti alimentatori piccoli pesano e costano di più di pochi generatori di maggiore dimensione e di uguale potenza totale;
2. Se un alimentatore si guasta si perde la relativa utenza (e quindi la funzione).



Tali svantaggi hanno portato, negli anni '50, a una centralizzazione della generazione di potenza elettrica; ciò ha comportato immediatamente la necessità di standardizzazione delle tensioni di bordo.

Leggi di Ohm

Prima di giustificare i valori unificati delle tensioni è opportuno richiamare le due leggi di Ohm:

$$V = R \cdot I$$

V = tensione
 R = resistenza
 I = intensità

$$R = \rho \cdot \frac{L}{S}$$

ρ = resistività
 L = lunghezza cavo
 S = sezione cavo

$$W = V \cdot I \quad W = \text{potenza}^*$$

$$S = \frac{W \cdot \rho \cdot L}{V^2}$$

A pari potenza W , la sezione S decresce col crescere della tensione V

Questo significa che, a pari potenza, un innalzamento della tensione porta a una riduzione della sezione del conduttore e, quindi, del suo peso (la densità del rame è elevata!).

* A livello idraulico la potenza è definita invece come $W = p \cdot Q$ dove la p rappresenta la pressione (grandezza intensiva) mentre la Q rappresenta la portata in volume.

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 (prontezza dei dispositivi di protezione). La tensione di **28 V DC** è un accettabile compromesso tra queste esigenze.

Le frequenze sono più elevate
le macchine elettriche sono più leggere

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 400Hz è stata scelta, anche in questo caso, come l'ottimo tra esigenze di leggerezza dei generatori (a pari potenza è più leggero un generatore più veloce) e meccaniche (limite alla velocità di rotazione dovuta alla resistenza dei supporti).

Sul velivolo devono essere entrambi presenti

Nonostante le tecnologie attuali potrebbero ormai sovvertire questi valori ottimali dei parametri di generazione elettrica non è ancora prevista una modifica degli standard. Tuttavia, è stata recentemente introdotta la tensione normalizzata di 270V DC, al momento impiegata su un paio di velivoli militari e sul B-787, e sono attualmente in fase di sperimentazione sistemi a 540 V DC e 230V AC a frequenza variabile per la cosiddetta soluzione impiantistica di velivolo *more electric*.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore slide n° 9

ci sono normative che definiscono la tolleranza dell'impianto normalizzato.
Normativa civile è da sola militare.

Riferimenti normativi

Nel progetto si adottano normative internazionali che stabiliscono, ad es., i requisiti di oscillazione tollerata per la tensione: le tabelle successive si riferiscono alla norma MIL-STD-704E.

Steady state characteristics		Limits	
Steady state voltage		108.0 to 118.0 volts, rms	
Voltage unbalance		3.0 volts, rms maximum	
Voltage modulation		2.5 volts, rms maximum	
Voltage phase difference		116 deg. to 124	
Distortion factor		0.05 maximum	
Distortion spectrum		Figure 3	
Crest factor		1.31 to 1.51	
DC component		+0.10 to -0.10 volts	
Steady state frequency		393 to 407 Hz	
Frequency modulation		4 Hz	
Transient characteristics		Limits	
Peak voltage		271.8 volts, rms maximum	
Steady state characteristics		Limits	
	28 volts DC system	270 volts DC system	
Steady state voltage	22.0 to 29.0 volts	250.0 to 280.0 volts	
Distortion factor	0.035 maximum	0.015 maximum	
Distortion spectrum	Figure 8	Figure 13	
Ripple amplitude	1.5 volts maximum	6.0 volts maximum	
Transient characteristics		Limits	
	28 volt DC system	270 volts DC system	

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

Strategia di distribuzione

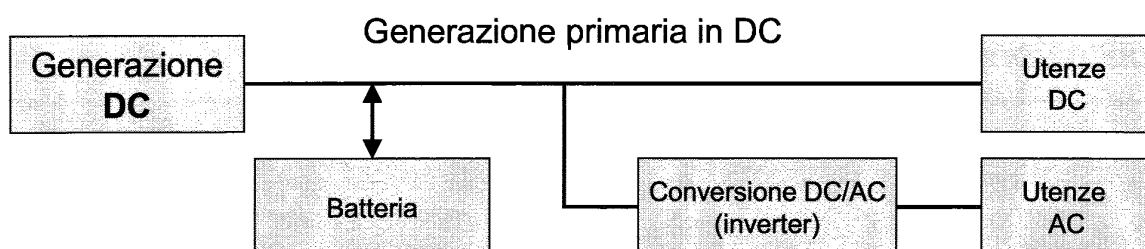
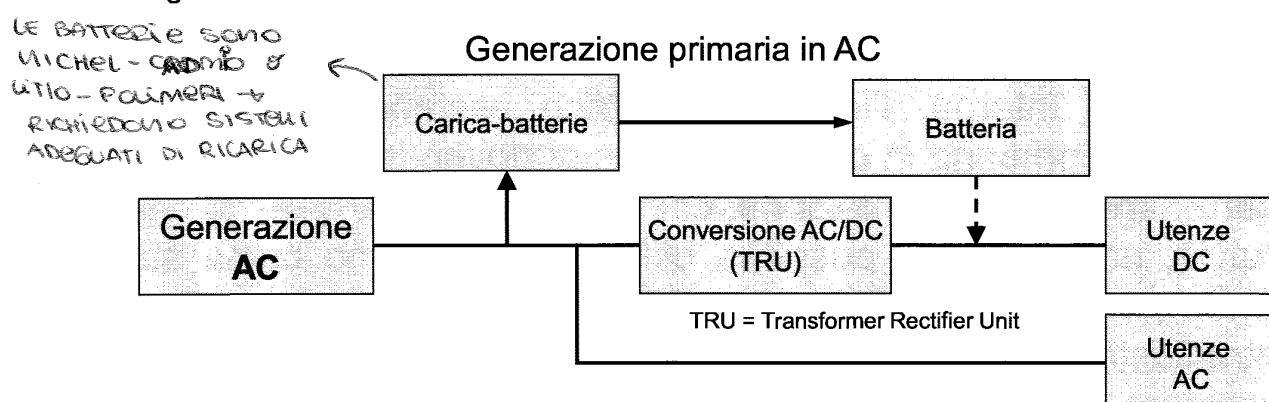
La strategia ottimale di distribuzione della potenza elettrica consiste nell'alimentare il maggior numero di utenze possibili con la generazione primaria di corrente e, per questioni di rendimento, trasformare la minor quantità di energia necessaria alle utenze che non possono fare a meno dell'altra forma di corrente.

Tipo di utenze (carichi)	Avionica CA a 400Hz	Carichi resistivi	Motori	Comandi & controlli
Caso generazione primaria in CC	█	█	█	█
Caso generazione primaria in CA	█	█	█	█

Corrente generata direttamente
Corrente trasforma (da CA in CC o viceversa)

Schemi tipici

In entrambi i casi di generazione primaria, sia in DC sia in AC, occorrerà provvedere ad una trasformazione dell'energia elettrica anche nell'altra forma per provvedere all'alimentazione di quella parte del carico per il quale la generazione primaria non è adatta, riconducendosi ai due seguenti schemi di massima.



Convenienza avviamento elettrico

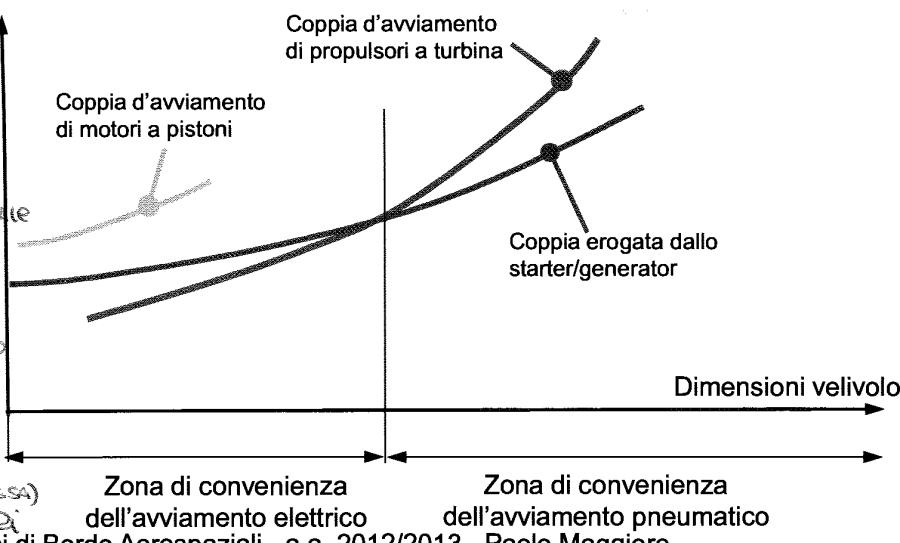
Il principale vantaggio della generazione primaria in corrente continua sta nel fatto di poter sfruttare la reversibilità della dinamo per l'avviamento dei propulsori.

Tale vantaggio non può essere sfruttato nei propulsori di grandi dimensioni (o nei motori a pistoni) per i quali la coppia di avviamento più elevata richiederebbe un sovrardimensionamento della funzione "starter" della macchina e, quindi, un inevitabile esubero di potenza generata, erogabile nella modalità "generator", con pesi eccessivi dell'intera unità starter/generator.

Nei propulsori a turbina più grandi si preferisce ricorrere all'avviamento pneumatico.

Nei motori a pistoni ad un avviamento elettrico con "motorino" dedicato (tipo automotive).

perché è necessario avere
"i STARTER-GENERATOR X PICCOLI
AVVOLGI? Se l'AEREO
È GRANDE, LA COPPIA D'AVVIAMENTO
È TROPPO GRANDE IN PESO
- G → HA UN PROBLEMA: MA
NECESSITA DI SPRAZZOLE
ELETTRICHE X ESSERE BI DI PREZIOSE
A CAUSA DELLA SUA PESANTEZZA
SPRAZZOLE DEVO SOTTOPOERLE
TUTTE A MANUTENZIONE
S' NON HO SG. L'AVVIAMENTO
DEI GRANDI MOTORI DEVE
AVVENIRE X COMPRESIONE
DI ARIA. CIO' INSIEME CON
LA PU (DI CUI USCIRÀ L'ARIA COMPRESA)
E' POSSIBILE L'AVVIO PER PROPSERI



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

17

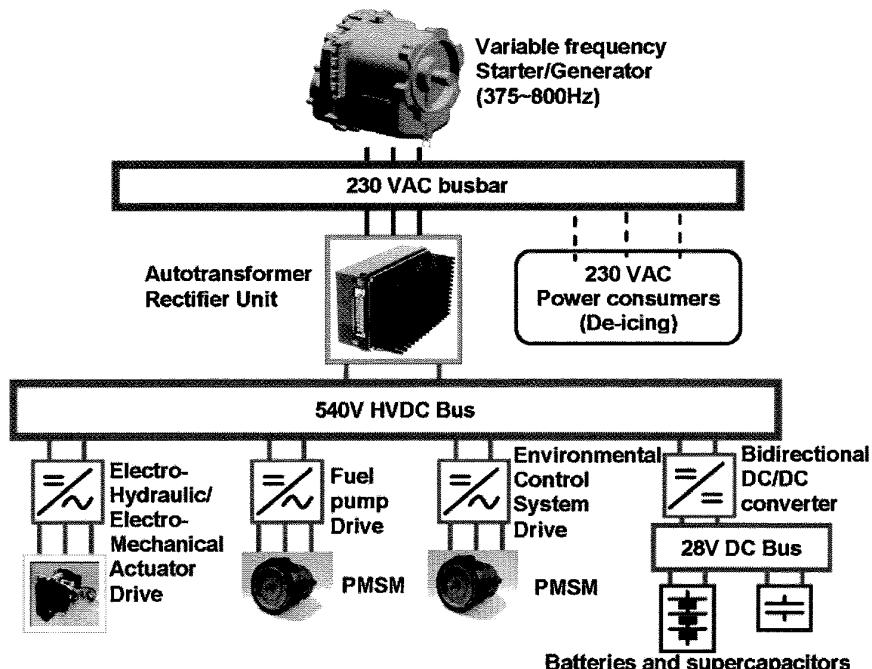
More Electric Aircraft

HO AVVIAMENTO CON
BATTERIA CON CORRENTE
AUTOPULITA (AC)

A schematic of a representative power system for the 'more electric' aircraft is shown. A variable frequency three phase synchronous starter/generator provides power to the 230 V AC bus to which frequency insensitive loads such as resistive de-icing 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 540 V DC (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 V DC bus for batteries and/or supercapacitors charging and discharging to provide power during emergencies and store energy during regenerative braking.

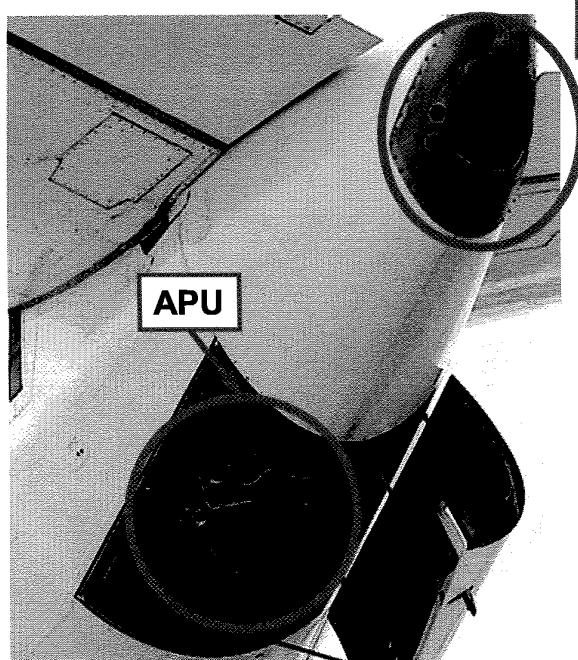
Most loads on the HVDC bus are fed by power electronic converters and with their associated controllers tend to behave like constant power loads.



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

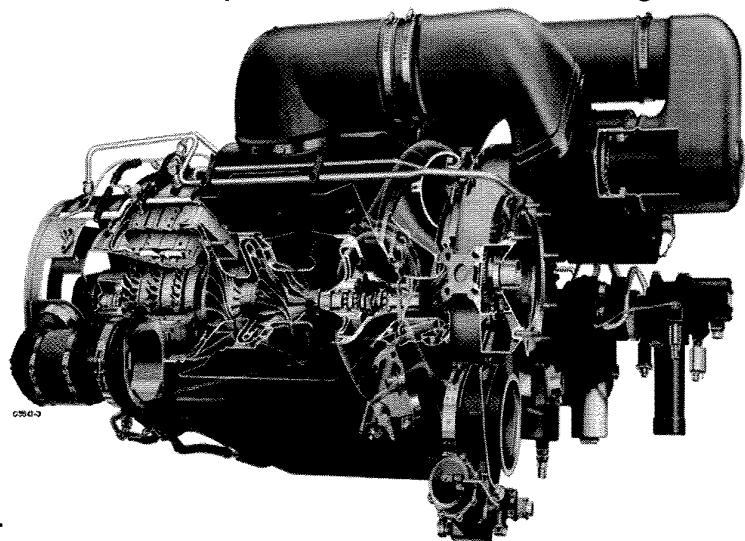
Generatori elettrici: A.P.U. e R.A.T. (1)

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



Ugello di scarico APU

↓ Spaccato dell'APU del Boeing 737.



↑ Configurazione APU su Boeing 737.

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

21

→ JA A GIA COSTANTI

Generatori elettrici: A.P.U. e R.A.T. (2)

L'APU è generalmente costituita da una turbina a gas di dimensioni contenute (rispetto ai motori principali del velivolo), con regime nominale di rotazione elevatissimo (fino a 64.000 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.

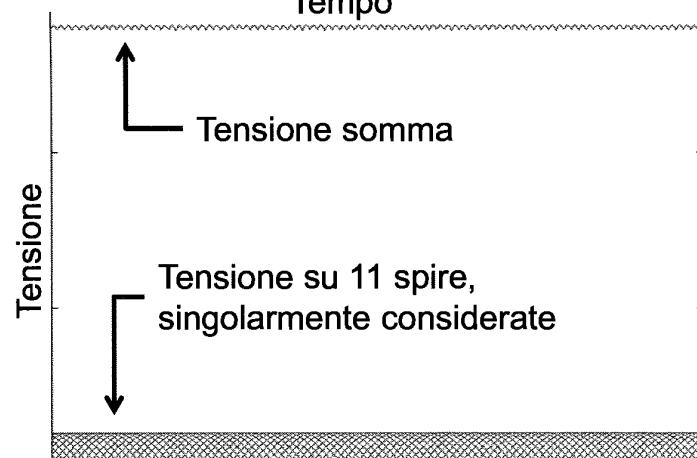
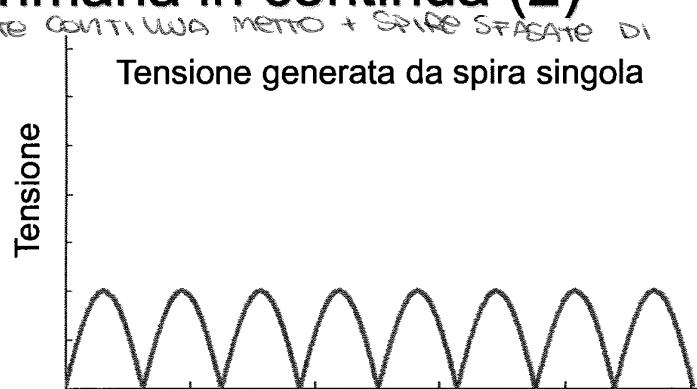
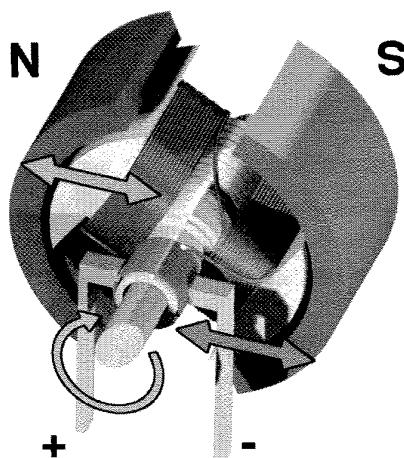
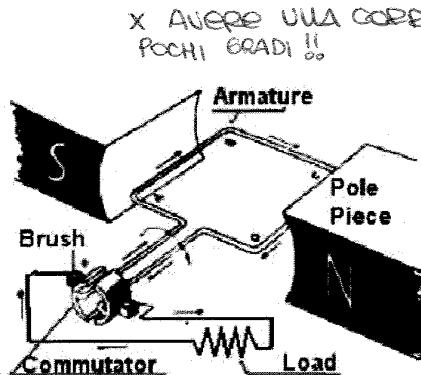
L'APU svolge anche altre funzioni ausiliarie. Essa dà potenza elettrica e pneumatica che viene usata per avviare il sistema di condizionamento (riscaldamento, cooling e ventilazione), prima che vengano avviati i motori principali. Questo permette di avere una cabina confortevole già all'imbarco dei passeggeri,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

Le potenze elettrica e idraulica possono poi anche essere usate per il check dei sistemi, durante il prevolo.

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

22

Generazione primaria in continua (2)



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

25

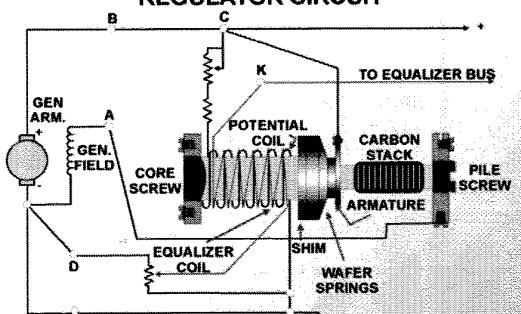
Generatori elettrici in continua

Il problema è che la velocità angolare non è in pratica costante, essendo il dispositivo azionato da un propulsore di bordo, e quindi le dinamo devono essere corredate di regolatori per garantire la costanza della tensione. Nel caso della dinamo tradizionale, si usa come generatore del campo magnetico un elettromagnete, la cui intensità viene regolata in base all'uscita.

In figura sono riportati due classici schemi di regolatori per dinamo usati su velivoli di piccole e medie dimensioni

in un GENERATORE IN CONTINUA la tensione cala a causa della resistenza interna che aumenta e aumenta la corrente assorbita

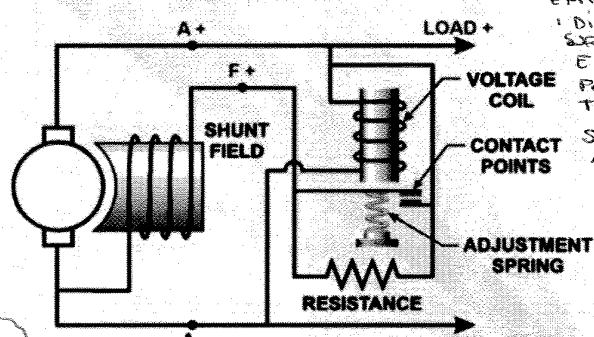
CARBON PILE VOLTAGE REGULATOR CIRCUIT



1) MA PIÙ DI DISCHI IN CARBONE CHE È COMPRESA se la corrente aumenta → la resistenza del sistema cambia diminuendo (al contrario aumenta) se la corrente ↑ la tensione tenderebbe a ↓ → la resistenza ↓

per regolare questa perdita di tensione x buona volta piccoli esistono elettrici sistemi elettrico meccanici che sono x esempio un solenoide con una molla magnetica collegati con un sistema di schiacciamento → schiacciamento → rotolato → passaggio di corrente, resistenza interna elettrica = BILANCIO IN DEDA NATURALE.

VIBRATOR - TYPE VOLTAGE REGULATOR CIRCUIT



2) UN CONTATTO APRE e CHIUDI → LA TENSIONE È REGOLATA x rispondere ai requisiti

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

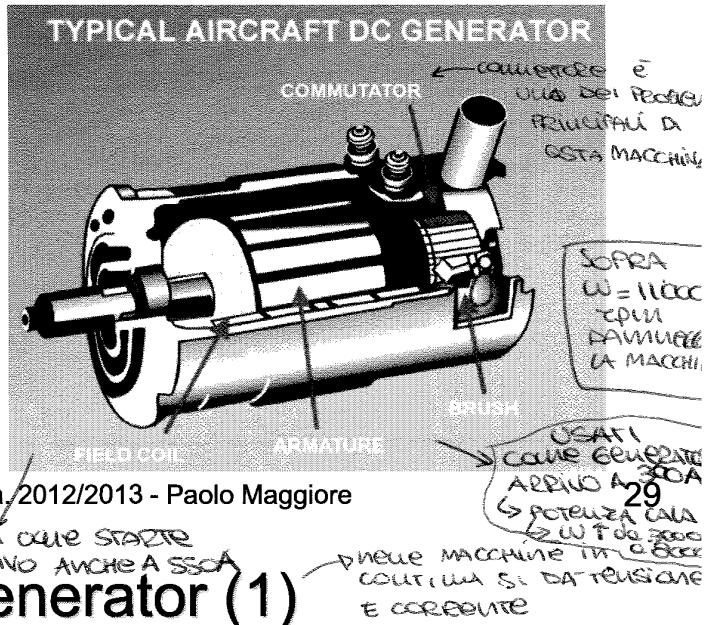
26

DC Generazione primaria in continua

La dinamo ha il vantaggio di essere una macchina reversibile, cioè può essere usata anche come motore elettrico. Infatti la dinamo viene utilizzata in molti casi sia come generatore che come motorino di avviamento. Questo è possibile con motori a turbina di potenza limitata; per motori a turbina di potenza elevata o per motori alternativi, la coppia necessaria per l'avviamento è troppo elevata per uno starter-generator e si preferisce dividere i compiti fra due macchine separate, una dinamo per la generazione di energia ed un motore per l'avviamento; per i motori alternativi è necessario un motorino elettrico per l'avviamento, ma esso può essere sottodimensionato perché deve funzionare per tempi molto brevi; per i grossi motori a turbina l'avviamento avviene normalmente prelevando energia pneumatica dall'APU.

Uno dei principali difetti delle dinamo è però la presenza delle spazzole (brushes). Come tutti i contatti strisciati queste tendono ad usurarsi in tempi piuttosto brevi. Inoltre, spazzole usurate, sono suscettibili di generare scintille. Ciò rende necessaria una continua manutenzione. SI USURANO SUBITO E SI POSSANO GENERARE CAMPI ELETROMAGNETICI! L'USURA POSSIÙ LE SPAZZOLE CREARNO UNA POTEROSA E SISTEMI DI BORDO AEROSPAZIALI - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

↓
RUMORE



DMV 4

DESCRIZIONE
Il generatore starter DMV 4 è stato progettato per l'avviamento dei motori a turbina e per la generazione di energia elettrica negli impianti a 28 V.c.c. su velivoli. Sono previste 3 versioni:
1. DMV 4 A / Numero ordinazione 630604-01. Ventilazione forzata, convogliatore radiale diritto.
2. DMV 4 BA / Numero ordinazione 630604-23. Ventilazione forzata, convogliatore radiale modificato. Incorpora una ventola che supplisce alla ventilazione forzata, in modo da consentire l'argomentazione di circa 100 Amp, con aria di raffreddamento di 40°C, durante le operazioni a terra.
3. DMV 4 C / Numero ordinazione 630604-03. È derivata dal DMV 4 BA salvo il convogliatore radiale diritto. L'apparecchio soddisfa i requisiti generali della norma MIL-G-6162.

PRESTAZIONI
1. Starter
28 V.c.c. - 550 A
Coppia fornita 60 N.m
Velocità nominale 1380 giri/min.
Vedere curve caratteristiche in Fig. 1
2. Generatore
30 V D.C. - 300 A

Velocità
3000/8000 giri/min

Velocità minima di regolazione
3500 giri/min

Velocità massima di regolazione
10.000 giri/min

Sovravolotità
11.000 giri/min

Durata spazzole
1000 ore

Altitudine
15.000 m

Raffreddamento
Per impiego in classe A secondo MIL-G-6162, vedere Rating Chart Fig. 2

DESCRIPTION

The DMV 4 Starter Generator is designed for use as a source of starting power for turbine engines and as an engine-drive source of D.C. power in 28 V D.C. aircraft electrical systems. Three versions are available:

1. DMV 4 A / Ordering No. 630604-01. Blast air cooling with radial air spout.
2. DMV 4 BA / Ordering No. 630604-23. Blast air cooling with modified radial air spout. A fan is incorporated to supplement blast air cooling so that the generator will deliver 100 Amps at 40°C ambient temperature during ground operations.
3. DMV 4 C / Ordering No. 630604-03. Version derived from DMV 4 BA except for radial air spout. This unit meets the requirements of Specification MIL-G-6162.

PERFORMANCE

1. Starter Specifications

28 V D.C. - 550 A
Load Torque 60 N.m
Rated Speed 1380 R.P.M.
See Fig. 1 for Speed - Torque Characteristics.

2. Generator Specifications

30 V D.C. - 300 A

Speed Range

3000/8000 R.P.M.

Min. Speed for Regulation

3500 R.P.M.

Max. Speed for Regulation

10,000 R.P.M.

Overspeed

11,000 R.P.M.

Brush Life

1000 hours

Altitude

50,000 ft

Cooling

For use as per MIL-G-6162 Class A. See Rating Chart Fig. 2



GENERATORE STARTER 30 V.c.c. - 300 A
STARTER GENERATOR 30 V D.C. - 300 A
Cat. / P. No. DMV 4

DMV 4

Per impiego in classe C secondo MIL-G-6162, vedere Rating Chart Fig. 3

Sovraccarico a 6000 giri/min
150% per 2 minuti
200% per 5 secondi

Rendimento minimo
85% con carico dal 70% al 100%

Rotazione
Antioraria vista dal lato comando

Montaggio
a flangia secondo AND 10262 tipo XII A con C.A.O.

Nota
Tutti e tre i tipi del DMV 4 resistono alle seguenti condizioni ambientali:
nebbia salina, umidità e muffe secondo le norme militari corrispondenti.

For use as per MIL-G-6162 Class C. See Rating Chart Fig. 3

Overload at 6000 R.P.M.
150% for 2 minutes
200% for 5 seconds

Minimum Efficiency
85% from 70% to 100% of load

Rotation
Counterclockwise viewed from drive end

Mounting
By flange adapter as per AND 10262 Type XII A with O.A.D.

Note
All three types of DMV 4 resist the following environmental conditions:
salt spray, humidity and fungus as per the relevant Military Specifications.

come STARTER PMA W ↓ LA MACCHINA
FUNZIONA IN SINISTRA CORRENTE DI PIÙ
SULLE ALTEZZE ASCALARESI
MA L'ANVIA MOLTO LO FA
IN POCO SECONDI ESTRATTO LA > CORRENTE E TUTTO
CAUSE RUMORE, INVECE W ↑ E I ↓ X EVITARE CHE
SI SCALDINO TROPPO

PROMEMORIA

I requisiti di scelta dello starter sono due:

1. Elettrico: tensione e corrente;
2. Meccanico: regime di rotazione (giri/min).

Starter-Generator (3)

Prendendo in esame lo starter-generator delle slides precedente si possono fare alcune osservazioni:

PRESTAZIONI:

1. Starter

28 V c.c. – 550 A

Coppia fornita: 60 Nm

Velocità nominale: 1380 giri/min

→ POTENZA

$$P = 28 \text{ V} \times 550 \text{ A} = 15400 \text{ W}$$

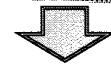


L'elevata corrente come starter è giustificata dalla breve durata dell'avviamento.

2. Generatore

30 V c.c. – 300 A

$$P = 30 \text{ V} \times 300 \text{ A} = 9000 \text{ W}$$



3. Durata spazzole

1000 ore



Decisamente poche: indicativamente 3-4 mesi di normale operatività del velivolo.

Normalmente la macchina funziona da generatore con basse potenze in gioco.

Starter-Generator (4)

CARATTERISTICHE

1. Peso

27.7 Kg MAX

Potenza: $P = 15400 \text{ W}$

Peso: $W = 27.7 \text{ Kg}$



Elevato rapporto peso potenza.

Un semplice starter elettrico (slide successiva) pesa meno, ma in generale:

$$W_{\text{starter}} + W_{\text{generator}} > W_{\text{st-gen}}$$

2. Velocità e Coppia

vd. Caratteristica meccanica



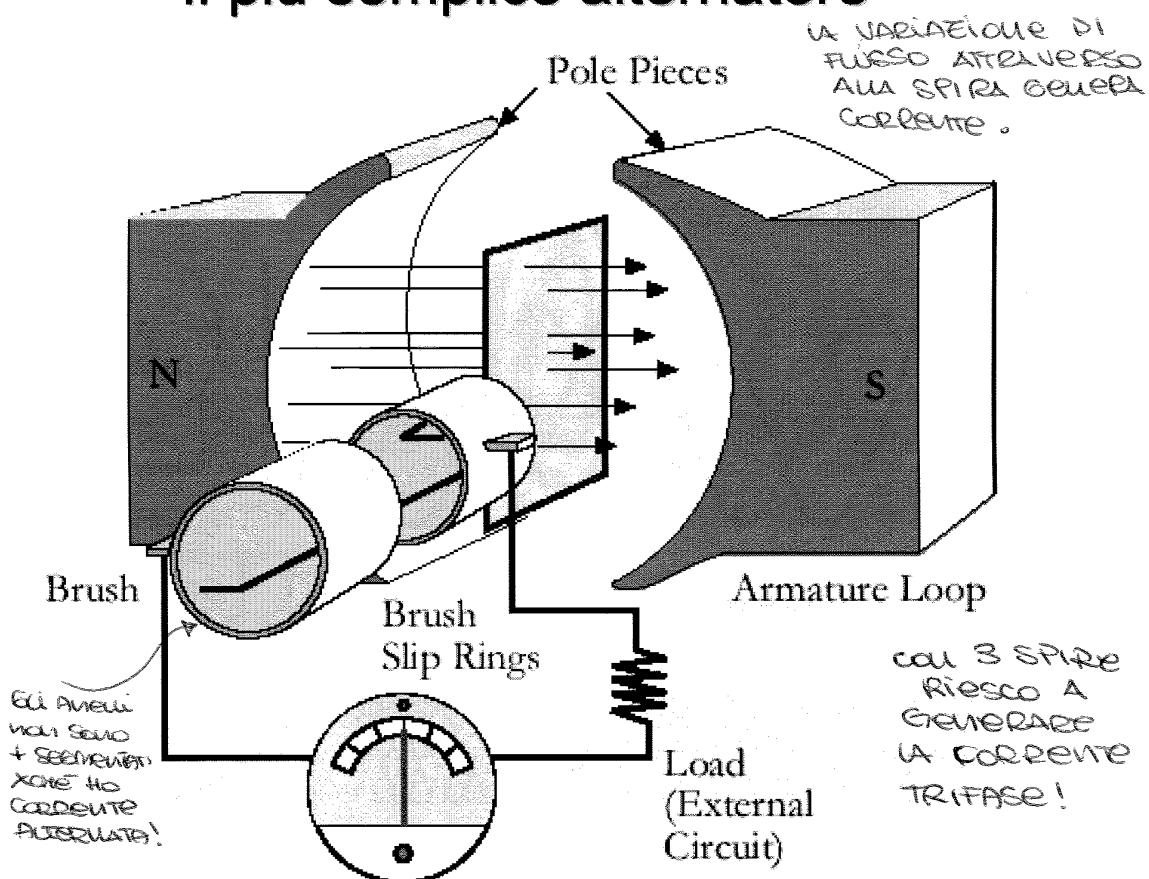
A parità di corrente:

Elevate tensioni si traducono in elevate velocità angolari;

A parità di tensione:

Elevate correnti si traducono in elevate coppie.

Il più semplice alternatore



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

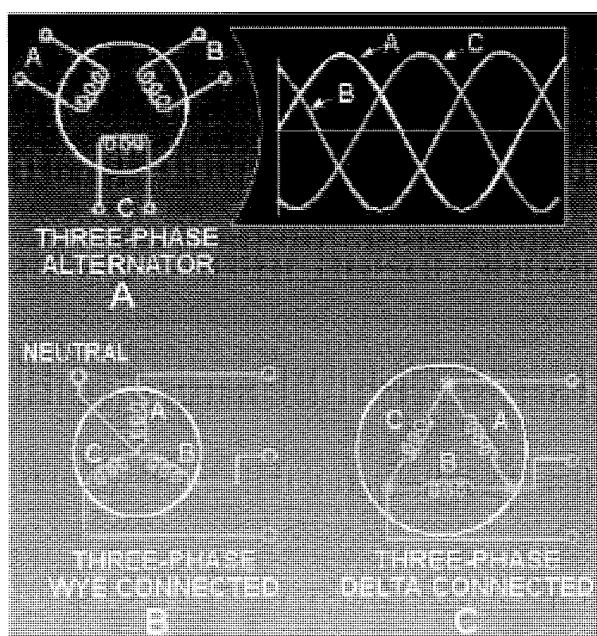
37

AC

Generazione primaria in alternata (1)

Se però l'armatura metallica è lo statore ed il campo magnetico è il rotore, allora si ottiene un alternatore senza contatti strisciati.

Gli attuali generatori AC sono fatti da un alternatore accoppiato con un piccolo generatore DC (eccitatore). L'uscita AC è quella vera e propria dell'impianto, mentre l'uscita DC viene utilizzata per generare il campo magnetico.



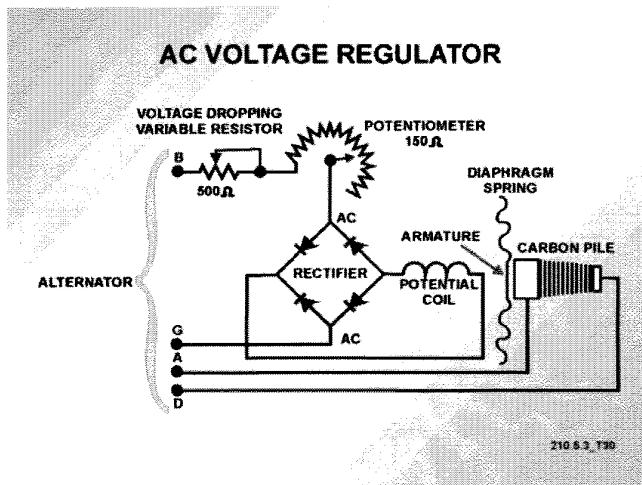
Per la generazione della corrente alternata vengono usati alternatori monofase o, molto più comunemente, trifase; in ogni caso l'alternatore ha la caratteristica di creare una corrente la cui frequenza dipende dalla velocità angolare del generatore. Nel trifase vi sono 3 avvolgimenti monofase, sfasati di 120° ed immersi nel campo magnetico rotante (in figura). Non vi sono spazzole ed il tutto viene raffreddato ad aria. Solitamente le 6 uscite AC vengono connesse come in figura e ridotte a 4 uscite, cioè un neutro e tre fasi. Ovviamente è disponibile l'utilizzo monofase o trifase.

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

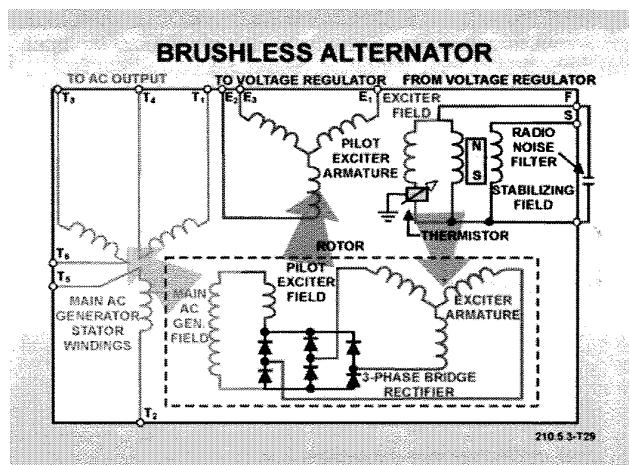
38

Regolatori di tensione alternata

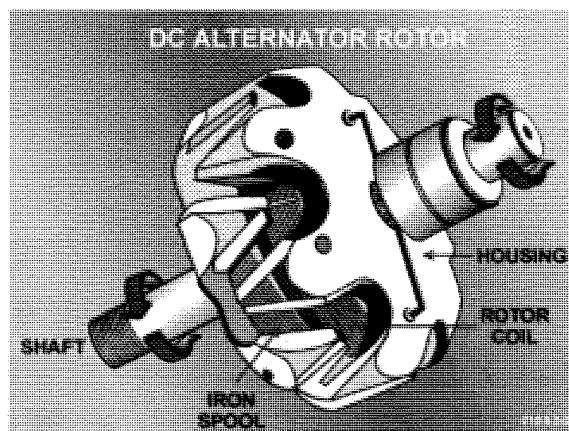
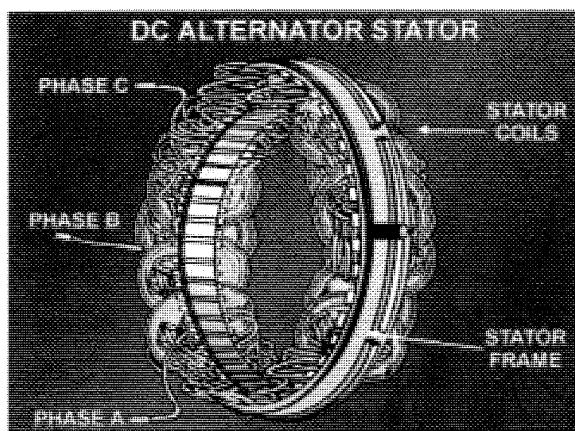
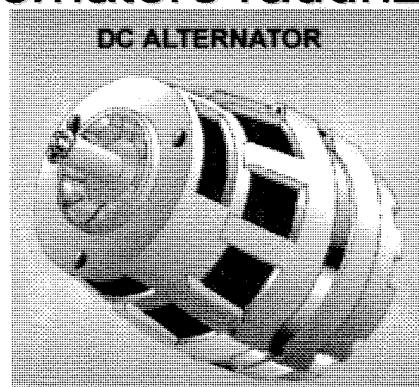
~ a quei
visti in DC.



DATA L'ALTA $\dot{\tau}$ di Generazione si preferiscono macchine con \uparrow poli
 $\Rightarrow \downarrow$ VELOCITA di ROTAZIONE
 MACCHINA $\Rightarrow +$ FACILE GESTIBILITA
 DELLA MACCHINA e \downarrow MANUTENZIONE



Generatore in continua senza spazzole (Alternatore raddrizzato)

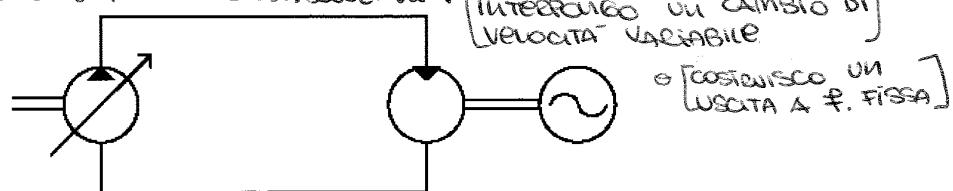


Controllo della frequenza

24/04/2013

In un impianto elettrico vi sono molte utenze per le quali è indifferente l'impiego di corrente continua o alternata, e quindi la frequenza può essere casuale. Per le utenze che richiedono però frequenze ben precise (tipicamente alcuni sistemi avionici e motori) è ovvio che tale soluzione non è idonea; d'altra parte occorre anche osservare che, nella maggioranza dei casi di generazione in corrente alternata, si tratta di velivoli plurimotori di grosse dimensioni e di impianti elettrici di elevata potenza con più generatori accoppiati ai diversi propulsori; nasce quindi anche l'esigenza di collegare in parallelo i diversi generatori, collegamento che è possibile solo se i generatori funzionano in modo sincrono e quindi con uguale frequenza e uguale fase.

E' quindi necessario controllare la velocità di rotazione dei generatori e disaccoppiarla dal regime del propulsore, cosa che può essere ottenuta ad esempio mediante un sistema idraulico costituito da una pompa ed un motore, uno dei quali a cilindrata variabile, come in figura. Controllando così la cilindrata del motore in funzione della frequenza ottenuta dall'alternatore è possibile avere una frequenza costante e un sincronismo fra i diversi generatori anche per quanto riguarda la fase. *Per avere una fase regolare e sincrona*



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

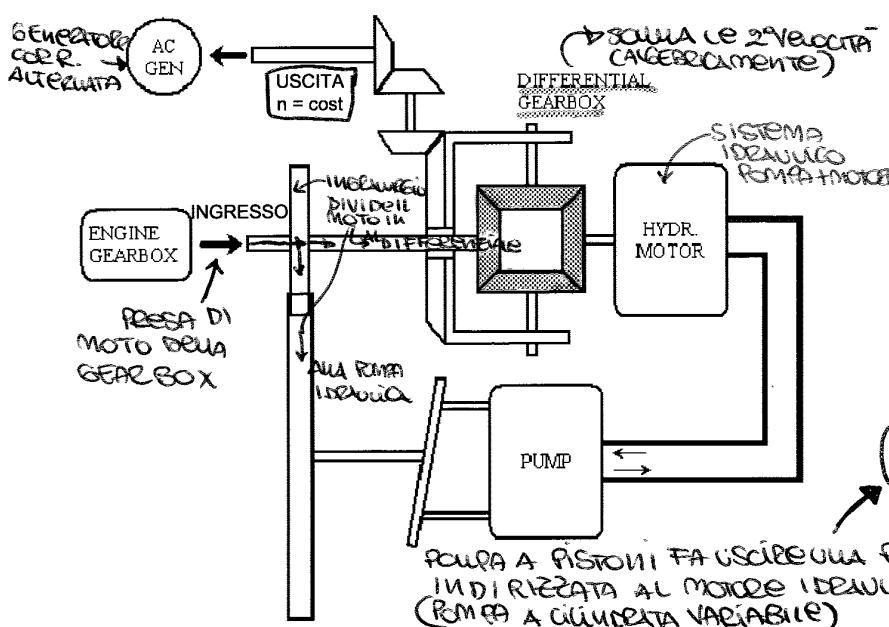
45

→ Vedi fine capitolo 10 !!

→ TECNOLOGIA DEGLI AEREI ATTUALI

Constant Speed Driver – CSD (1)

Questo sistema ha l'inconveniente di trasmettere tutta la potenza per via idraulica e quindi con una perdita dovuta ai rendimenti della pompa e del motore idraulico; esistono dispositivi meccanici alternativi (**CSD, constant speed driver**) costituiti da un differenziale per cui il grosso della potenza meccanica passa attraverso i planetari mentre un sistema pompa - motore idraulico introduce una rotazione dei satelliti tale da avere sull'albero di uscita una velocità costante, in figura.



Se la velocità in ingresso dal motore cambia, si fa variare il calettamento del piattello, mettendo in funzione la pompa idraulica, perciò il motore e la ruota ad esso collegata. Si ottiene così la somma in velocità e si mantiene costante il numero di giri dell'alternatore.

IL PIATTELLO DELLA POMPA SI MUOVE IN BASE A N° GIRI IN INGRESSO DALLA PRESA DI MOTO

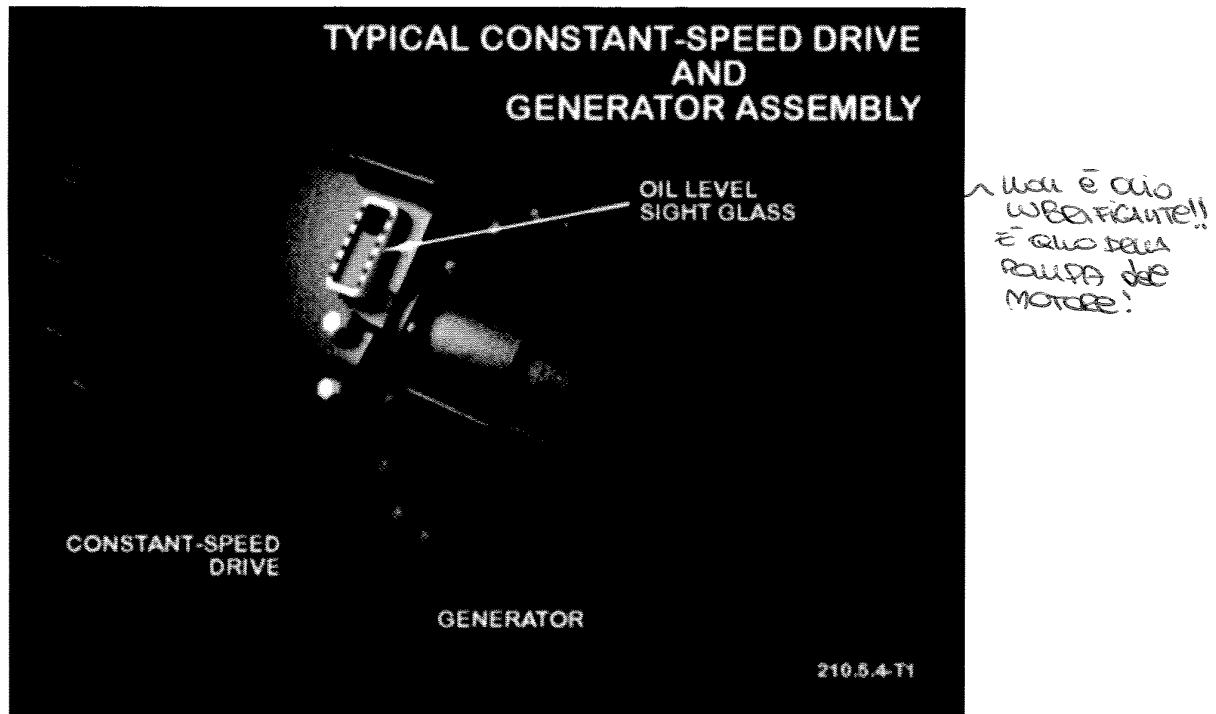
IL MOTORE IDRAULICO → ABBIUNGE VELOCITÀ A QUA FORNITA DALLA GEAR BOX

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

46

Constant Speed Driver – CSD (4)

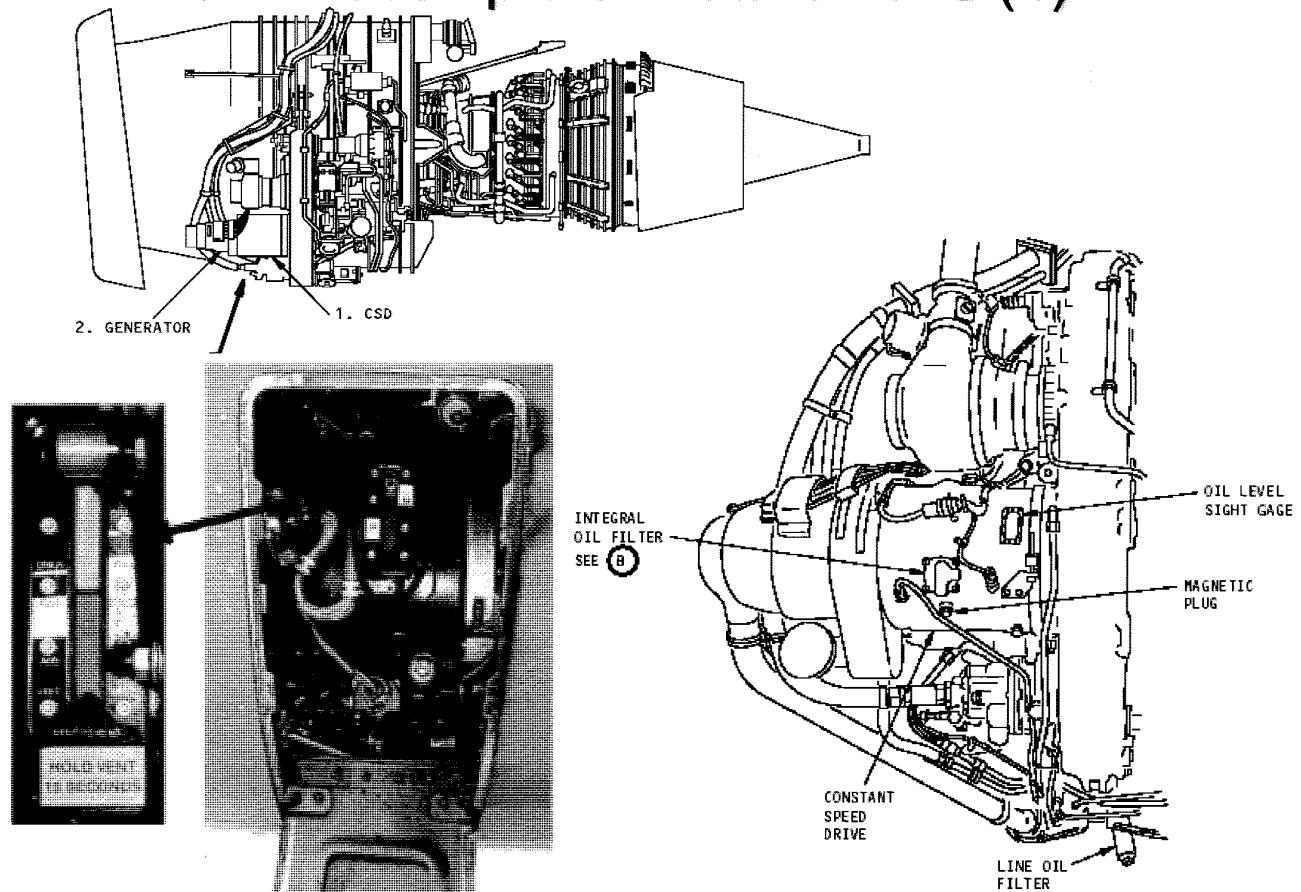
Il peso del dispositivo di regolazione del numero di giri è compensato dal fatto che, con corrente a frequenza variabile, il generatore deve essere in grado di fornire l'energia necessaria anche a regimi di rotazione bassi e quindi deve essere sovradimensionato.



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

49

CSD: esempio di installazione (1)



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

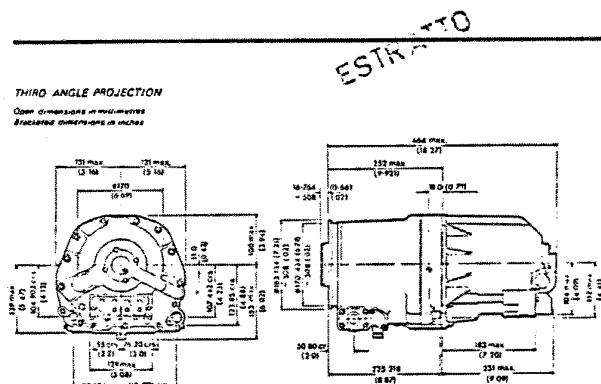
50

Integrated Drive Generator – IDG (2)

Technical Details

Electrical Output	: Normal Continuous 40 kVA Maximum Continuous 60 kVA 5 seconds 80 kVA
Voltage/phase/frequency	: 220 volts line /3/400 Hz
Input Speed Range	: 5,000 to 9,000 r.p.m.
Direction of Rotation	: Anti-clockwise looking on drive end.
Generator Speed	: 12,000 r.p.m.
Cooling (Oil Type)	: MIL - L - 23699
(Supply)	: From tank in accessory aircraft
(IDG Capacity)	: 2 litres max. (0.55 U.S. gal.)
(Rate of Flow)	: 45 litres/min (12.3 U.S. gal/min) max. return flow to gearbox
Oil Temperature Range	: -40°C to +145°C (-40°F to +293°F)
Max. Altitude	: 24,000 m (80,000 ft)
Weight (Transmission):	: 18.9 Kg (41.5 lb)
(Generator)	: 16.1 Kg (35.5 lb)
(Total)	: 35 Kg (77 lb)
Overhung Moment	: 655 lb.in
Terminal Block Details	: 4 - M8 studs to BS 3643
Connector Details	: GS02 - 20 - 279 - 11 - 1 - K755 (Generator) GS02 - 125 - 3P001 GB203 K763 (Pulse Probe) GS02 - 125 - 3PW001, GB203 - K763 (Gov. mag. trim)
Associated Equipment	: Generator Control Unit Type AE 7057 Current Transformer Unit Type AE 5786

Note: The Type AE 8906 IDG comprises the Type AE 8104 transmission and the Type AE 2130 Generator.



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

53

Vantaggi

→ **RISPECTO
AL GENERATORE
+ CSD SEPARATI**

Tecnici

- meno supporti
- meno superficie
involtuccio
- unificazione di
raffreddamento e
lubrificazione

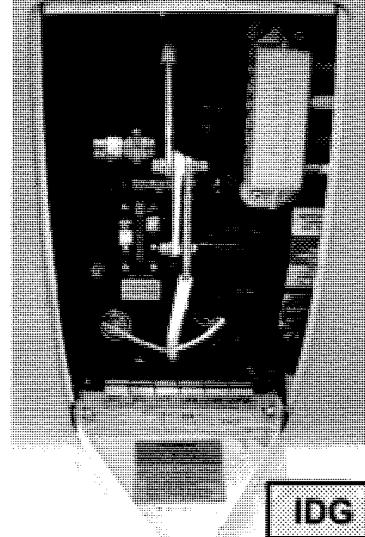
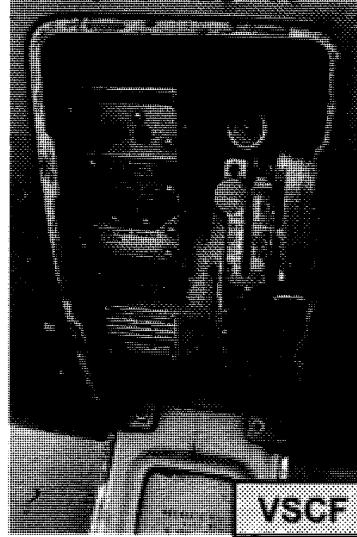
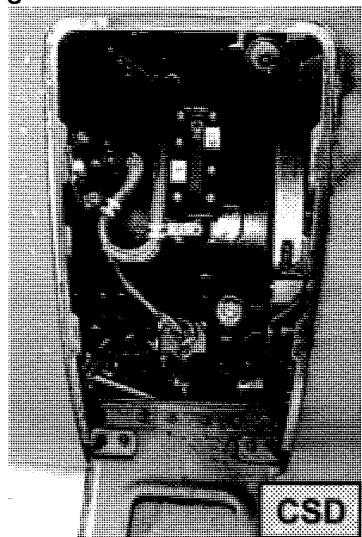
Gestionali

- gestire un contratto
invece di due
- si evita il lavoro di
integrazione tra CSD e
Alternatore
- **più comodo**

• minor peso
• meno componenti
• più affidabilità

Variable Speed Constant Frequency – VSFC

Oltre a dispositivi di regolazione della frequenza di tipo meccanico ed idraulico, che hanno un'affidabilità inferiore a quella della turbina e dell'alternatore in sé, sono comunque disponibili anche dispositivi completamente elettronici a componenti solidi, che hanno inoltre il vantaggio di essere installati lontani dal propulsore, e quindi in condizioni ambientali più favorevoli. Questi dispositivi si chiamano **Variable Speed Constant Frequency (VSCF)**, e la loro versione più comunemente usata a bordo è quella dei cicloconvertitori; in essi l'alternatore genera su 6 uscite tensioni trifase con frequenze più elevate dei 400 Hz; le fasi vengono prelevate elettronicamente di modo da selezionare un'uscita costante a 400 Hz. In figura sono riportate tre versioni diverse per il velivolo B-737 ciascuna con un diverso dispositivo per la generazione dei 400 Hz.

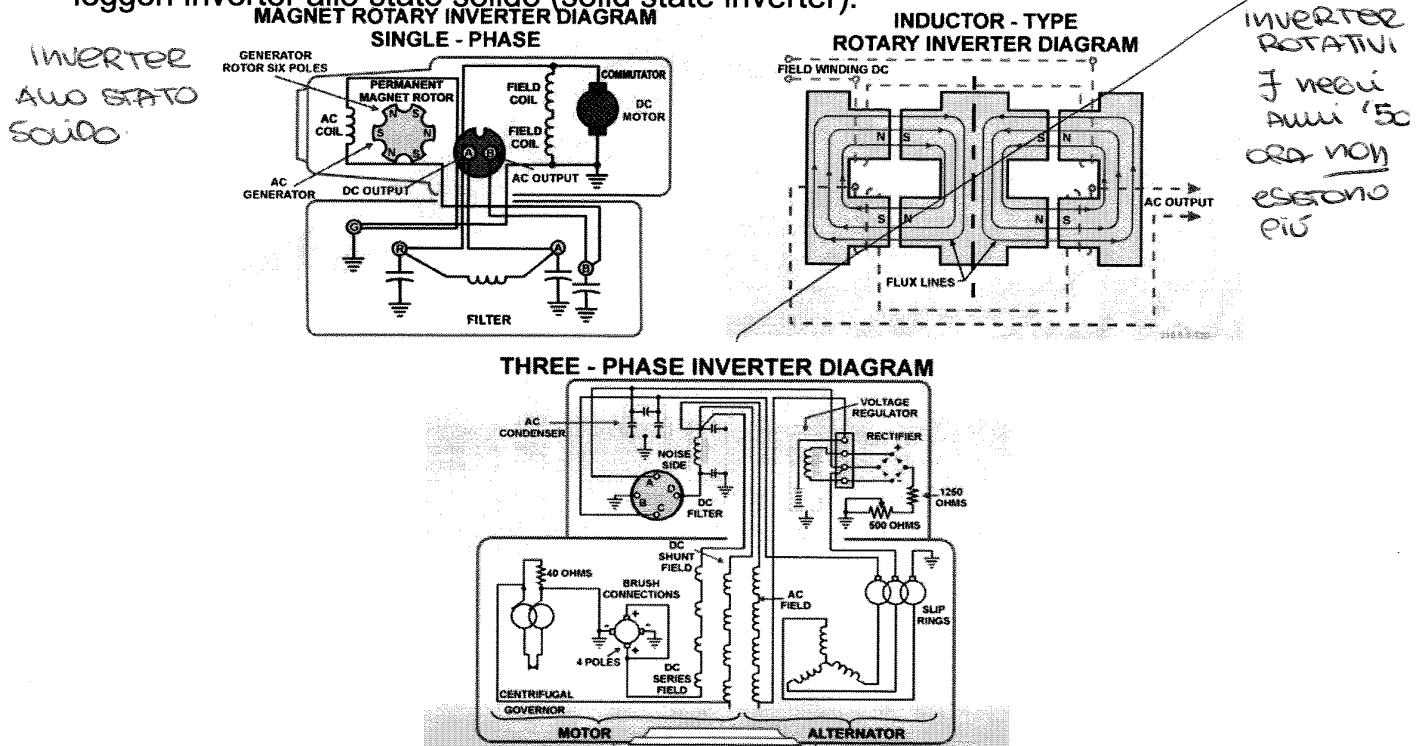


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

54

Conversione DC/AC: l'Inverter

Viceversa, per ottenere AC da un impianto primario in DC si usano invertitori (i quali sono più pesanti dei trasformatori): su piccoli velivoli ed in passato si usavano inverter rotativi, monofase e trifase. Modernamente si è passati ai più affidabili e leggeri inverter allo stato solido (solid state inverter).



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

57

Esempio di inverter rotativo da 250 VA

Type 32B50-12
Inverter, 250VA

do 28V
 RIDGE
 115V - 200V
 at 400 Hz
 Eff. = 62 %

Description

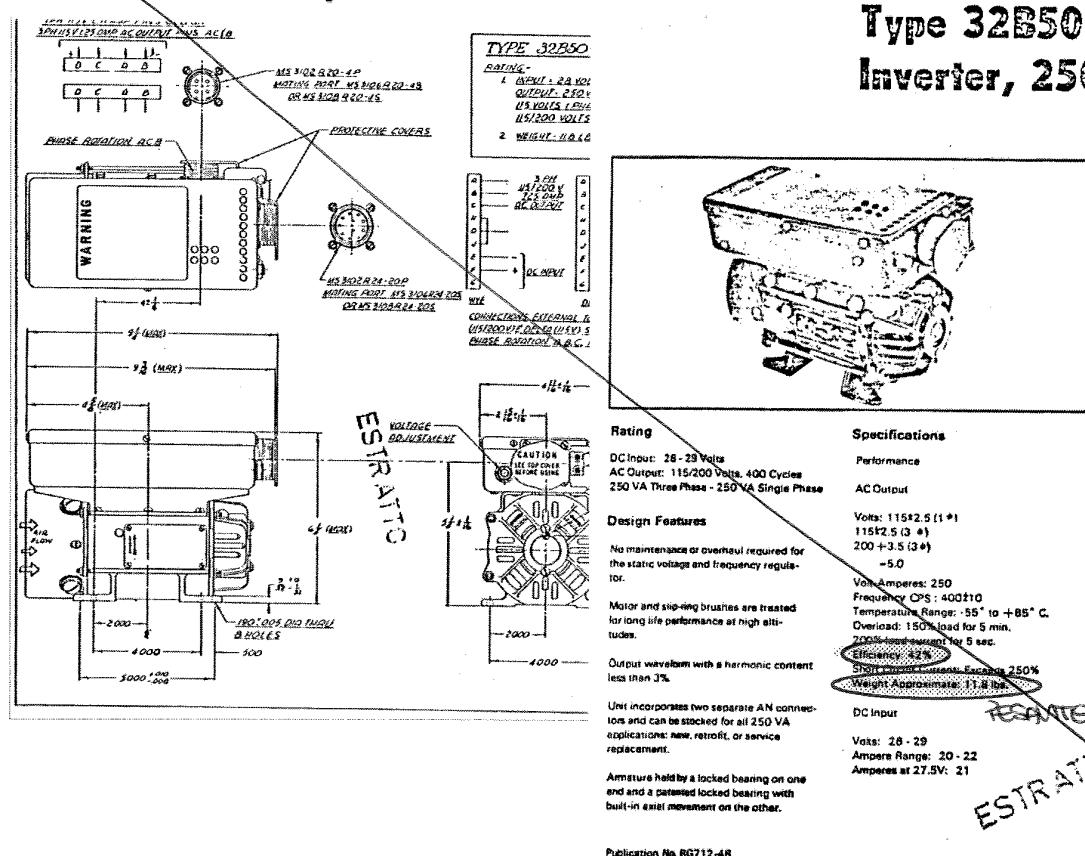
Type 32B50-12 Inverter is a multi-purpose unit designed for Class B, high-altitude, high-temperature performance. It is designed to MS21983 (weg) and MIL-1-7032D and may be used as direct replacement in installations using inverters conforming to Gov't. Specs. MS-25093, MS1605, E161 and 51A1A9 (1951). Incorporating two AN connectors, the inverter is interchangeable physically and electrically with any of these units and can be stocked for all 250VA applications: new, retrofit and service replacement.

Type 32850-12 is a rotary-type unit controlled by a ruggedized solid state type voltage and frequency regulator. The regulator has no moving parts. It withstands shock and vibration requirements of MIL-E-5272 without affecting the accuracy of the voltage and frequency regulation.

The voltage and frequency regulators use transistorized circuitry. This circuitry includes a voltage discriminator having a zener diode for voltage reference. An LC frequency sensing element is used in a frequency discriminator circuit that is compensated for high stability and for a low temperature coefficient.

The rotary section of the unit consists of a DC motor-driven AC generator. This section is an accumulation of all of the fine points used in Bendix time-proven rotary inverter designs.

+ COSTOSA + INAFFID



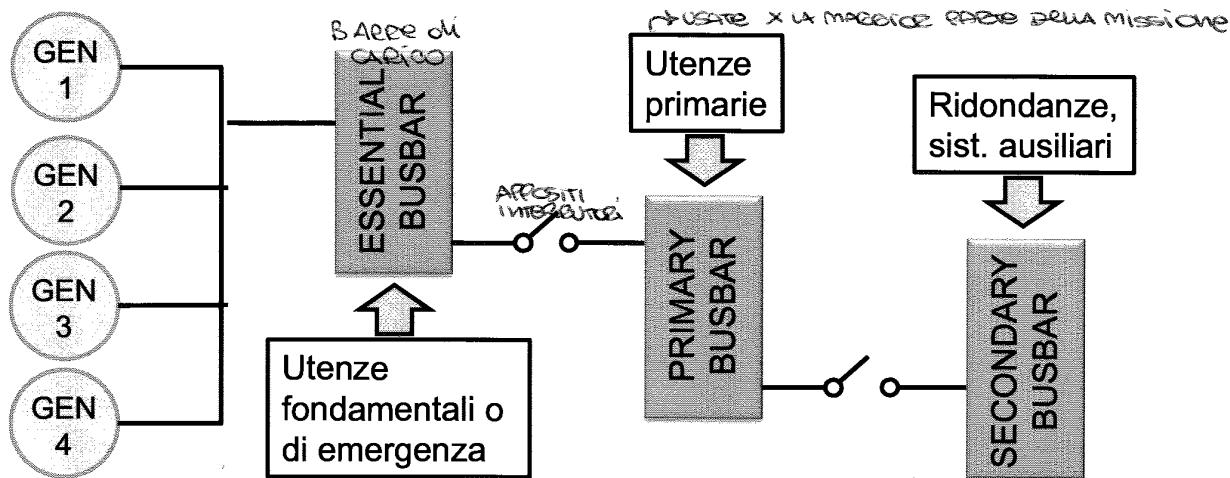
Printed in U.S.A.

58

Sistema di distribuzione (1)

L'energia elettrica generata viene distribuita alle utenze attraverso le **barre di carico**. Nell'impianto elettrico esistono un certo numero di barre indipendenti, ognuna delle quali alimenta un certo numero di utenze; le utenze vengono a questo fine suddivise in base alla loro importanza e rilevanza dal punto di vista della sicurezza del velivolo; si avranno così barre essenziali, primarie e secondarie.

Come schematizzato in figura, le barre essenziali saranno sempre collegate al gruppo generatore di potenza, mentre le barre primarie e secondarie possono essere escluse in conseguenza di guasti ai generatori o alle barre stesse; dovranno quindi esserci degli organi di manovra in grado di escludere le singole barre e degli organi di sicurezza e di manovra per il collegamento delle varie utenze.



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

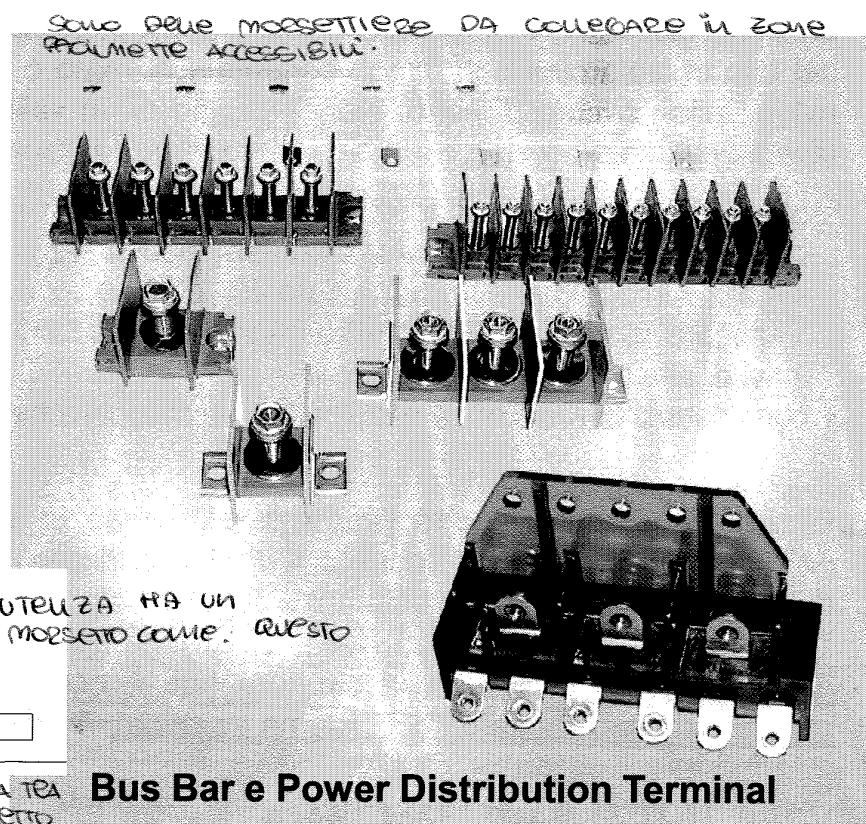
61

ME FACCIO A STACCARLE GLI INTERRUATORI? SONO OGGETTI ELETTRICAMENTE SIGHIATI IN UN VIBRATORIO SCANIO E ISOLATA X EVITARE ARCHI ELETTRICI, SCINTILLE E SPARKS. (LE IMPRESSE AUTOCOMBUSANO A VERSO ALCUNI SISTEMI ANTI-SCINTILLA) ELETTROVOLTAICI IN AC A 400 Hz E IN DC

Sistema di distribuzione (2)

Per le connessioni si usano rondelle in composito che evitano le interazioni galvaniche tra i connettori e quindi limitano la loro consumazione.

Tali rondelle tendono a concentrare su sé stesse i fenomeni corrosivi, al fine di rendere la manutenzione più facile ed economica



Bus Bar e Power Distribution Terminal

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

62

Sistema di distribuzione (5)

I cavi sono normati

Sezioni dei cavi unificati (AN → Rame; AL → Alluminio)

Dimensione	Intensità massima in Ampere (cavo singolo in aria libera)	Intensità massima in Ampere (cavo inguinato)	Resistenza massima ($\Omega/1000$ ft) a 20°C	Aria nominale della sezione (cir. Mil)	Peso (lb/1000 ft)
AN-20	11	7,5	10,25	1,119	5,6
AN-18	16	10	6,44	1,779	8,4
AN-16	22	13	4,76	2,409	10,8
AN-14	32	17	2,99	3,83	17,1
AN-12	41	23	1,88	6,088	25
AN-10	55	33	1,1	81,807	42,7
AN-8	73	46	0,7	104,118	69,2
AN-6	101	60	0,436	133,665	102,7
AN-4	135	80	0,274	167,332	162,5
AN-2	151	100	0,179	211,954	247,6
AN-1	211	125	0,146	28,28	
AN-0	245	150	0,114	42,42	382
AN-00	253	175	0,09	67,872	482
AN-000	328	200	0,072	107,464	620
AN-0000	380	225	0,057	211,954	770
AL-6	83	50	0,641	28,28	
AL-4	108	66	0,427	42,42	
AL-2	152	90	0,266	67,872	
AL-0	202	123	0,169	107,464	166
AL-00	235	145	0,133	138,168	204
AL-000	266	162	0,109	214,872	250
AL-0000	303	190	0,085	214,928	303

Sono CAVI INGUINATI con PLASTICA E MATERIALE ISOLANTE!

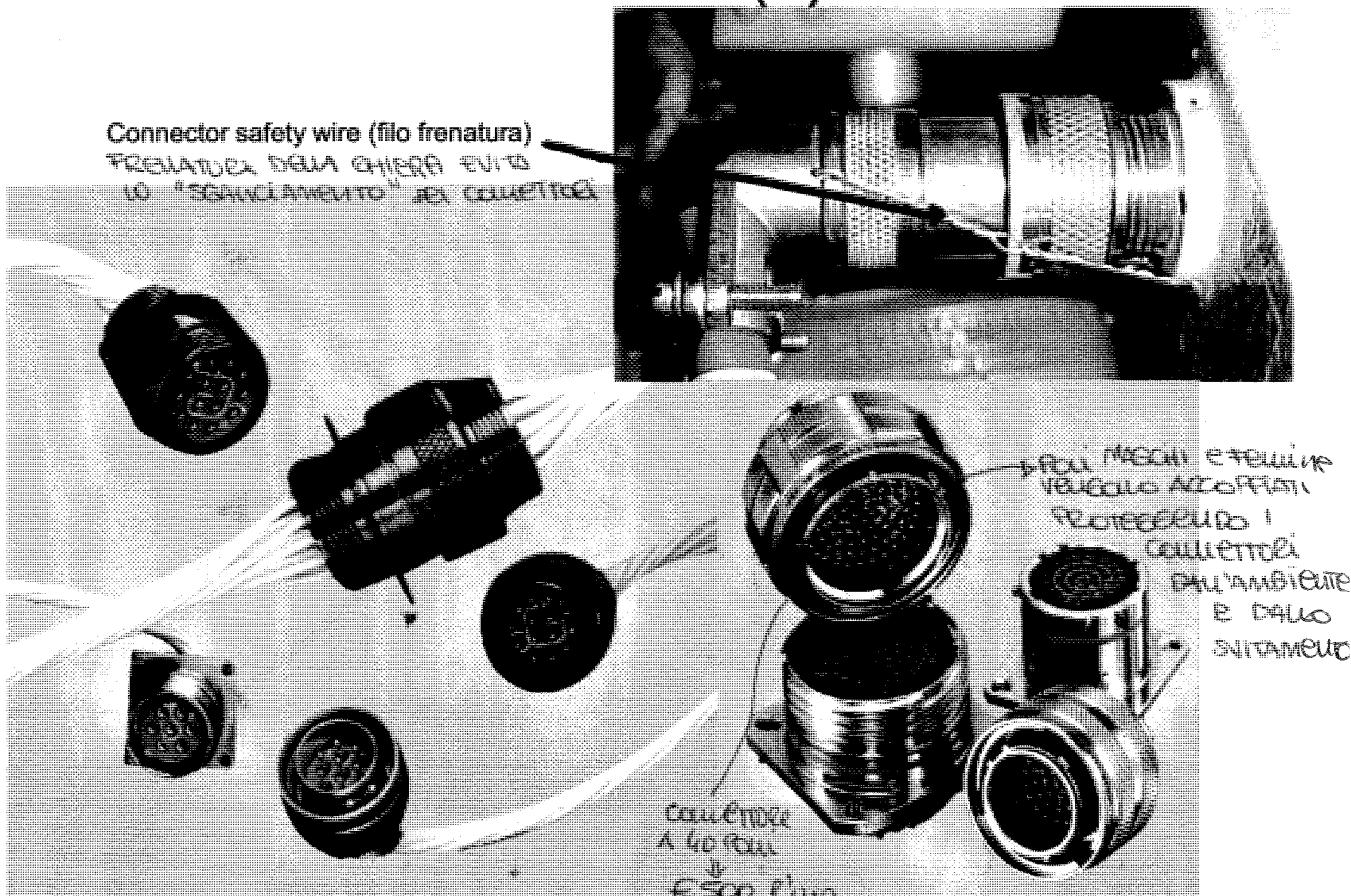
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

300 kg
per m²
metri

per m²
metri
cavietto
l'alluminio
in fuso

65

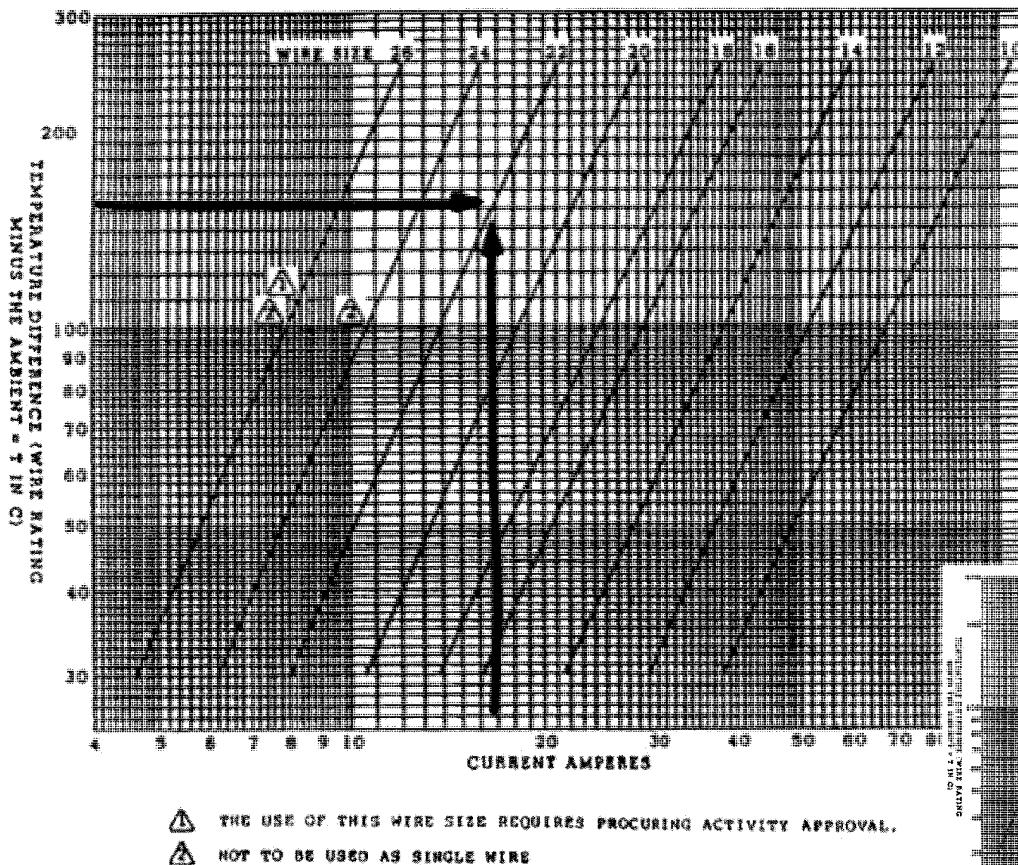
Connettori (1)



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

66

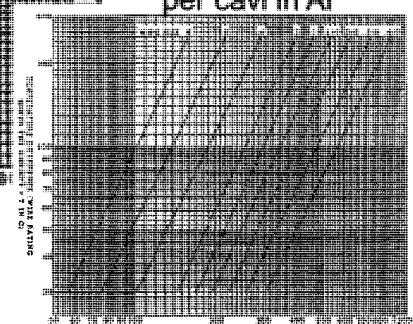
Esempio di progetto termico: MIL-STD-5088



Scelta dei cavi in base all'effetto termico: evitare l'elevata temperatura per non surriscaldare l'isolante dei cavi elettrici.

NELLA REALTA' NON VADO A CALCOLARE IL CALORE DISSIPATO X CAVI UNO MA USO IL ELETTRICO!

Analogo diagramma per cavi in Al

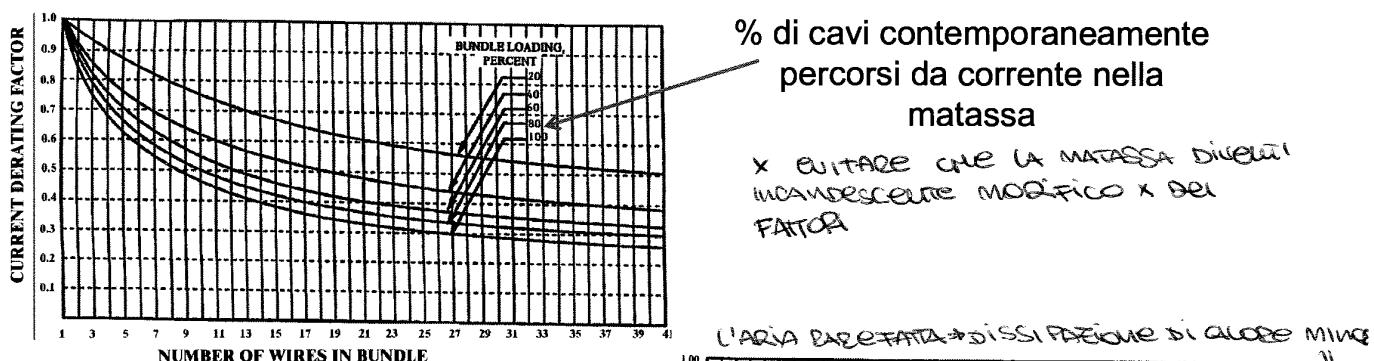


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

69

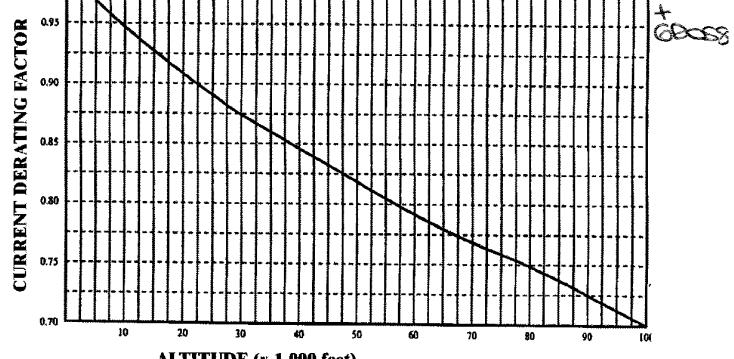
Esempio di progetto termico: MIL-STD-5088

La sezione del cavo così ottenuta deve essere corretta considerando la quota operativa massima prevista e la percentuale di cavi contemporaneamente alimentati nella matassa (bundle).



FACTORI DA CONSIDERARE NEL DIMINUIRE CAVI:

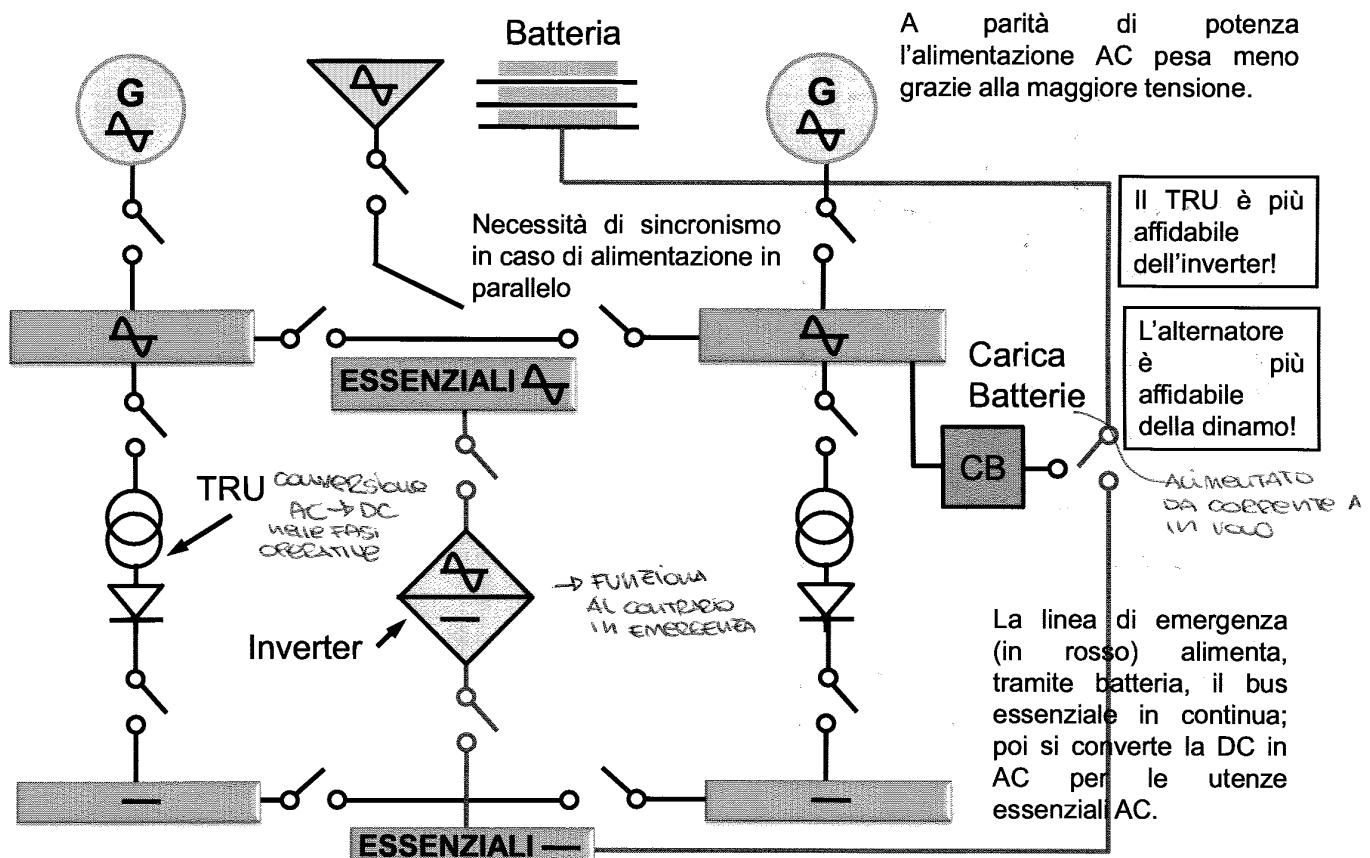
- CADUTA DI TENSIONE
- CADUTA TERMICA
- QUOTA
- I CHE PASSA
- DIAMETRO
- TIPO DI FUMIGLIAMENTO
- TIPO DI MATASSA & DISPOSIZIONE CAVI



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

70

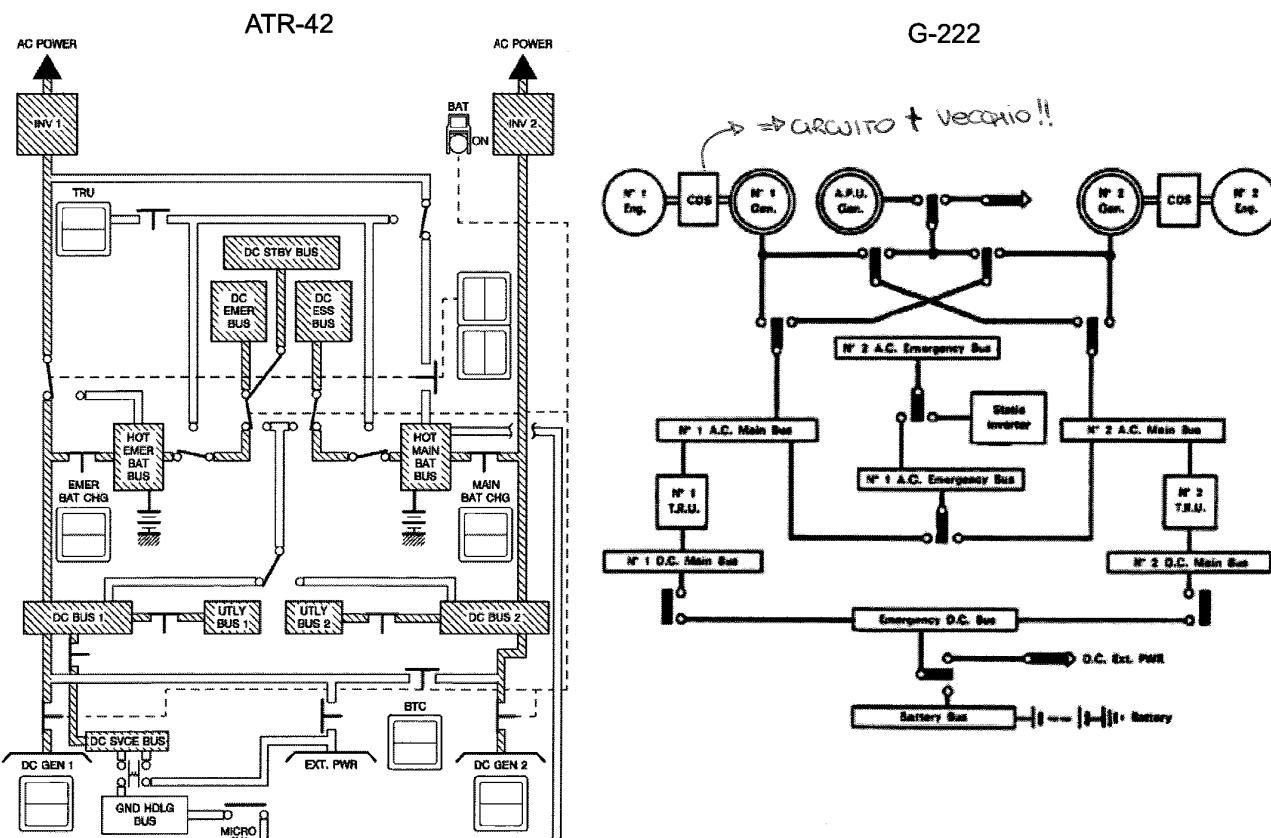
Sistema di distribuzione: architettura (2)



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

73

Sistema di distribuzione: architettura (3)



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

74

Sistema di distribuzione: architettura (6)

Rassegna x veicoli vechi ma ancora in uso

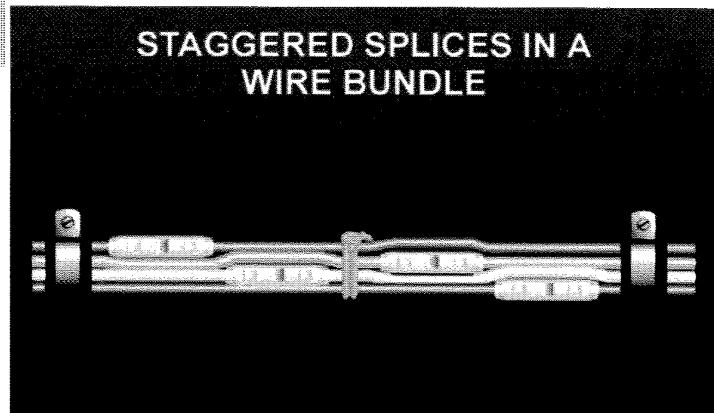
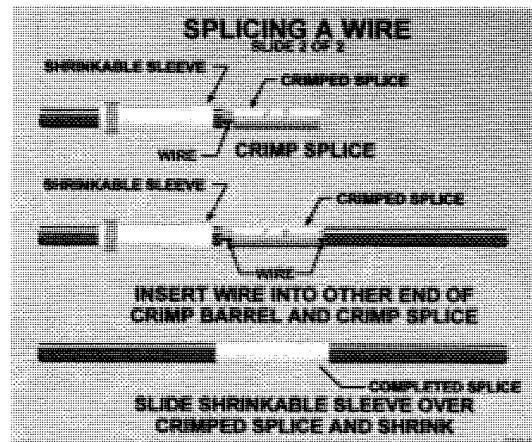
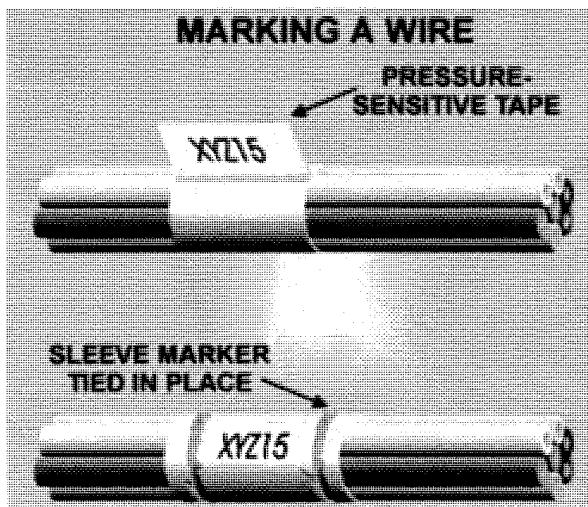
Aeromobile	Generatori principali	Tipo di corrente		Altre caratteristiche
		c.a.	c.c.	
Phantom	2 alternatori trifase da 30 kVA (1 per motore, giunto a velocità costante)	200 V 400 Hz	28 V con 2 raddrizzatori da 100 A	Generatore d'emergenza a elichetta ripiegabile, esposta al vento
Mirage F1	2 alternatori trifase da 15 kVA azionati dal motore.	200 V freq. variab.	28 V con 2 trasf./raddrizzatori	In emergenza, alimentazione con batteria (e invertitore statico per c.a.)
Corsair II	Alternatore trifase da 25 kVA (sul motore con giunto a velocità costante)	115 V 400 Hz	28 V con trasf./raddrizzatori da 200 A	Alimentazione d'emergenza con batteria o dinamo-alternatore con elichetta ripiegabile esposta al vento (usata anche per impianti oleodin.)
Skyhawk	Alternatore da 20 kVA	---	---	Alimentazione d'emergenza fuori fusoliera con elichetta esposta al vento (manca la batteria)
Concorde (prototipo)	4 alternatori trifase da 60 kVA (sui motori con giunti a velocità costante); 1 alternatore da 40 kVA su motore idraulico collegato all'APU (*)	200 V 400 Hz	28 V, 50 A, con 4 trasf./raddrizzatori + 2 batterie da 25 Ah	Un quinto alternatore trifase da 60 kVA è azionato, a giri costanti, da motore idraulico che riceve potenza dalla APU (*)
<u>B 747</u>	<u>4 alternatori trifase da 60 kVA (sui motori con giunti a giri costanti); in sosta 2 alternatori da 90 kVA azionati da APU(*)</u> <u>VELOCITÀ 4 MOTORI 11-12 SE MUSICA 2 MOTORI non sono sincronizzati nulla</u>	115/200 V 400 Hz	28 V con 4 trasf./raddrizzatori da 75 A	Alimentazione di sosta o emergenza con batteria Ni-Cd ricaricabile in volo da 34 Ah (e invertitore statico per c.a.). Avviamento APU (*) a mezzo altra batteria
DC-10	3 alternatori trifase da 90 kVA (sui motori con giunti a giri costanti); 1 alternatore da 90 kVA mosso da APU (*)	115 V 400 Hz	28 V con 4 trasf./raddrizzatori da 75 A	Alimentazione utenze essenziali con batteria da 17 Ah (c.a. con invertitore) o generatore a turbina esposta al vento
Tristar	4 alternatori trifase (sui motori e APU (*)) giunti a giri costanti	115/200 V 400 Hz	28 V con trasf./raddrizzatori	Alimentazione d'emergenza con batteria (e invertitore per c.a.)

Sistema di distribuzione: architettura (7)

Aeromobile	Generatori principali	Tipo di corrente		Altre caratteristiche
		c.a.	c.c.	
Airbus	3 alternatori trifase da 90 kVA (mossi dai motori, giunti a giri costanti) e dall'APU (*)	115/200 V 400 Hz	28 V con 3 trasf./raddrizzatori	Alimentazione utenze essenziali anche con batteria (e invertitore per c.a.)
Mercure	3 alternatori trifase (sui motori) e APU (*)	---	2 trasf./raddrizzatori in parallelo	Alimentazione utenze essenziali con batteria (e invertitore per c.a.)
<u>G 222 (prototipo)</u>	<u>2 barre di carico alimentate da uno dei tre alternatori trifase da 25 kVA (sui motori) e APU (*). 2 alternatori da 2,5 kVA su motore idraul. a giri costanti forniscono c.a. a 400 Hz</u>	<u>115/200 V 2 SU MOTORI 1 SU APU</u>	<u>28 V su 2 barre primarie e 1 di convergenza con trasf./raddrizzatori</u>	<u>Alimentazione d'emergenza con batteria da 34 Ah (e invertitore da 500 VA per c.a.)</u>
Corvette	Generatori-avviatori da 300 A forniscono c.c. a 28 V	115 V 400 Hz a mezzo invertitori statici	28 V	Per sosta ed emergenza batteria da 36 Ah
Citation	Generatori-avviatori da 400 A forniscono c.c. a 28 V	115 e 26 V con invertitori statici	28 V	Per sosta ed emergenza batteria da 39 Ah
P-68	2 generatori di c.c. da 50 A sui motori e batteria		24 V	Strumentazione giroscopica con funzionamento anche pneumatico
SF-260	1 generatore senza spazzole, in c.c.		24 V	Alimentazione anche con batteria da 25 Ah
A 109	2 generatori-avviatori sui motori, da 150 A forniscono c.c. a 28 V	115 V, 400 Hz mediante 2 invertitori statici da 250 VA	28 V	Alimentazione anche con batteria da 32 Ah

Riparazione cavi

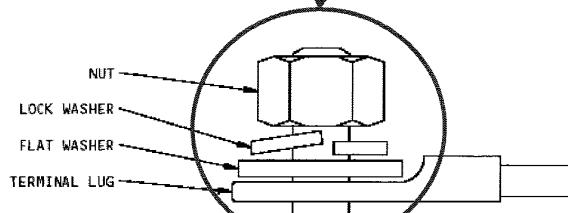
→ EVITO DI CAMBIARE
TUTTI I CAVI



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

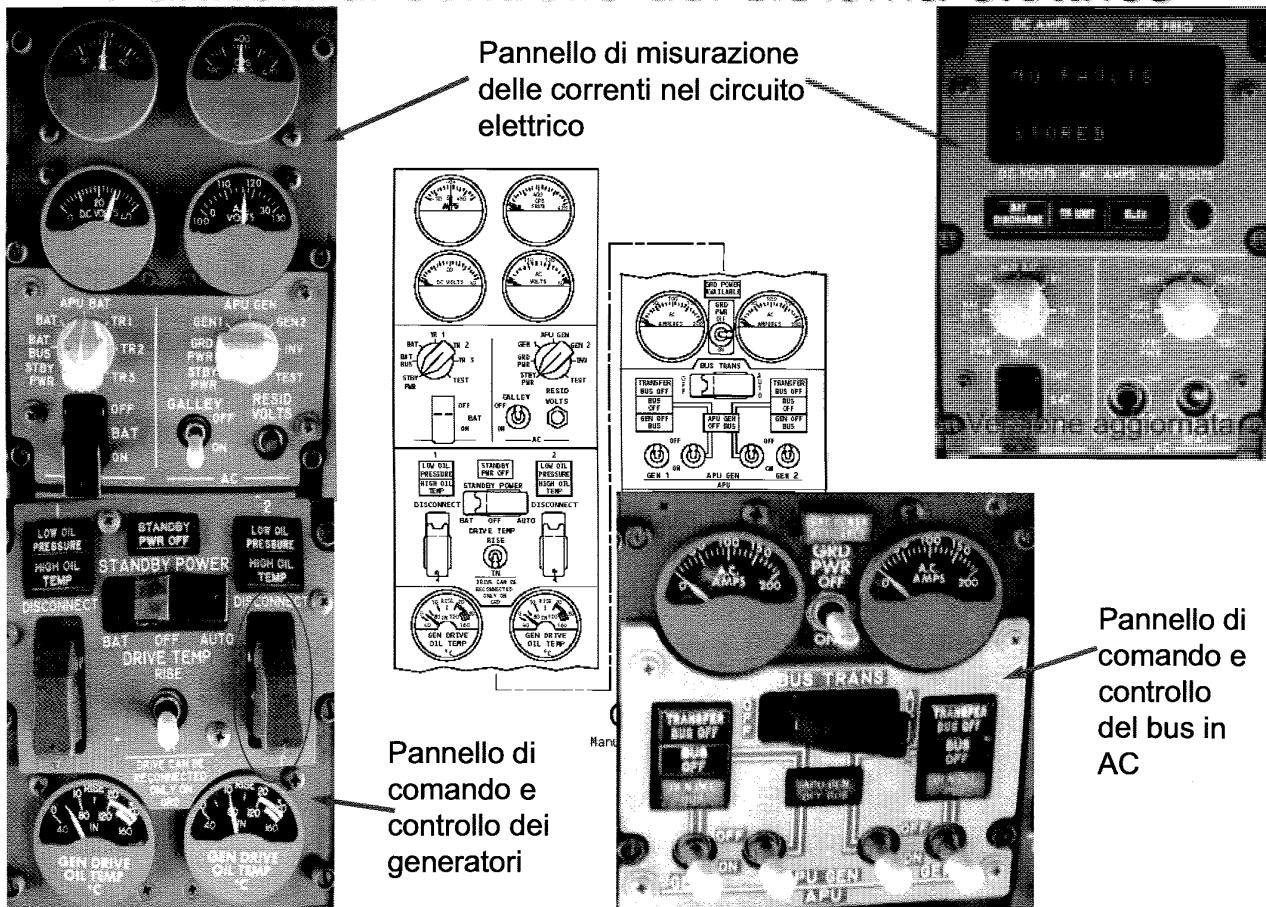
81

Collegamento a massa



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

Pannelli di controllo del sistema elettrico

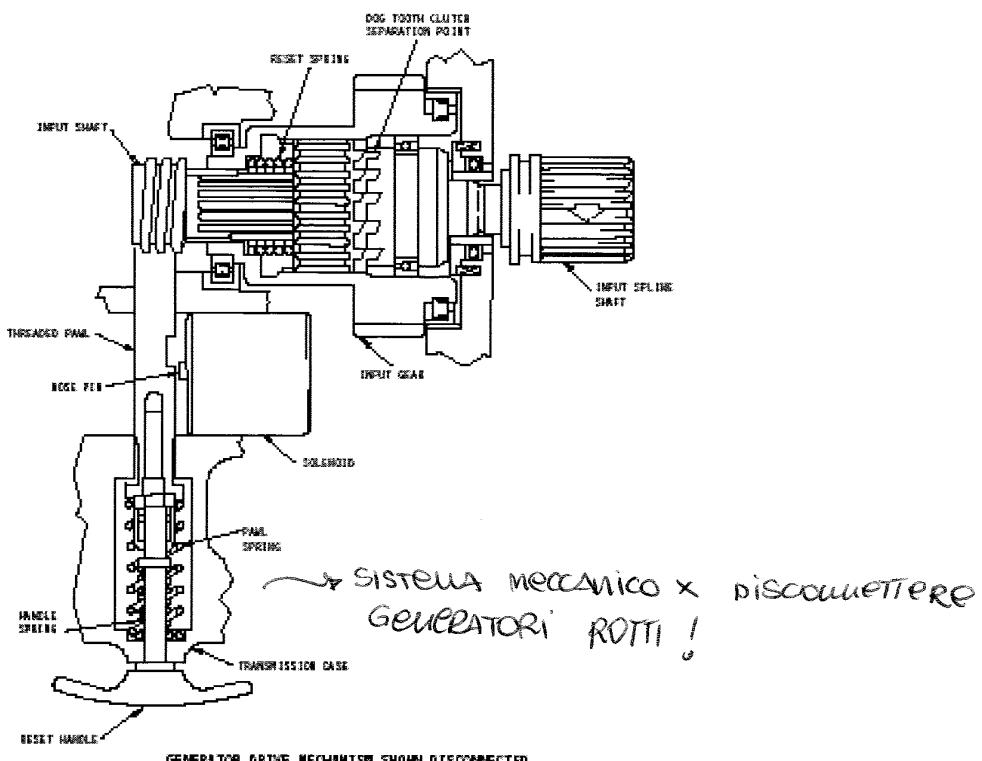


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

85

Dispositivo meccanico per la disconnessione

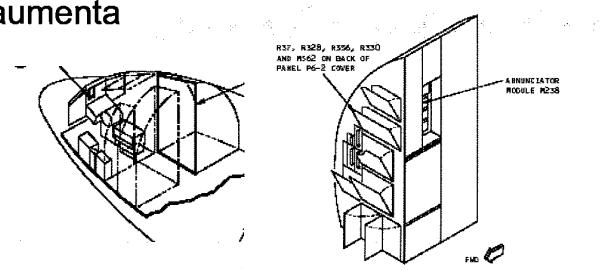
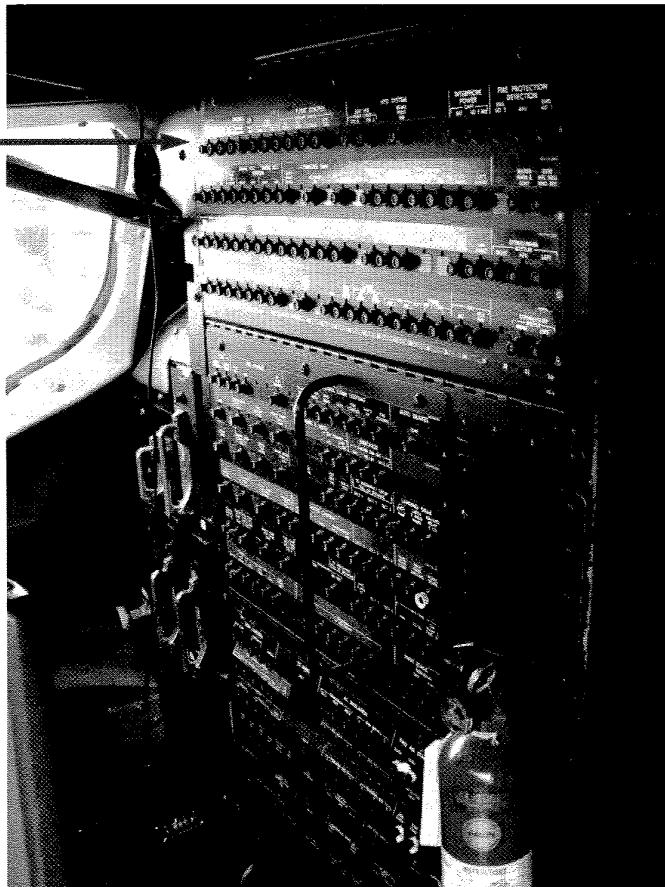
E' prevista anche una maniglia in cabina tramite la quale il pilota può operare la disconnessione del generatore in avaria per via manuale qualora il dispositivo a relè fallisse.



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

86

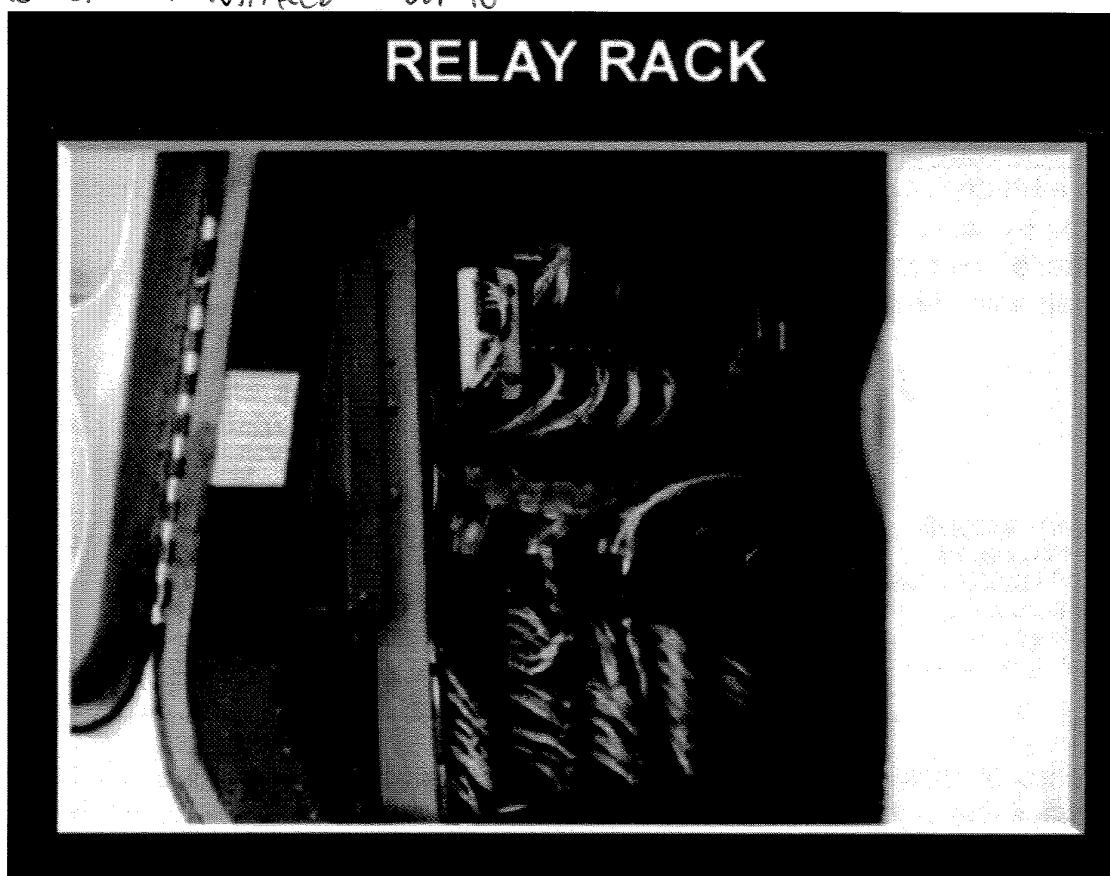
Interruttori termici in serie: se la temperatura aumenta questi scattano aprendo il circuito.



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

89

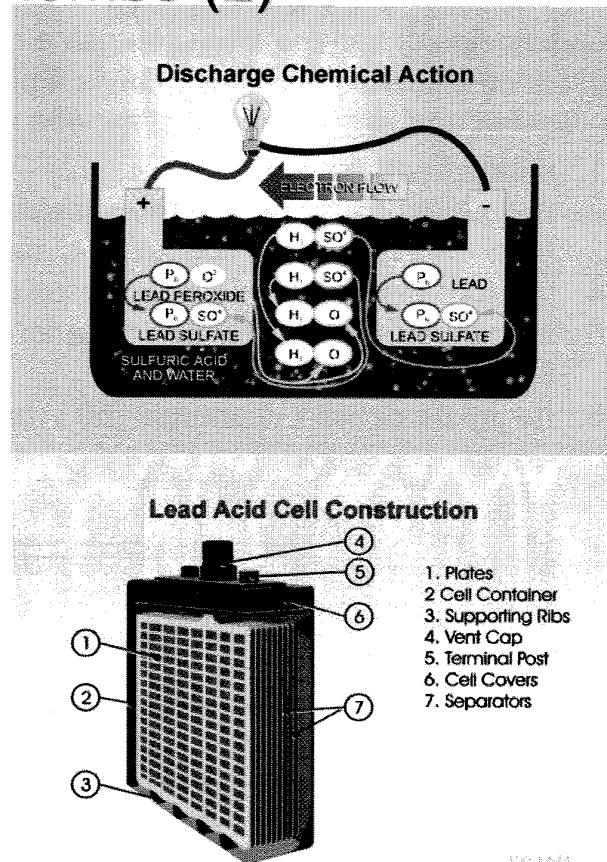
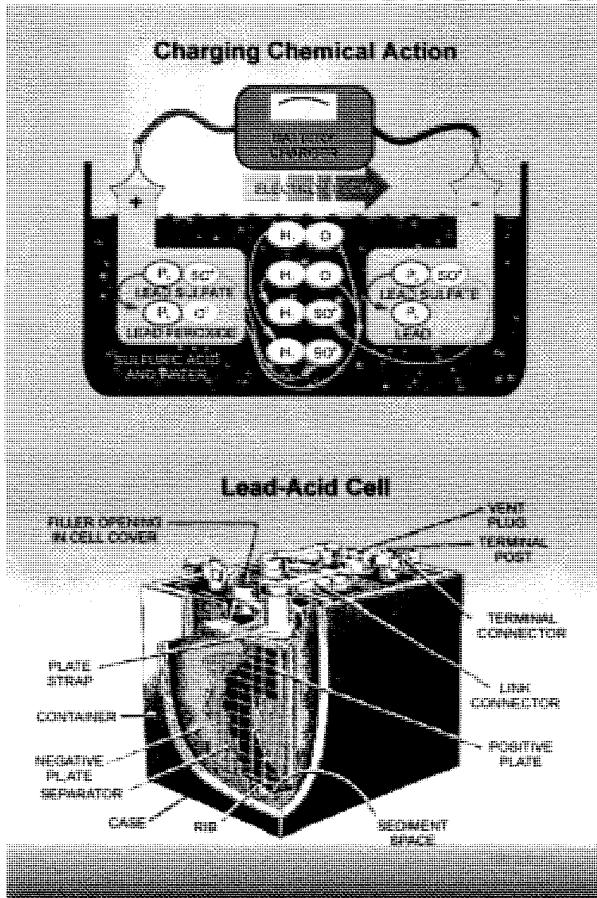
Dopo alcuni minuti posso rilevare
a collegare l'interruttore termico
dopo che si raffredda un po'



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

90

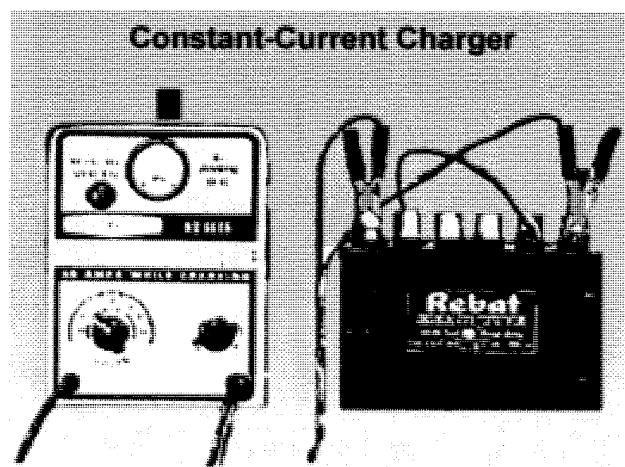
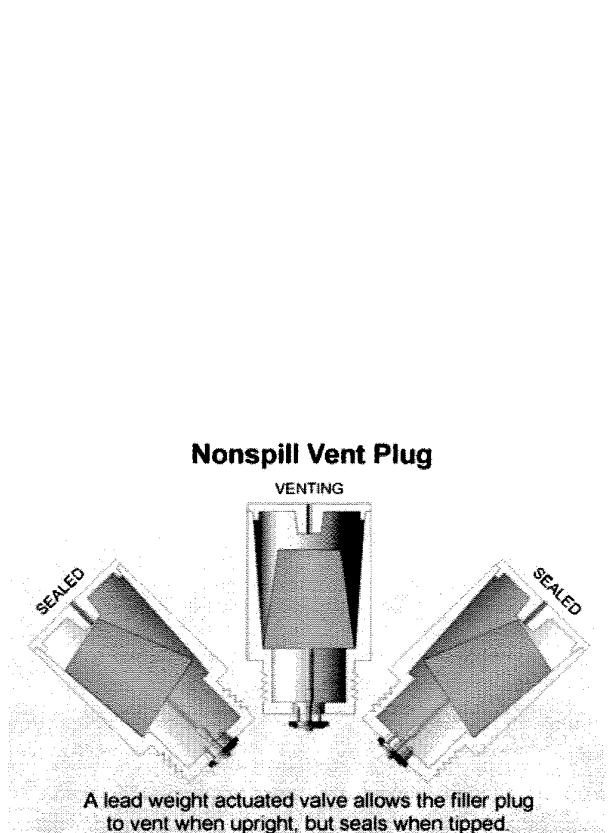
Batteria al Piombo (2)



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

93

Batteria al Piombo (3)



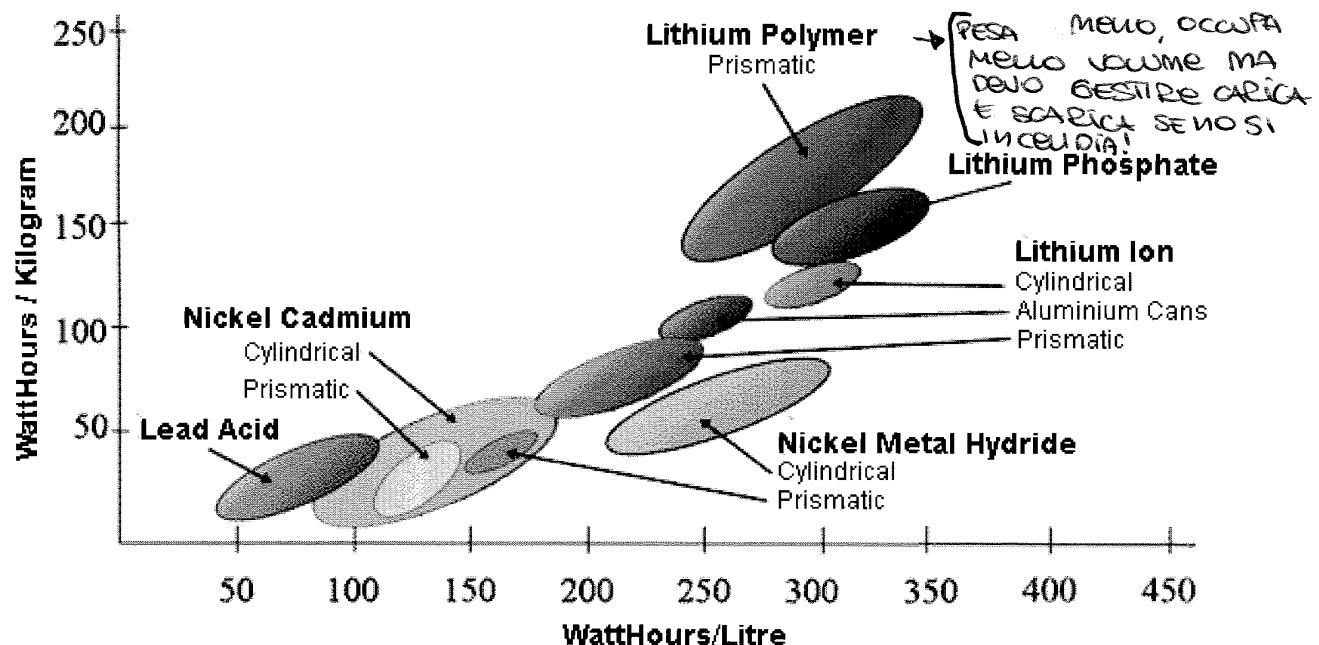
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

94

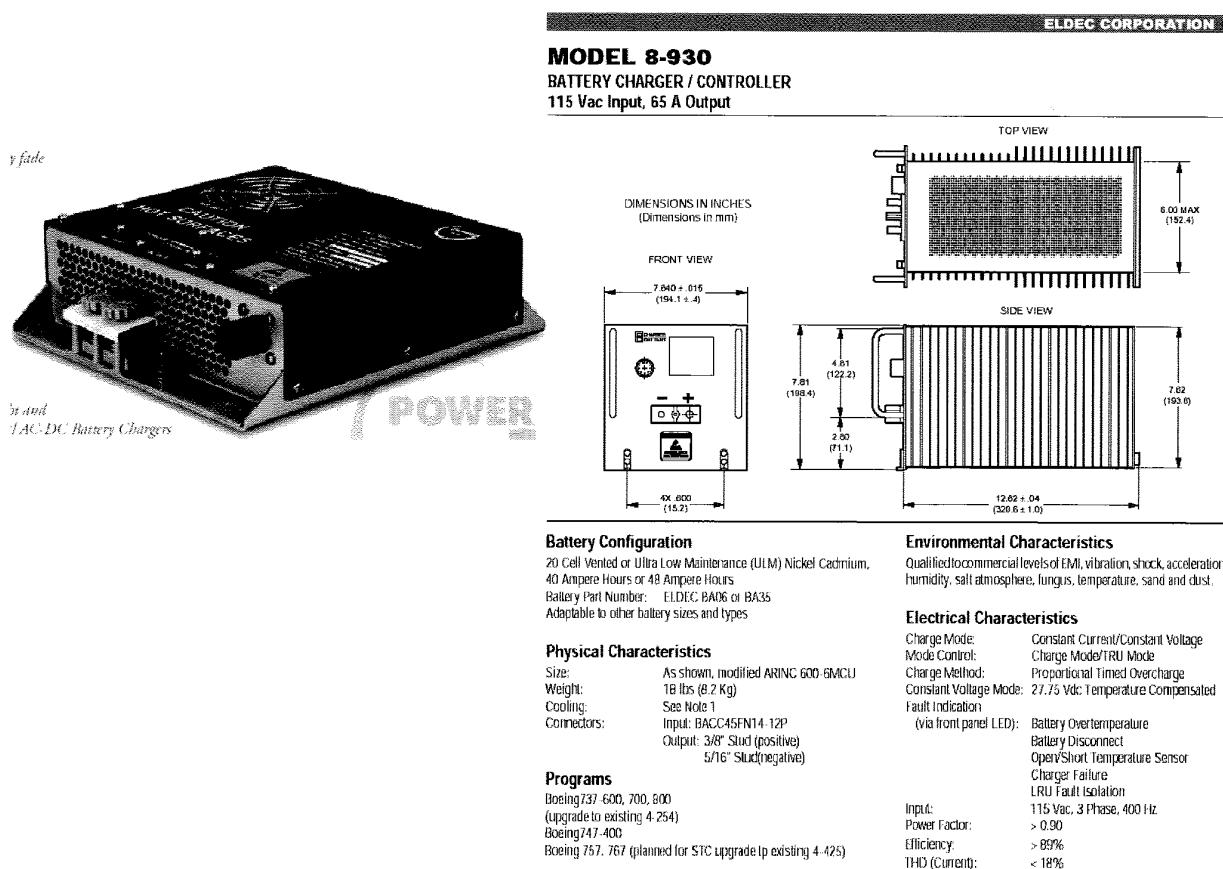
X

Altri tipi di batterie

Per l'alimentazione di sistemi di emergenza possono essere installate batterie all'argento-zinco o al litio, molto costose, dotate di una scarsa resistenza ai cicli di carica/scarica (meno di 200), ma capaci di immagazzinare fino a 200 Wh/kg.



Carica batterie



Manutenzione batterie

SAFT

Saft and NiCd aircraft battery maintenance

July 2004

TNS rev 2

1. Why maintenance is required?

Since it is the last link in the emergency chain, an aircraft battery plays an essential part in aircraft safety. The condition of the battery must be verified in order assure this major role: safety. It is this verification that is ensured by maintenance.

All aircraft batteries require checking and maintenance in order to ensure their safety of operation when installed and their ability to perform their required functions, especially in emergency conditions on board the aircraft. Maintenance checks also permit any problems to be identified and rectified. The maintenance interval is the period for which correct operation is assured with a low probability of failure and allows high levels of MTBF and MTBF to be achieved. Apart from the question of safety, the avoidance of failure on board the aircraft, with consequent costly impact on delays, reduces operational costs.

Saft has developed, its maintenance philosophy in co-operation with users over many years and continues to make improvements. Correct and adapted scheduled maintenance enhances safety and reduces operational costs.

2. Maintenance procedures

Detailed maintenance procedures are normally defined in a Component Maintenance Manual (CMM) specific to a particular battery or in an Operating and Maintenance Manual (OMM) that describes general procedures for a battery not covered by a CMM. The CMM takes priority over the OMM. The CMM / OMM procedures are not necessarily specific to a particular aircraft, or to the different operating conditions which may be experienced by a specific aircraft. They do not therefore normally give a specific maintenance interval.

The CMM procedures may be incorporated or referenced in the aircraft manual by the aircraft manufacturer. The aircraft manufacturer also specifies maintenance intervals based on Saft recommendations in relation to the particular aircraft and its usage.

3. Saft distinguishes three types of maintenance

3.1. Periodical check

The periodical check consists essentially of voltage and insulation checks, discharge of residual capacity and recharge with electrolyte level adjustment. The main purpose of the periodical check is to replace water which is consumed by electrolysis during battery overcharge. It is normally applied between regular checks, but can be omitted if the water consumption measured at the regular check is within allowable limits. A correctly equipped workshop can accomplish this task in 8-9 h with a labour time of 1 h.

3.2. Regular check

The regular check is the same as the periodical check except that the battery is subject to deep discharge ('balancing'), followed by

a capacity check cycle. A correctly equipped workshop can carry out a regular check in 24 h with a labour time of < 2 h.

A battery consists of a certain number of cells which have necessarily slight differences in terms of electrical resistance. These differences lead to different behaviour in terms of charge efficiency and its capacity, water consumption. The charge efficiency differences result also in unbalancing between cells. Because charging current is limited by total battery voltage, whereas individual cells in the battery (because of normal cell to cell variation will not have a uniform voltage) the capacity available from each cell will vary.

The deep discharge eliminates the imbalance between cells that arises from voltage limited charging. Deep discharge also eliminates any voltage depression which can build up through a number of different phenomena such as memory effect.

The capacity check is an important indicator of battery condition: a minimum capacity after full charge is required to guarantee the aircraft performance and it is one of the criteria that defines battery end of life. For VHP, VXP and CVH cells the minimum is normally 100% of rated capacity while for VO and VP cells it is normally 85%.

3.3. General overhaul

The general overhaul is the same as the regular check except that the battery is subject to disassembly and detailed cleaning and inspection. A correctly equipped workshop can carry out a general overhaul in 24 h with a labour time of < 3 h.

The opportunity is taken during overhaul to check the sensor assembly which, although designed to resist the battery environment, cannot survive indefinitely.

It is recommended that the general overhaul be carried out annually. Exceptionally, and according to operator experience, this period may be longer, for example in the case of light usage.

3.4. Recording

It is very important to record the battery check values (capacity, end of charge voltage, water consumption) as required in the battery logbook for each maintenance. It is recommended that an operator tracks these maintenance data in order to verify the interval is correct in relation to his particular operation. This may also allow the interval to be extended if the data justify it.

4. Maintenance training

Saft offers comprehensive battery maintenance training which deals in detail with the both theoretical and practical aspects of maintenance. Details can be found on its website: www.saftbatteries.com

5. Maintenance interval

5.1. Basis for interval

The aircraft manufacturer is responsible for defining the usage and installation, including maintenance intervals, for aircraft batteries installed in its aircraft, in the same way as for other equipment. Saft only provides recommendations that require the agreement of the aircraft manufacturer.

Two principal factors are taken into account in recommending the maintenance interval:

- energy available for emergency requirements,
- electrolyte reserve.

Both depend on the battery charging system (float charge, dedicated charger, DC generator, TRU), battery operating temperature, type of starting, number of starts, flight duration, ground operation and the battery technology. These affect the ratio of capacity charged / capacity discharged and the capacity overcharged. An other issue to take into account will be the overcharge voltage versus the number of cells. The higher the voltage / cell, the higher is the overcharge current and the higher the overcharged capacity.

The overcharged capacity is directly related to the electrolysis of water from the electrolyte and hence the consumption of the electrolyte reserve (every 3 Ah of overcharge leads to the electrolysis of 1 cm³ of water). When the water reserve has been consumed, the result is:

- dried out cells with a significant risk of permanent damage,
- internal short circuit,
- overheating,
- thermal runaway...

As far as the battery is concerned, maintenance interval depends on operating hours (time the battery is connected to the system). The relation with aircraft flying hours therefore depends on the total of ground operating and flying hours. The ratio of operating to flying hours is typically a minimum of 1.2 and can reach as high as 2.

5.2. New programmes or applications

Saft is naturally prudent in introducing a new product in a new programme or application, and defines an initially conservative interval. This is because there is often a difference between theoretical analysis or bench tests under controlled conditions and real field experience with different operational patterns and environments. For example, a battery could stand more than 2000 operating hours in laboratory tests but only 800 operating hours in real use.

Saft works together with the constructor and its operators to fully support the introduction by analysing the operating data that justifies future interval extension. In these cases we request to record in detail the water consumption and capacity for the first discharge and recharge after removal from the aircraft during a preliminary period of about one year. When sufficient data is available, a general extension for all operators may be justified.

5.3. Interval extension for existing users

In order to verify the validity of an extended interval Saft recommends the operator to review the maintenance records for a minimum period of 12 months under the same operating conditions.

and to be certain that these operating conditions will continue. It should be noted that for water consumption, the maximum water addition of any one cell, in a battery, during the period reviewed is the limiting factor rather than the average of all cells, in this battery.

Provided that the operator has evidence that, with an extended interval, the forecast maximum water addition is below the reserve volume and the electrical performance of the battery on removal from the aircraft will be satisfactory, it is in order to proceed. If the operator proceeds, the maintenance records must continue to be monitored in order to detect any adverse effects.

Modification of the maintenance interval may require the agreement of the aircraft manufacturer or the Certification or Approval Authorities. It is the operator's responsibility to satisfy the authorities that Saft's recommendations are followed. Saft cannot itself underwrite a proposed extension, but can assist if necessary in an analysis of the records.

6. Conclusion

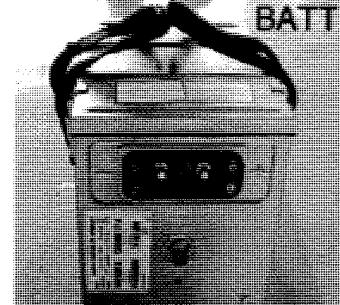
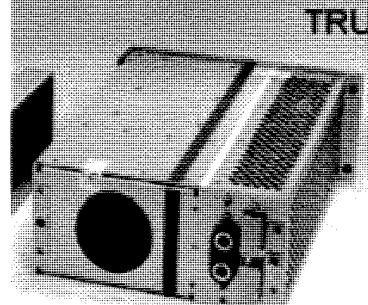
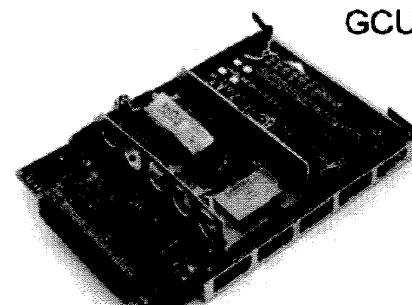
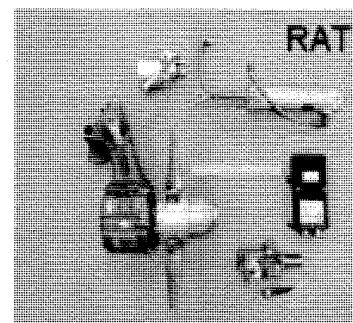
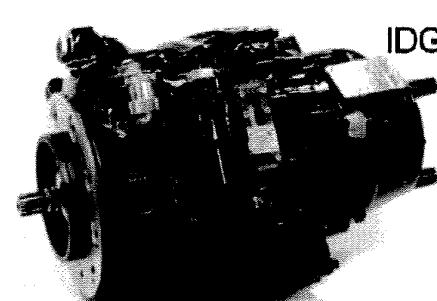
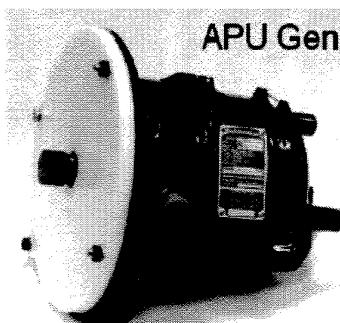
Battery maintenance, following procedures developed by Saft over many years, contributes to the safety and reliability of aircraft operation. Using these preventative procedures has proved less costly than carrying out curative on-condition maintenance and pays significant dividends in terms of operating costs because unscheduled removals are minimised.

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

101

Esempi di componenti del sistema elettrico

AC and DC Electrical Systems Components



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

102

Il motore spegne. La tensione è quindi regolata per mantenere un regolatore.

Se il corrente si stacca l'interruttore fermo.

slide 29-30 ~~lavoro~~
La macchina sia motore che generatore

quando dove sostituire

è il principale effetto non lo spazio che si risparmia. Saremo poi una polazione che va nelle condutture e per questo perché le estremità non sono spaziate bene. In genere servono 2000

per la tensione una linea priva di variazioni a 550 A

Il 11 novembre 11 300 A in linea coda \rightarrow da 6000 a 8000. Sopra

100 giorni bisognava più danneggiare le spade davanti 10000 lire. 2 mesi di sole

Il 12 settembre 1970 la macchina in funzione a 17000 Voleva a saldati ma l'area
mentre la faceva in pista grande, qui lo scorrere è bloccato perché la macchina funziona per pochi secondi
e non si muove. E' il problema che la macchina è saldati troppo

11 novembre 1970 21 Gennaio macchina

È presente un dispositivo per raffreddare all'aria esterna e in vela. Base d'aria esterna

12. La tecnologia elettrica è presente per la natura intrinseca dei fenomeni elettromagnetici. Motore elettrico
freno e intero motore come \Rightarrow perciò elevato. Se aumenta la V non ha una grande variazione

13. CSD (slide 46)

Dalla freccia nera arriva la presa di moto della gear box, un albero sventrato montato su cui andiamo
a infilare l'ingresso del CSD. Questo ha un ingranaggio che porta il moto su 2 vie: quelle di ingresso
nel nucleo del differenziale (2 ruote coniche che ingranano tra di loro) e un'altra per ad una
pompa idraulica. Il rapporto di trasmissione dipende da come la pompa gira: scelta la pompa
abbiamo anche il n° di denti della ruota. È una pompa a pistoni, da cui uscirà una pompa
e verrà indirizzata ad un motore idraulico che porta in ingresso al gruppo differenziale oltre alla
ruota anteriore della gear box anche un suo contributo a supplire ~~ad~~ che potrebbe mancare;
quindi il motore idraulico ~~aggiunge~~ a ad aggiungere velocità al differenziale è un dispositivo che somma le
velocità meccaniche in modo che la parte esterna ruoti una velocità somma di quelle che
muovono da 2 alberi.

14. Infine il motore idraulico ~~aggiunge~~ e toglie velocità qualora l'ingresso della gear box sia al di fuori
del valore specifico di velocità. Una pompa a cilindri variabile con un ingresso pilotato

15. Il stesso albero di entrata un motore idraulico che aggiunge o toglie velocità in modo che questa
corona esterna ruoti a un certo punto partire in uscita una velocità regolata che poi possiamo
attaccare meccanicamente all'albero del generatore. Si mantiene costante una velocità

16. riferimenti

Introduzione

L'impianto combustibile ha lo scopo di stivare il combustibile necessario e di portarlo ai propulsori nelle condizioni di pressione e di portata necessarie.

I componenti principali dell'impianto sono:

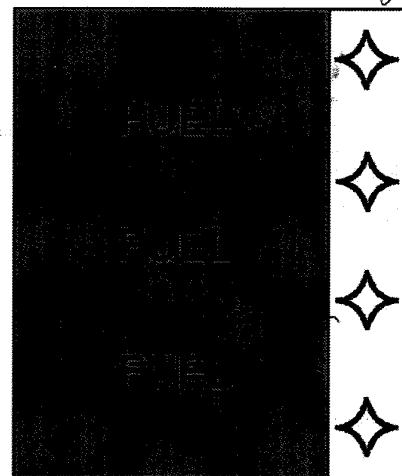
- i serbatoi;
- le pompe di trasferimento e le pompe di alimentazione;
- le valvole.

come quei IDEAVICCI

Gli elementi che costituiscono il sistema combustibile (principalmente i tubi) sono identificati dall'etichetta a fondo rosa, dall'indicazione "Fuel" e dal simbolo di un rombo a lati curvi.

Le specifiche di progetto di un impianto combustibile prescrivono, oltre alla quantità di combustibile da trasportare, la portata e la pressione necessarie all'alimentazione dei propulsori in varie condizioni di assetto, di manovra, di quota e di temperatura.

~~Il combustibile destinato a un motore fermo deve essere reinieziato. Inoltre l'impianto deve essere progettato in modo che possa alimentare tutti i motori in caso di avaria di una parte del sistema di alimentazione.~~



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

3

Funzioni principali

L'impianto combustibile è retto da regole assai simili a quelle dell'impianto idraulico, in quanto anche esso tratta liquido, benché a pressioni molto più basse.

Le funzioni cui deve assolvere l'impianto combustibile sono molteplici e possono essere suddivise in:

1. **funzioni primarie** (sono funzioni per il cui adempimento è stato realizzato l'impianto);
2. **funzioni accessorie** (sono funzioni indispensabili per l'ottenimento di quelle primarie);
3. **funzioni secondarie** (sono funzioni svincolate da quelle primarie, il cui adempimento è demandato all'impianto solo su alcuni tipi di aeromobili).

~ Tipi di combustibile (1) ~

Il combustibile per applicazioni aeronautiche è un combustibile derivato dal petrolio, che generalmente ha qualità superiori rispetto a quello utilizzato in altre applicazioni; esso, inoltre, contiene spesso additivi che riducono il rischio di ghiaccio o di esplosione. Cherosene: è + resistente della benzina; + leggero del gasolio. Il tipo di combustibile più diffuso è detto **Jet Fuel**, al suo interno suddiviso in tre categorie: **Jet A**, **Jet A-1** e **Jet B**, a seconda delle caratteristiche richieste e dal tipo di applicazione.

AL MOMENTO NOI CI Siamo AUTORIZZATI AL CHEROSENE X FAR FUZIONARE MOLTI AERONAVI
Jet A. Il Jet A (densità a 15 °C: 0.8075 kg/l; potere calorifico: 43.15 MJ/kg) è il combustibile standard in uso negli Stati Uniti a partire dal 1950 e disponibile solo in questo paese. Il Jet A è un combustibile con un elevato *flash point* (38 °C), con temperatura di autocombustione di 210 °C. Essendo un combustibile molto leggero, l'eventuale acqua presente si deposita sul fondo del serbatoio dell'auto-cisterna, che dev'essere sempre controllata in termini di contaminazione (il limite massimo accettabile di contaminante è 30 ppm!).

Nel 2006 sono stati bruciati 21 miliardi di galloni (80 miliardi di litri) di questo tipo di combustibile – ovviamente nei soli Stati Uniti.

Il **Jet A-1** è simile al Jet A, ad eccezione di un punto di congelamento leggermente inferiore (-47 °C contro i -40 °C del Jet A).

Nota: il **flash point** (o **temperatura di inflammatività**) di un combustibile è la temperatura più bassa alla quale si formano vapori in quantità tale che in presenza di ossigeno (aria) e di un innesco abbia luogo il fenomeno della combustione.

Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maniore

7

ESISTONO + COMBUSTIBILI IN BASE ALLA ZONA GEOGRAFICA E ALLE CONDIZIONI OPERATIVE ~ Tipi di combustibile (2)

Jet B. Il Jet B è un combustibile derivato dal frazionamento nafta-cherosene del petrolio. Esso ha un flash point più basso dei combustibili Jet A e Jet A-1: ciò lo rende di più difficile gestione, rispetto ai combustibili ASTM. Il Jet B ha però migliori prestazioni circa il congelamento e ciò lo rende il combustibile più usato nei paesi a clima più rigido.

Combustibili militari. Molti combustibili militari sono molto simili a quelli civili, dai quali differiscono principalmente per tipo e numero di additivi; essi sono classificati mediante la sigla JP seguita da un numero specifico. Ad esempio, il JP-8 è simile al Jet A-1, mentre il JP-4 è del tutto simile al Jet B. Altri combustibili militari sono invece sviluppati per opportune applicazioni e hanno caratteristiche decisamente differenti da quelli civili: il JP-5 è un combustibile sviluppato per ridurre il rischio di incendio su velivoli da trasporto militare (minimo flash point di 60 °C). Sono stati inoltre prodotti combustibili adoperati solo per un determinato tipo di velivolo: il JP-6 fu sviluppato per il XB-70 Valkyrie, mentre il JP-7 lo fu per il SR-71 Blackbird; tali combustibili erano ottimizzati per l'elevato flash point e per le prestazioni in regime di volo in alto supersonico. Un altro tipo di combustibile militare è il JPTS, sviluppato specificatamente per il Lockheed U-2, e ancora in uso all'USAF.

Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maniore

8

Serbatoi (1)

Un tipico esempio di serbatoi rigidi è costituito dai *serbatoi esterni*, come i serbatoi di estremità alare o i serbatoi ausiliari utilizzati nei velivoli da combattimento per i voli di trasferimento o comunque quando è richiesta un'elevata autonomia. Sebbene il vantaggio del combustibile aggiuntivo venga in parte perso dall'aumento della resistenza aerodinamica, questi serbatoi vengono di solito appesi sotto l'ala, in casi meno frequenti sopra l'ala o sotto la fusoliera e solitamente sganciati in caso di combattimento.

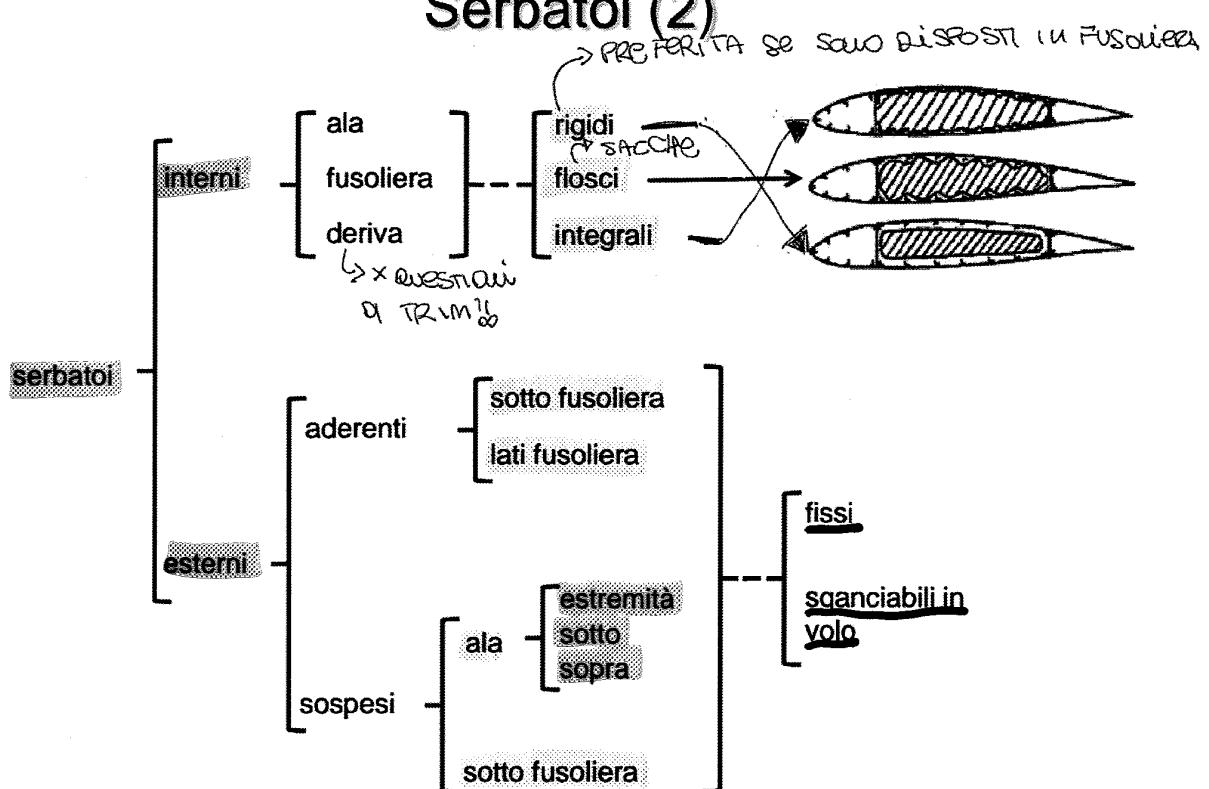


Il serbatoio deve contenere anche la maggior parte dei componenti dell'impianto combustibile: bocchettoni di rifornimento, paratie anti-sciabordio, sfiati, filtri, pozzetti di drenaggio, pompe ausiliarie, misuratori di livello.

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

11

Serbatoi (2)



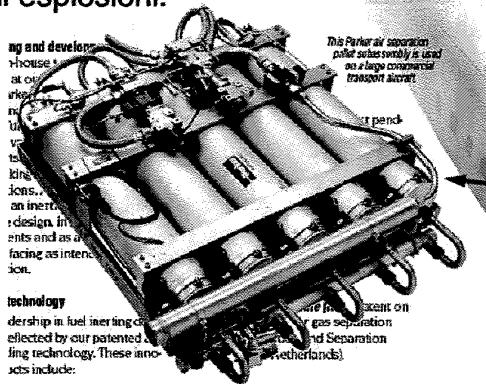
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

12

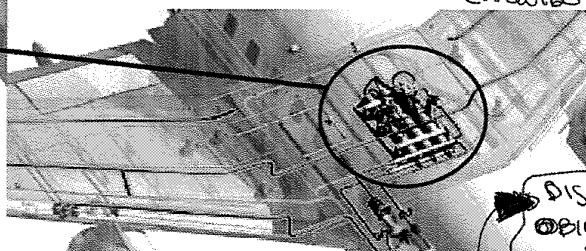
Serbatoi (5)

I serbatoi devono essere dotati di sfatoi (vent valve) in grado di assicurare la necessaria ventilazione durante l'impiego e lo sfogo dell'aria durante il rifornimento senza che si verifichino fuoriuscite di combustibile dai serbatoi.

Spesso i serbatoi vengono pressurizzati, inviando aria da prese dinamiche, dal sistema pneumatico o, addirittura, da bombole di azoto gassoso (in figura), in modo da limitare le perdite per vaporizzazione e diminuire il rischi di cavitazione delle pompe combustibile e, nell'ultimo caso, ridurre il rischio di esplosioni.



no caso, ridurre il rischio
TOGLIAMO TUTTO IL CHE POSSA NEGLI ZONE
MOTI X EUI TARE PI' RACCOMANDARE LE CARATTERI
ZIONI PERICOLOSE Q' VARRE \Rightarrow VA BENE CAME
QUELLO SCIACQUONE CHE
fuel tank inerting systems IMPediscono l'USI
TA DEL CHILOMETRO



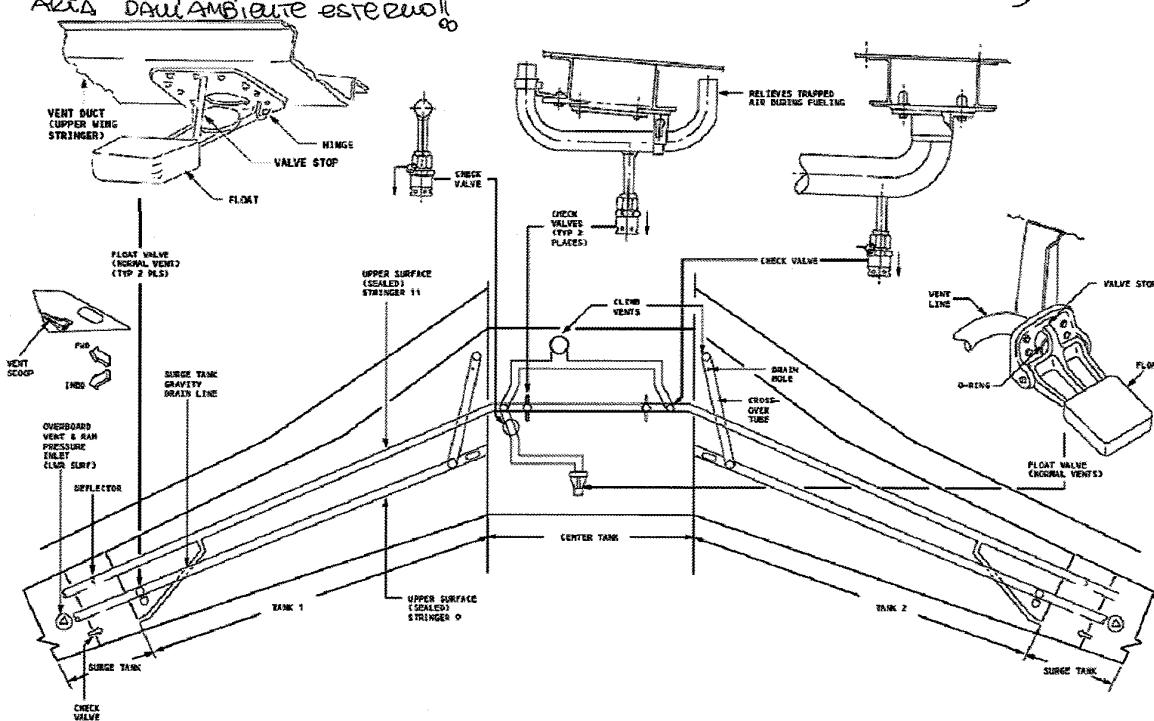
DISPOSITIVI
OBIECTI
SOPRAZIONE CON
CENTRIFOGIATORE

Il chefrosose in VAPPORE è comunque un inquinante nell'ambiente \Rightarrow inquinante VAPPORE. Sistemi di ARRICCHIMENTO di AZOTO
Sistemi di Bordo Aerosaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maniure SCARICO DALL'ACQUA 15

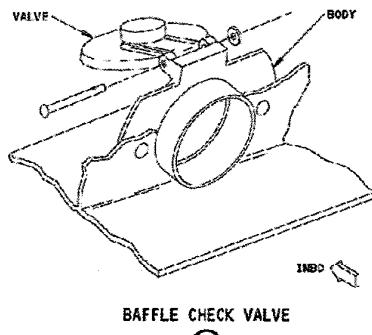
Serbatoi (6)

VAWAAT di venti nazione
e di Stato che prendono
altra dall'ambiente esterno

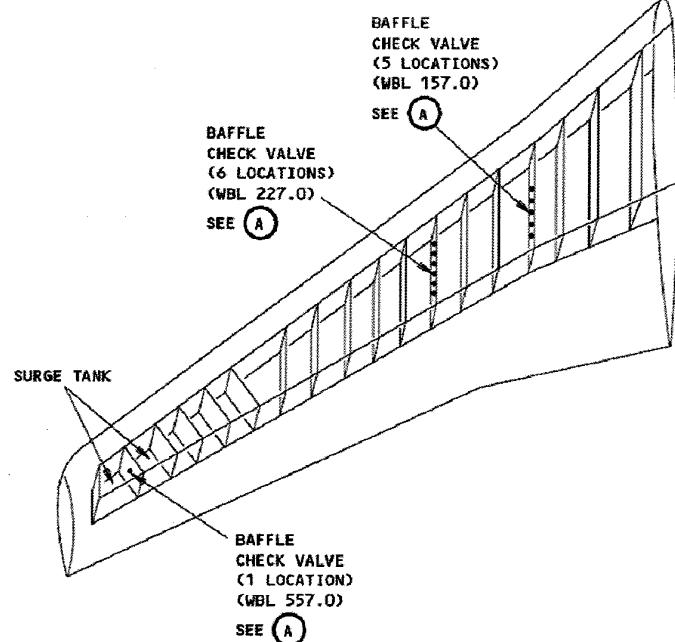
Con pressogettazione
ad area variazionale (PRESA
DALL'ESTERNO)



Serbatoi (9)

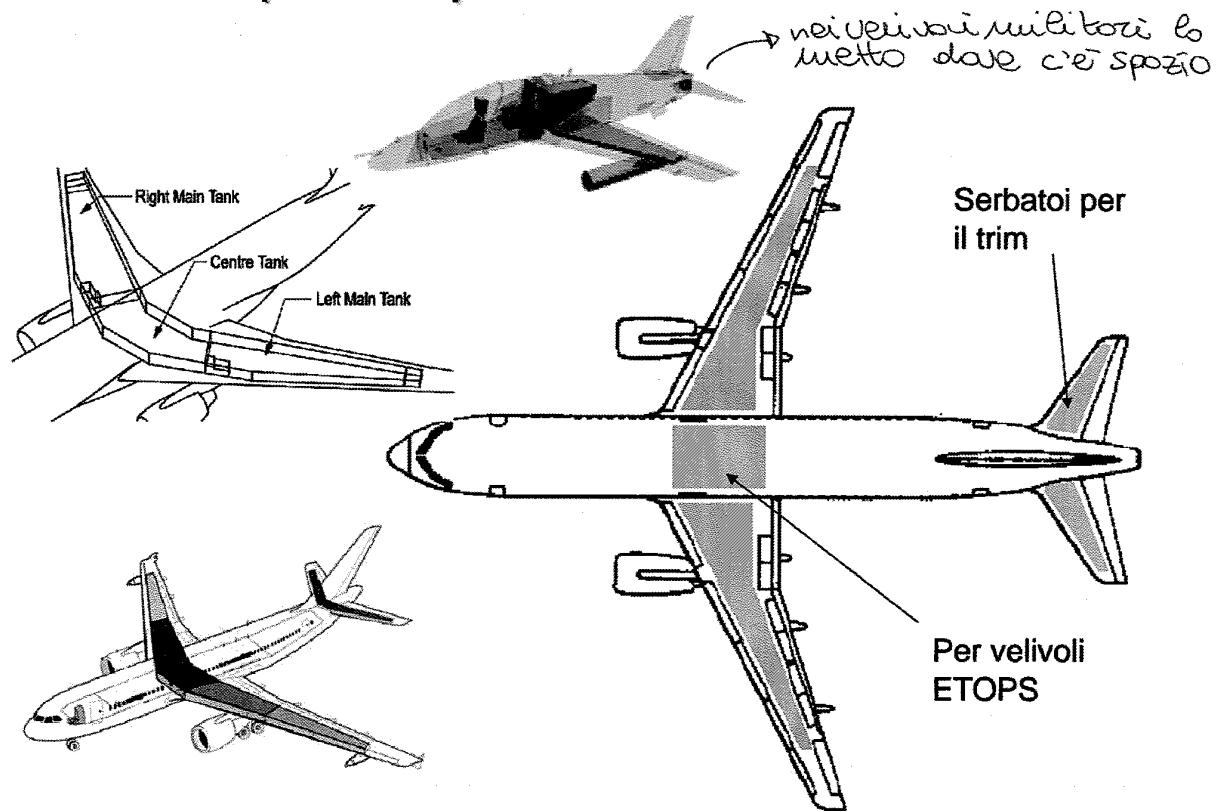


Le valvole sono in genere messe vicino alle pompe !!



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

Tipica disposizione dei serbatoi



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

Rete di distribuzione del combustibile (2)

Quando si hanno velivoli plurimotori deve essere possibile alimentare qualsiasi motore con il combustibile di qualsiasi serbatoio. Questo è necessario in caso di piantata di motore per non diminuire troppo l'autonomia del velivolo e per evitare di squilibrare il velivolo mantenendo pieni i serbatoi di una semiala mentre vengono svuotati quelli dell'altra.

Nei velivoli con turboreattori i consumi raggiungono valori molto alti; le portate sono quindi grandi e di conseguenza sono importanti le perdite di carico nei condotti; questo rende necessaria la presenza di pompe in modo da assicurare in tutto l'impianto una pressione che permetta alla pompa del motore di funzionare; è infatti il motore che determina la portata necessaria al momento: bisogna garantire che in tutto l'intervallo di portata richiesta la pressione del combustibile all'ingresso del motore sia compresa tra un valore minimo ed uno massimo.

Esempio di dimensionamento

- Calcolare la portata in massa di combustibile in kg/s per ciascun motore di un Airbus A380 al decollo
 - All up weight: 500 t
 - Thrust to weight ratio: 0.2
 - Numero motori: 4
 - Thrust specific fuel consumption al decollo:
20 mg/N/s
- Assumendo una velocità massima del combustibile nella tubazione di 2 m/s, calcolare il minimo diametro di quest'ultima.
→ DA NORMATIVA !!
 - Densità del combustibile: 800 kg/m³

Fuel Dumping (1)

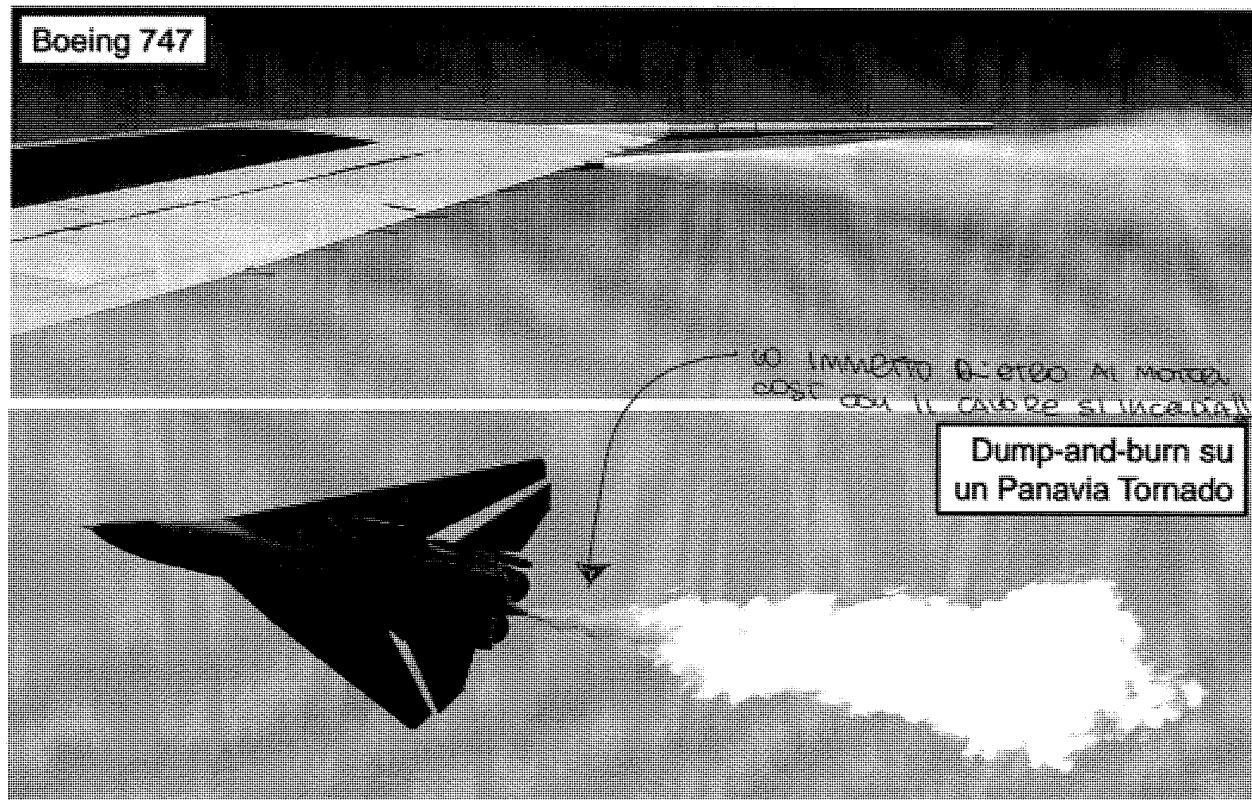


Airbus A-340

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

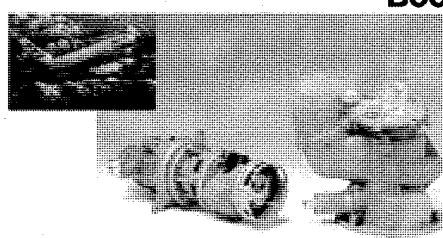
27

Fuel Dumping (2)



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

28



Boost Pump del velivolo B-777

Specification MOTORI SENZA SPAZZOLE!

Pump Canister Part No. 568/128115
Part No. 568/128116

Power Supply 200V 400Hz 3 Phase

Flow Rate 4.4kg/sec (35,000lb/hr)

Delivery Pressure 82.7/210kPa (12/30.5psig)

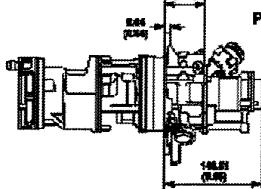
Motor Speed 12,000 rpm $\sim 2,000 \text{ revs} \sim$

Current Consumption 9.5A $\sim 6.5 \text{ A}$

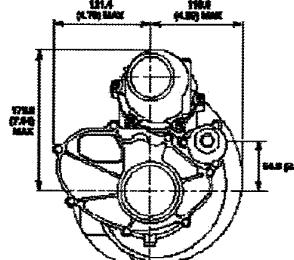
Weight 6.5kg (14.35lb) \sim Potenza $\sim 1 \text{ kW}$
max erogata dalla pompa

Pressione è $\sim \frac{1}{2}$ di quella dell'impianto idraulico

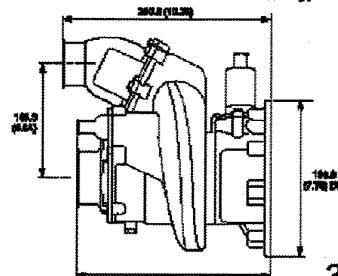
Overall Dimensions mm (in)



Pump Type 9106

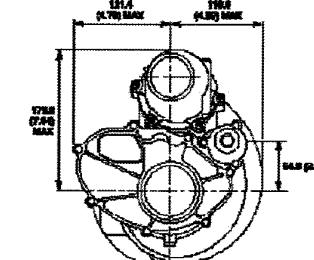
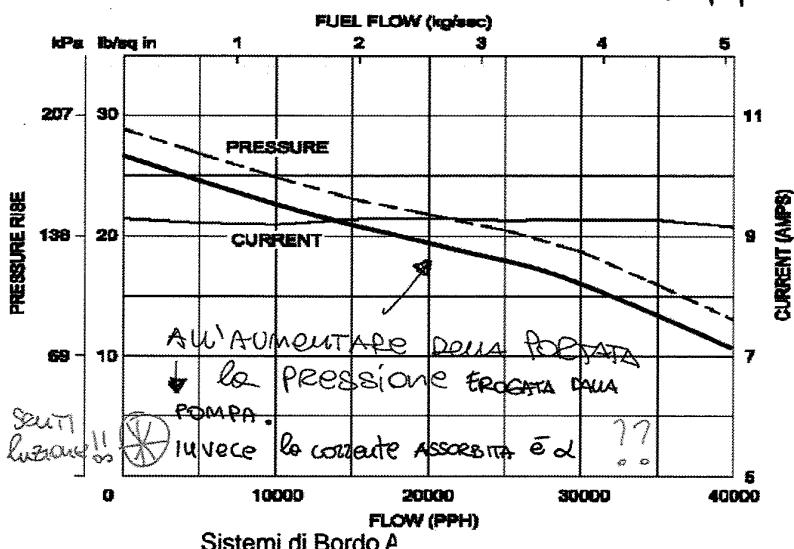


Canister Type 9107

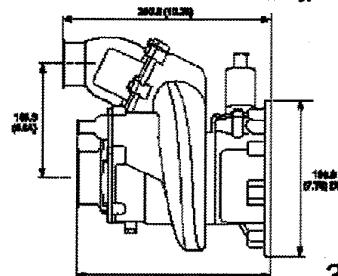


31

Typical Performance Curves

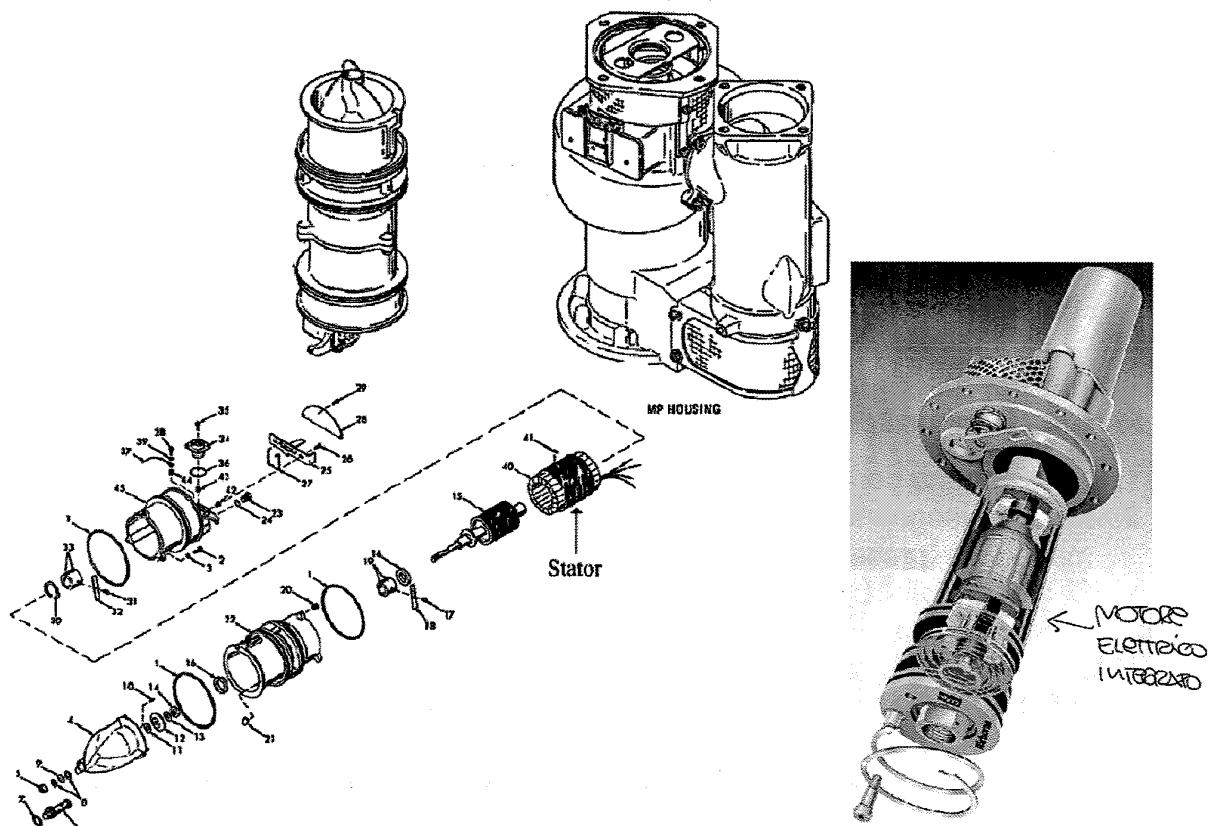


Canister Type 9107



31

Pompe (3)



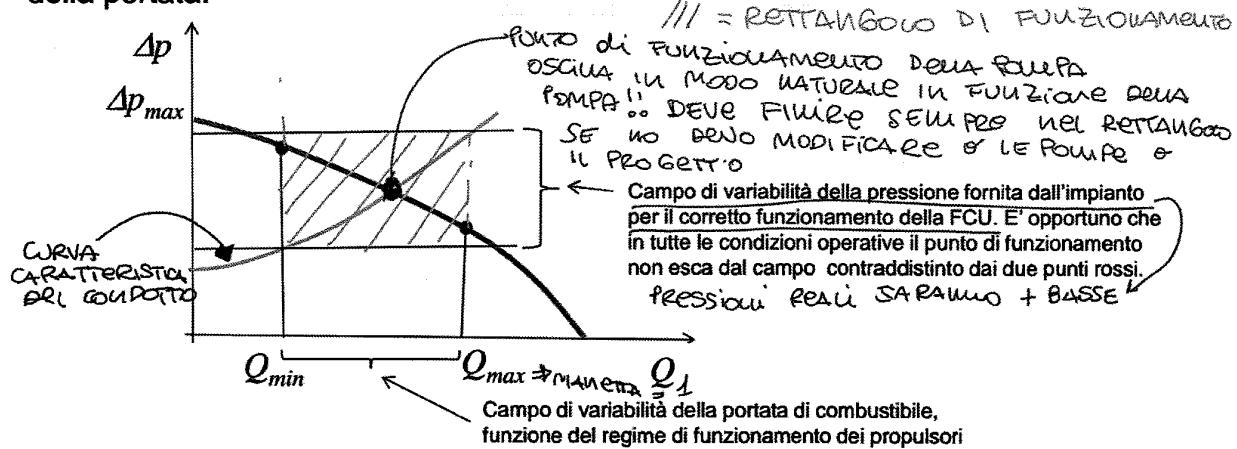
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

32

Pompe (5)

χ

La figura mostra un diagramma di funzionamento possibile per una pompa che debba garantire ai motori pressioni comprese tra i valori p_{MIN} e p_{MAX} per portate tra Q_{MIN} e Q_{MAX} . Tali campi di funzionamento sono dettati, rispettivamente, dal dispositivo di iniezione del kerosene in camera di combustione del propulsore, chiamato FCU (Fuel Control Unit), e dalla spinta che è necessario produrre che è proporzionale al consumo (e quindi alla portata). FCU deve avere $\sim 1 \div 1,5$ bar in ingresso; c'è un campo accettabile della variazione della pressione. Le pressioni in ordinate sono riferite alla zona della pompa e quindi ai valori limite p_{MIN} e p_{MAX} si aggiungono le perdite di carico Δp , funzioni, in genere, del quadrato della portata.



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

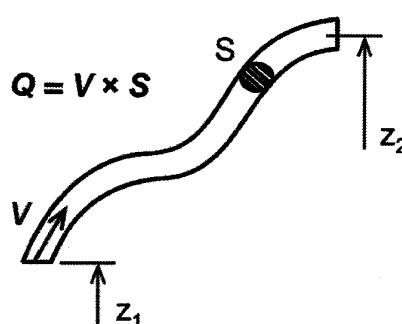
Pompe (6)

35

χ

Le pompe devono erogare, quindi, un opportuno valore di portata a una pressione opportuna. Tenendo conto che la pressione di alimentazione è nell'impianto combustibile molto più bassa di quella tipica che vige dell'impianto idraulico è opportuno considerare nei calcoli anche la pressione piezometrica.

Nell'ipotesi di trascurare la velocità e introducendo le perdite di carico:



$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 + \gamma z_1 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 + \gamma z_2$$

*Velocità piccole
e trascurate*

Deve tener conto del fattore di carico a contingenza peso della calza carico non è + trascurabile

$$p_1 = p_2 + \int_S \frac{\partial p}{\partial S} dS + \gamma(z_2 - z_1)$$

Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Mannoire C'È UNO DI SIVICO NEL TESTO 36

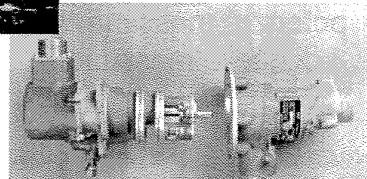
~~per accendere la puma e servire uso una batteria (DC), qui ce serve un solo + elevare poiché con potenza costante ho tensione + piccola. La batteria deve poter avviare l'APU.~~

Nell'APU mi servono pompe
dovuto girare x avviare **Pompe (9)**

⇒ ho il suo alimentazione in DC

⇒ BATTERIA ⇒ PUMPA + PICCOLA!!

**APU Pump Type 9121 and
Canister Type 9122**



Specification

Pump Canister
Part No. 568/1/29407
Part No. 568/1/29408

Power Supply 18-29 V DC

Flow Rate 0.4kg/sec (3,150lb/hr) at 23 V

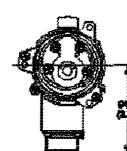
Delivery Pressure 186kPa (27 psig)

Current Consumption

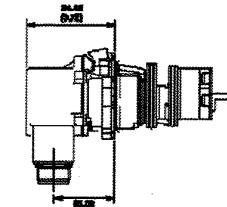
13A
Weight 2.34kg (5.2lb)
(Pump & Canister)

colosso + alta
ma tensione + basse

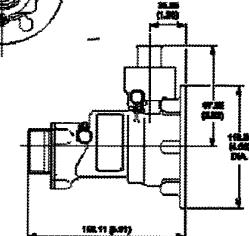
Overall Dimensions mm (in)



Pump Type 9121



Canister Type 9122



39

Se uso Pompe Alimentate in DC

Ho le SPAZZOLE ⇒ ~~qual c'è pericolo di incendio? No xche~~
Quando PARTO LA PUMPA E IMMERSA ⇒ C'è
Un caso particolare è cherossene

rappresentato dalla pompa

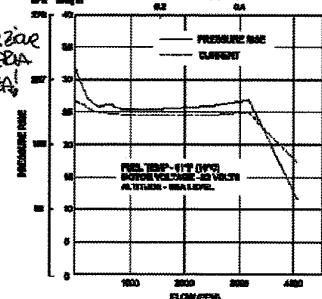
per l'alimentazione
nella manutenzione
TOLGO LA BATTERIA

dell'APU. Questa deve x sicurezza

poter funzionare con
alimentazione della

batteria (i propulsori sono
spenti).

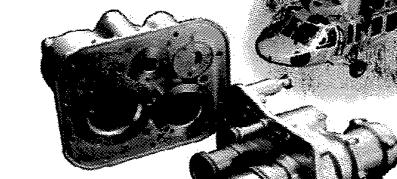
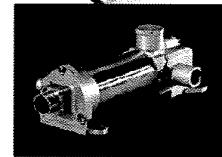
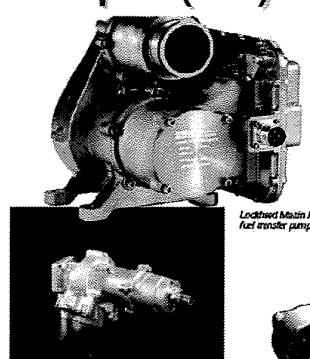
Typical Performance Curves



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

Pompe (10)

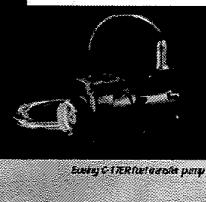
ing the
a five-
the aircraft
in in-
tations.
as
motor
28 volt,
brushless
table
very
brushless
gital
ollers
application,
ital or
3, vanes,
both
filtering
in action
3



Airbus A320/A330/A340
tank fuel transfer pump



Lockheed Martin F-22 fuel
transfer and boost pumps



Boeing C-17ER refueler/boost pump

**Nichols Airborne Division
Parker Aerospace -
Fuel pumps Brochure**

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

40

Pompe: alcuni esempi

X

Velocità da trasporto militare	
Electropompa immersa tipo 647SM	peso corrente frequenza tensione di funz. tensione di alimentazione portata nominale pressione a portata nominale
Electropompa dell'APU (*) immersa tipo SM2212A	peso corrente tensione nominale tensione di funzionamento portata nominale pressione a portata nominale pressione a portata zero
Velocità da combattimento leggero	
Electropompa immersa con dispositivo di velo rovescio tipo SM2218	peso (compresa di dispositivo di velo rovescio) campo di variazione tensione tensione di alimentazione nominale portata nominale a 23 V.c.c. pressione nominale a portata nominale velocità massima a portata nominale portata in emergenza a 23 V.c.c. pressione min. con portata emergenza tempo max di funzionamento in emerg. max scattab. a portata emergenza portata minima a 16 V.c.c. pressione min. con portata 1700 l/h
Electropompa traverso aeronaut. tipo SM2212A	Vedi circuito compreso già illustrato per velocità da trasporto militare.
Velocità leggera da combattimento	
Electropompa immersa (nautica) tipo 700.94KIA Picard	frequenza tensione di funzionamento tensione di alimentazione portata max pressione a portata zero assorbimento max
Electropompa (nautica) EPO 60-931 SM	frequenza tensione di funzionamento tensione di alimentazione portata max pressione a portata zero
Pompa a vite aerodinamico nautica tipo 89270.94KIA Picard	portata max pressione max a portata zero n° giri max

Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maadiore

4.3

Pressioni di funzionamento

L'IMPIANTO DEVE
ESSERE CERTIFICATO
CON NORMATIVE SAE

Esiste una standardizzazione delle pressioni massime e delle temperature estreme alle quali deve essere provato l'impianto combustibile dimostrando piena funzionalità.

PRIMA
ERANO
MIL

Impianto	Temperatura del combustibile		Temperatura di prova	
	T _{min} [°C]	T _{max} [°C]	T _{min} [°C]	T _{max} [°C]
Classe I (*)	-54	+57.2	-62	+71
Classe II (**)	-54	T _{max} del combustibile	-62	T _{max} dell' ambiente
* Impianti normali	N Miele (LA VISCOSITÀ) GROSSE PERDITE DI CARICO AUMENTA ANCORA DI + LA VISCOSITÀ			
** Impianti in cui il combustibile risente del riscaldamento aerodinamico e/o è impiegato come fluido refrigerante	PIÙ A BAR NON SI SPACCA NUCA!! IMPIANTO NON DEVE DETERIORARSI GOCCE di LUBRICO CHEROSA DEFORMA ZIONI = MA NON ECCESIVE			
X RIDURRE I TEMPI DI Riempimento SERBATOI !! Impianto	Pressione di esercizio [Kg _p /cm ²]			
Impianto combustibile	4.22 N BAR	8.44	12.66	
Impianto di rifornimento sotto pressione	8.44	12.66	16.88	

Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maadiore

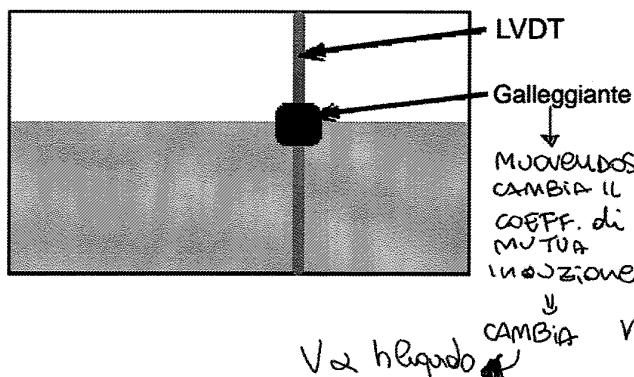
44

Misura quantità di combustibile (1)

È di importanza fondamentale conoscere la massa di combustibile presente nei serbatoi; questa misura viene ottenuta indirettamente attraverso la misura del volume, ottenuta dal livello di combustibile nei serbatoi, corretta in funzione della temperatura.

Nei serbatoi sono installate delle sonde per la misura del livello di combustibile.

Molto diffusi sono i sensori a galleggiante; quest'ultimo, spostato dal livello del liquido, sposta un cursore di un Trasformatore differenziale lineare (LVDT – Linear Variable Differential Transformer) che con attrito minimo e, soprattutto, senza l'impiego di contatti elettrici strisciante (no usura, no scintille, alta affidabilità) permette di generare un segnale elettrico proporzionale al livello del liquido.



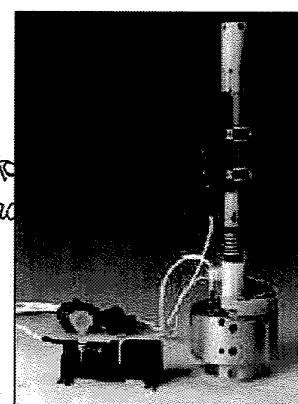
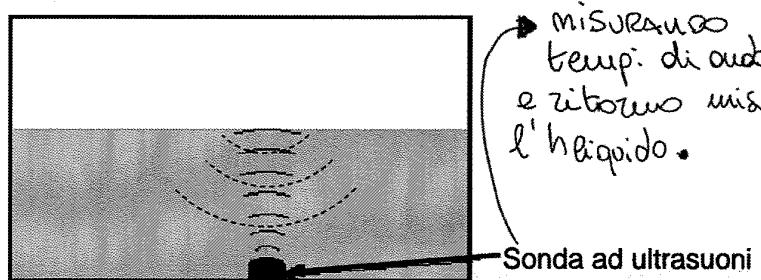
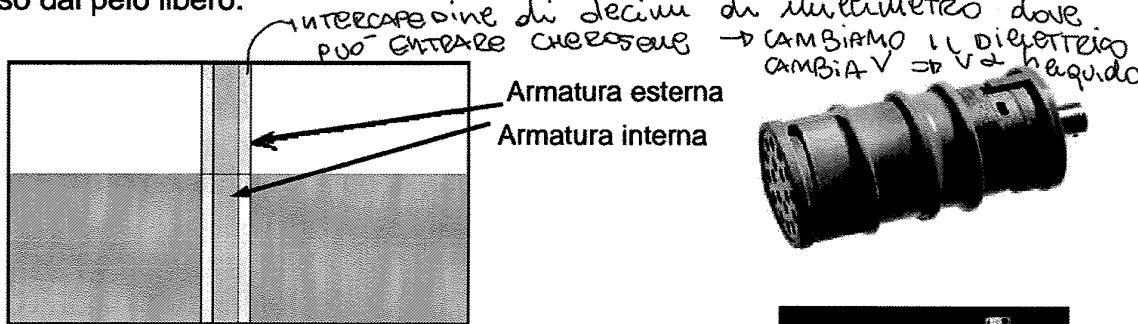
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

47

LVDT: Trasformatore a rapporto di trasformazione variabile in funzione dello spostamento meccanico lineare di uno dei suoi componenti (nucleo) rispetto alla carcassa del trasformatore che contiene gli avvolgimenti primario e secondario. Lo spostamento relativo nucleo-carcassa altera il coefficiente di accoppiamento tra il primario (alimentato a tensione alternata di ampiezza costante) e ciascuno dei secondari in maniera simmetrica. Da ciò la disponibilità sui secondari di tensioni la cui ampiezza dipende dalla posizione relativa nucleo-carcassa.

Misura quantità di combustibile (1)

Altri sensori molto diffusi sono quelli capacitivi e, più modernamente (Boeing 777), quelli ad ultrasuoni, che misurano il livello di combustibile in base al segnale riflesso dal pelo libero.



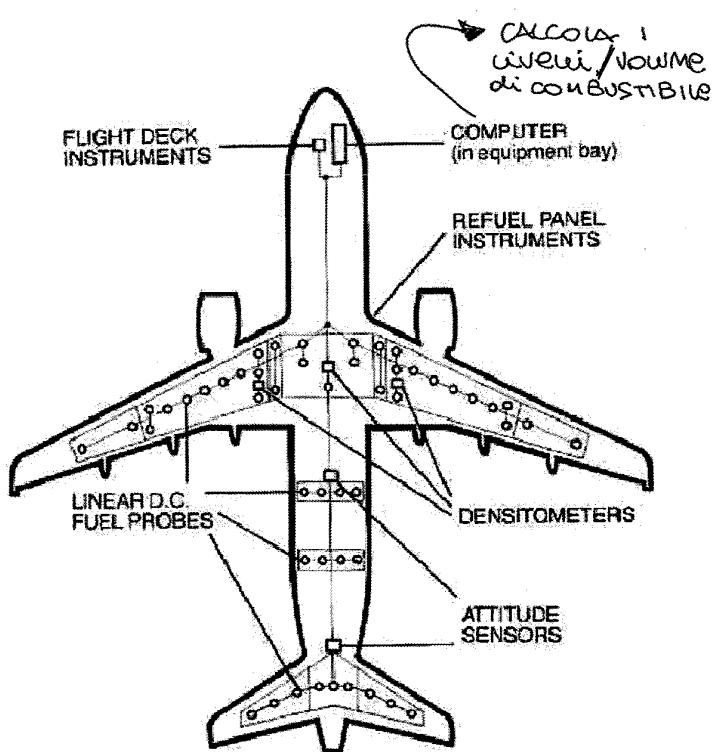
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

48

Misura quantità di combustibile (5)

L'elaborazione del volume di combustibile residuo è stata una delle prime funzioni demandate a bordo di velivoli a calcolatori; impiegando un calcolatore digitale è inutile ricorrere a sonde sagomate in modo da dare direttamente indicazione di volume, ma è più conveniente costruire sonde semplici in grado di misurare il livello e impostare nel calcolatore una curva di taratura.

Per ottenere la massa di combustibile presente occorre avere anche una misura di temperatura in modo da poter tenere conto delle variazioni di densità del combustibile, che possono essere sensibili.



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

51

Rifornimento

Il riempimento dei serbatoi avviene attraverso bocchettoni, dotati di un filtro grossolano per contenere le impurità di dimensioni maggiori. A seconda del tipo di impianto e delle possibilità fornite dai servizi a terra, il riempimento può avvenire per gravità o con invio di combustibile sotto pressione. L'invio di combustibile pressurizzato (portate tipiche circa 1000l/min a pressioni di 50psi) è di solito centralizzato, nel senso che esiste un pannello di rifornimento, accessibile da terra, attraverso il quale si comanda il riempimento di tutti o di una parte dei serbatoi.

Per impianti più semplici il riempimento avviene per gravità da bocchettoni posti nella parte superiore del serbatoio. Anche negli impianti complessi, che prevedono rifornimento pressurizzato da un unico o da due pannelli, sono comunque installati dei bocchettoni di rifornimento per gravità, da utilizzare in caso di mancanza dei necessari servizi a terra.

Durante il rifornimento occorre collegare elettricamente il velivolo e l'autobotte di rifornimento in modo da evitare la possibilità di formazione di archi elettrici per differenze di potenziale elettrostatico. E' quindi necessario provvedere a opportuni collegamenti elettrici di terra fra i vari componenti.

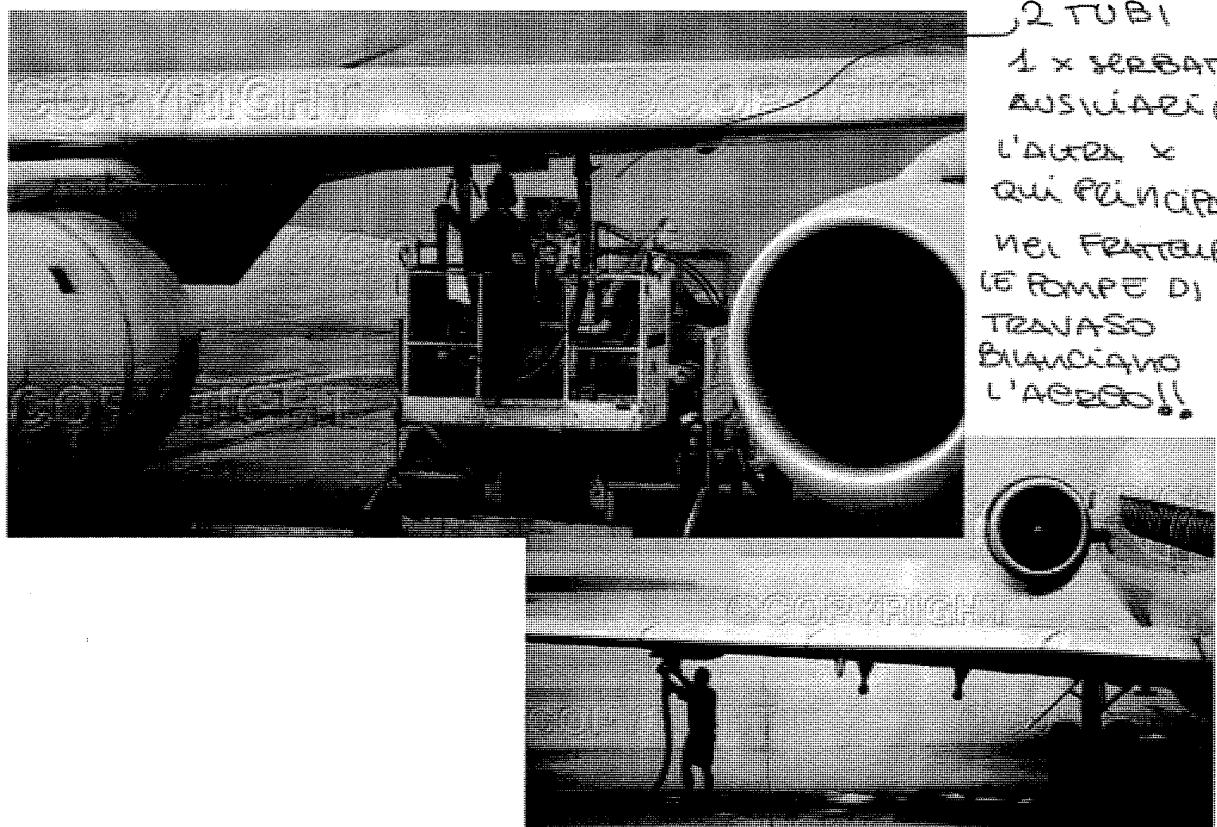
I bocchettoni di riempimento devono essere installati in modo che sia impossibile riempire completamente i serbatoi, ma che resti un certo volume di espansione in modo da compensare eventuali dilatazioni del combustibile per variazione delle condizioni ambientali.

Velivolo è messo a massa

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

52

Rifornimento a terra (3)



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

55

Rifornimento a terra (4)



La sequenza di riempimento del serbatoio è solitamente automatica e gestita tramite un pannello di rifornimento carburante sul velivolo. Esiste la possibilità di preselezionare sul pannello la quantità di combustibile imbarcato.



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

56

Rifornimento in volo (1) *~ Sono x veivano militare !!*

Per alcuni velivoli da combattimento o grossi velivoli da supporto tattico (Early Warning o aerei spia) è prevista la possibilità di rifornimento in volo, tramite un ulteriore velivolo, detto propriamente aerocisterna, o tanker. Questo possiede una sonda, rigida o flessibile, che va ad agganciarsi al velivolo "ricevente" e attraverso la quale è possibile trasferire combustibile.

E' abbastanza ovvio che tali velivoli hanno una particolare predisposizione a livello sistemistico, altresì non prevista. Inoltre, l'operazione di rifornimento in volo è sicuramente un'operazione ad elevato fattore di rischio e presuppone una notevole interazione di sistemi differenti (ivi compreso il pilota).

La cisterna deve volare dritta e livellata durante tutta la manovra. La sonda può anche essere manovrata da un operatore, ma è il pilota del ricevente che deve eseguire il lavoro maggiore, quello cioè di pilotare il velivolo in modo da attaccare la sua sonda al cestello. Una volta stabilito il collegamento, l'operatore (o anche il pilota della cisterna) attiva le pompe che permettono il passaggio del carburante. L'aereo ricevente deve mantenere la sua posizione durante tutta l'operazione: una volta terminata, deve rallentare abbastanza da fare in modo che la sonda e il cestello si stacchino.

Il vantaggio di un rifornimento in volo è la possibilità, per un velivolo militare, di decollare con molto carico utile (armamenti, in questo caso) e di volare più a lungo. Non esistono, ad oggi, applicazioni civili del rifornimento in volo.

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

59

Rifornimento in volo (2)



F/A-18 rifornito con sonda flessibile ↑

← C-27J rifornito con sonda rigida

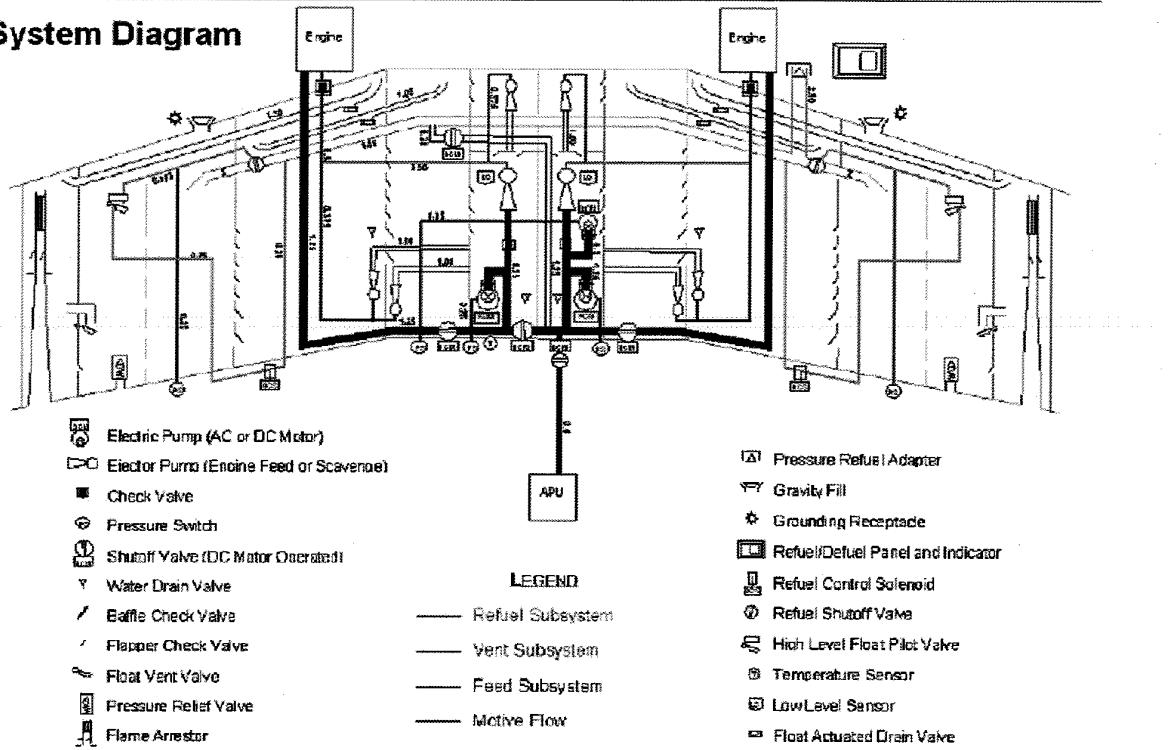
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

60

Fuel System

 **EMBRAER**
Commercial Jets

System Diagram

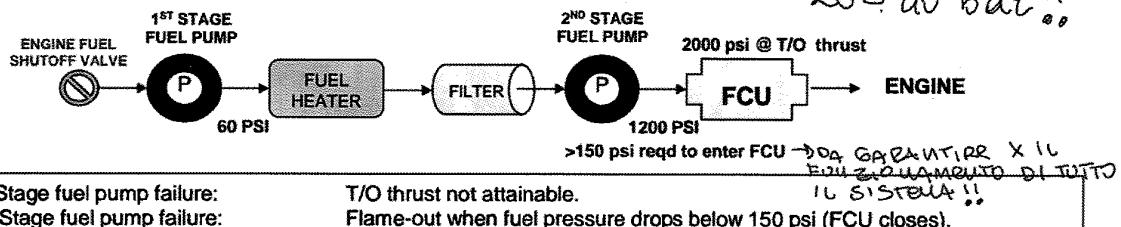


Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Mannoire

63

Fuel Control Unit (1)

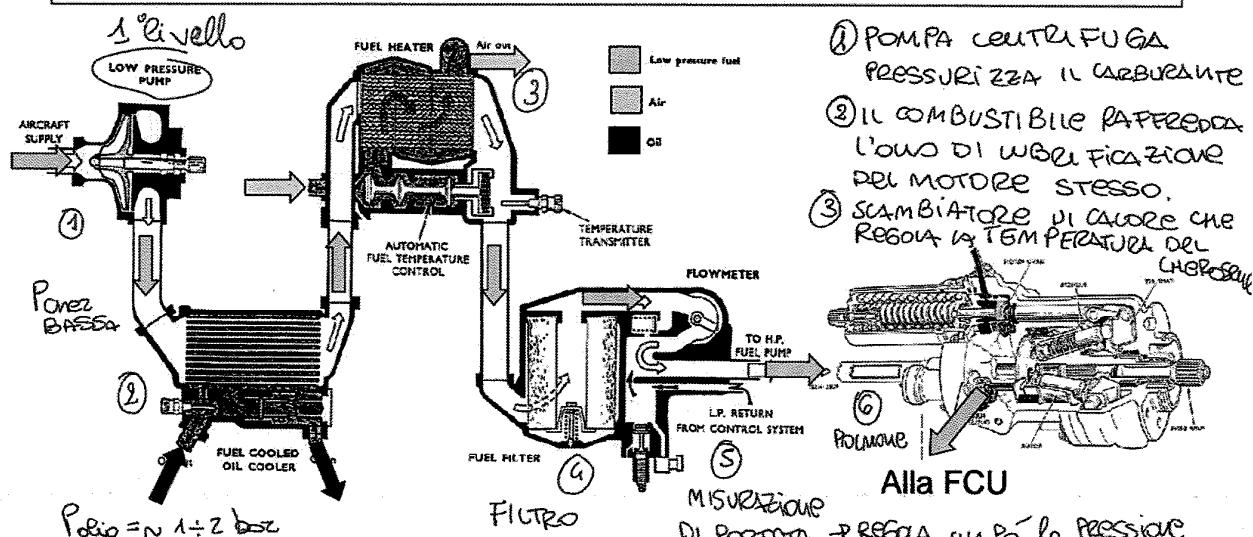
In our careers di
combustione ho ~
20-40 bat¹¹



1st Stage fuel pump failure:
2nd Stage fuel pump failure

T/O thrust not attainable.
Flame-out when fuel pres

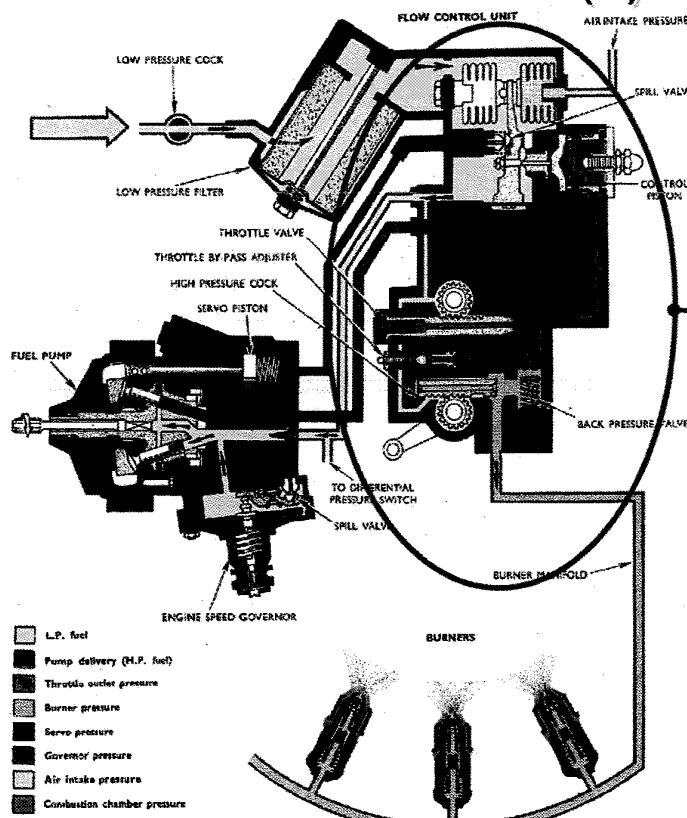
È UNA ZONA DI AUMENTO DI TUTTO
IL SISTEMA !!



Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maniore

64

Fuel Control Unit (4)



FCU ha un dispositivo di REGOLAZIONE della PORTATA !!

FCU

PRIMA SI USANNO CALCOLATORI ANALOGICI

ESSI REGOLANO, CON AZIENDAMENTI MECANICI LA PORTATA ANDANDO A REGOLARE LE CONDIZIONI DI FUNZIONAMENTO DEL MOTORE!

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

67

Fuel Control Unit (5)

La Fuel Control Unit (FCU) è un insieme di apparati che servono a gestire un motore a turbina.

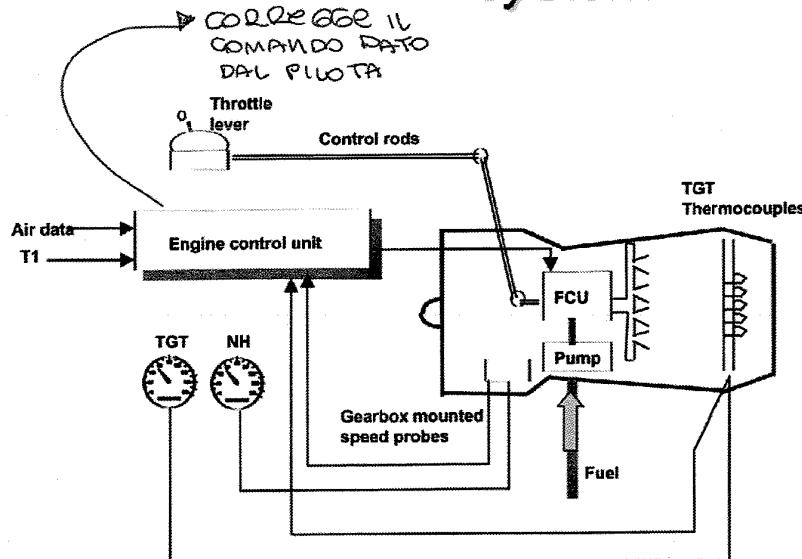
I motori a turbina a gas sono controllati principalmente tramite la quantità di carburante fornito alle camere di combustione; ciò significa che il modo più semplice di controllare una turbina a gas è una valvola d'afflusso di combustibile comandata dal pilota. Questo sistema, però, non è chiaramente attuabile, vista l'elevata difficoltà di gestione, nonché l'elevato rischio.

Chiudere la valvola troppo velocemente nel tentativo di ridurre la potenza può causare un eccessivo afflusso d'aria in camera di combustione e lo spegnimento della fiamma. L'aggiunta eccessiva e rapida di combustibile per aumentare la potenza può danneggiare la turbina, per le elevate temperature raggiungibili, e aumentare la pressione in camera di combustione a tal punto da indurre lo stallo del compressore. Un altro pericolo per l'eccessivo combustibile è il *rich blow-out*, ovvero la combustione in difetto di comburente (aria), che riduce la temperatura anziché aumentarla, spegnendo la fiamma. Parte del combustibile, inoltre, potrebbe non bruciare in camera di combustione e farlo in una sezione successiva del motore, danneggiando l'intero velivolo. Infine, non si deve trascurare che modifiche della velocità e dell'altitudine comportano variazioni della velocità d'aria in ingresso al motore e della sua densità, che non possono essere gestite manualmente (e con facilità) dal pilota.

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

68

Simple, limited authority engine control system



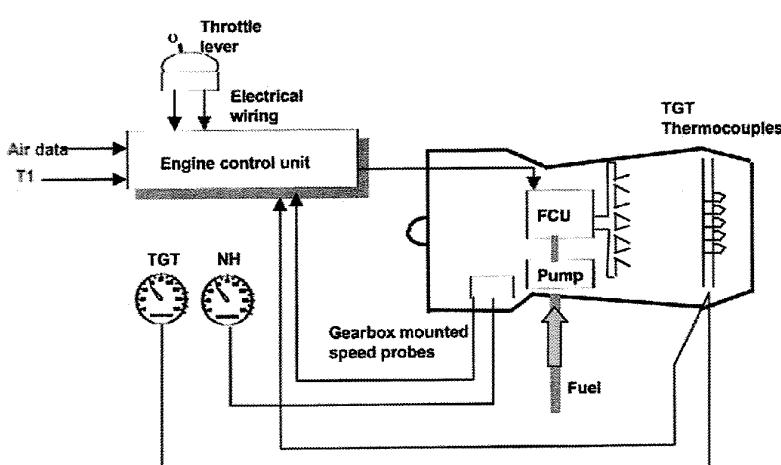
- Pilot sets thrust demand via mechanical throttle linkage to the fuel control unit (FCU).
- Actual fuel flow modified by the ECU, which senses aircraft speed, aircraft alpha and beta, engine TGT and spool speed.
- 1970s/1980s technology, e.g. early RB199 in the Tornado.

Piccolo componente che controlla la p dell'aria, la sua T ecc... con questi dati la FCU collega le azioni del pilota sulla manetta (anni '70)

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

71

Full authority digital engine control system (FADEC)



- Pilot sets thrust demand via electrical signal to the ECU.
- Actual fuel flow modified by the ECU, which senses aircraft speed, aircraft alpha and beta, engine TGT and spool speed.
- 1990s/present technology, e.g. Eurofighter.

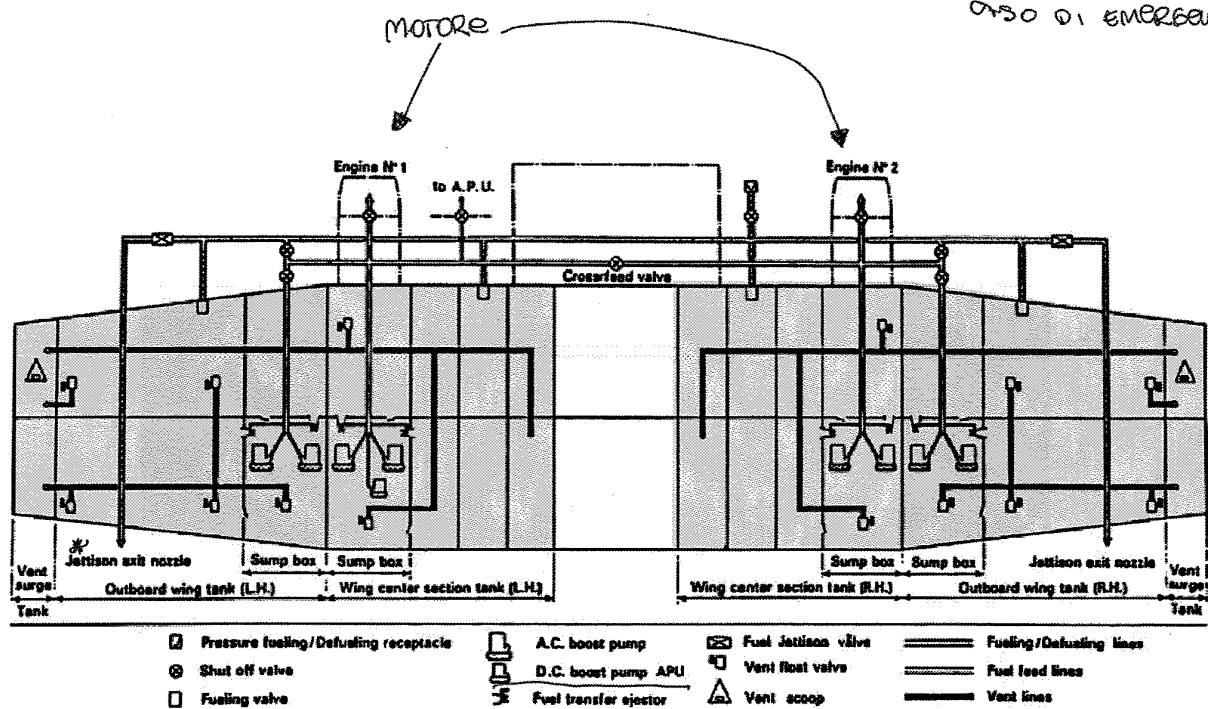
Negli anni '90 si introduce il FADEC un vero e proprio calcolatore controlla FLY BY WIRE la FCU!

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

72

Serbatoio C-27

* BUTTANO FUORI IL
COMBUSTIBILE IN
CASO DI EMERGENZA

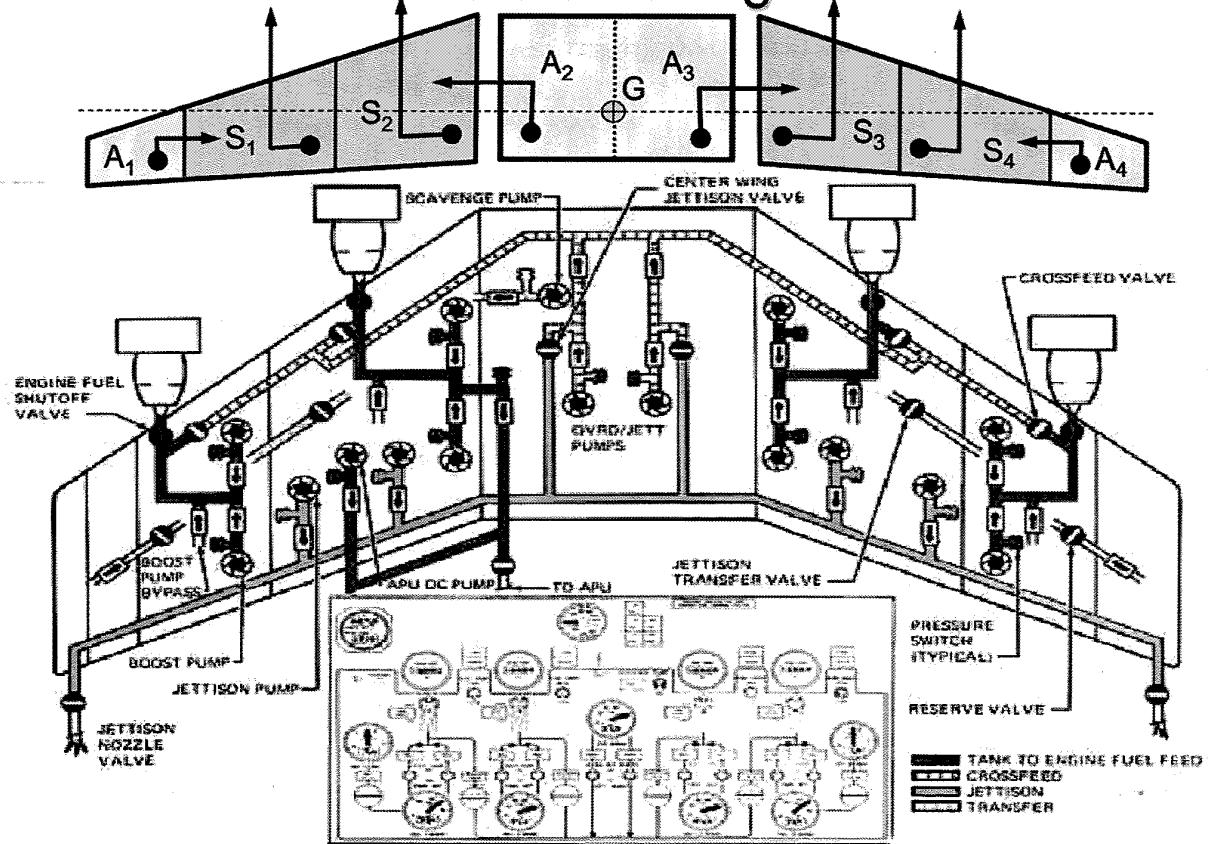


2 SUMPBox con 2 POMPE CIASCONNA

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

75

Serbatoio Boeing 747



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

76

Fondamentale poiché non esiste alternativa. Il fluido non compie lavoro come per l'impianto idraulico, ma deve solo arrivare al propulsore. Le portate iniettate ai prop. sono molto + così come le prestazioni \propto dell'impianto idraulico. Deve essere progettato correttamente. Varie funzioni molte.

Traversi i serbatoi non sono monoblocco per motivi di sicurezza.

Sicurezza di emergenza: neutralizzare l'eccesso di combustibile

Funzioni secondarie: mette bilancia l'acqua

assorbimento calore \rightarrow raffreddare la struttura
grazie alla grande capacità di risciacquo
dell'olio

Si usa cherometro + gergolio P.M < di quelli del gasolio e > di benzina. In futuro si vuole fare biofuel.

Dobbiamo avere un det. idrocarburo (cherometro) per avere buona combustione. Possiamo + leggeri \rightarrow elettrici + carica \rightarrow + veloci \rightarrow NO per ragioni di sicurezza

L'infiammabilità è data a stretto limite tra comb. e aria. ΔT ambiente è + infiammabile + bollente

Serbatoi (slide 14)

Interni solitamente in alluminio, in fibra (militari). Possono essere rigidi, flessibili, integrali.
I serbatoi spesso sono concentrici delle imbarcazioni per cui dei vari meccanismi di riempimento sia di solvente liquido che di solle. L'acqua che si deposita in basso può essere malfatta ecc... quindi bisogna effettuare lo spurgio a parte di piatti. Nella parte + bassa metto le pompe (espansione)

Per fare in modo che questi vapori non si accendano devo evitare che dentro si formino anche docce di solvente che incontrano bolla cond. elettrica. Dobbiamo fare in modo di avere bassissime quantità di solvente quindi metto le venti valve. *

Possiamo evitare che man mano che il comb. + il bollente si sposti macroscopicamente, questo grazie alla forma dell'all. E' opportuno che $\frac{\text{volume}}{\text{volume}} \approx \text{volume}$. Metto serbatoi primari e auxiliari. I serbatoi auxiliari sono disposti anteriormente e posteriormente al bollente, da questi serbatoi preleviamo con delle pompe di traverso il comb. da iniettare ai serbatoi principali e man mano che i motori consumano perdiamo delle perfette e alimentiamo * quando i serbatoi auxiliari sono esauriti: uno ciò che c'è nei serbatoi primari che hanno anche questa una parte superiore e una inferiore. Rimane da gestire la simmetria del motore se uno si rompe.

Slide 26

Le pompe per alimentare il comb. (i serbatoi devono essere dentro il liquido immerso azionati da motori col doppio sensore spaziale. Pompe centrifuga non volumetriche poiché non sono necessarie p. elevatissime. Le pompe iniettate sono sfruttano una parte della manovella delle pompe stesse parte della manovella ~~in un ugello~~ e premurano il portello. Quindi la pompa si auto pressurizza

Le zone centrali. Man mano che bolla comb. togliamo volume e quindi man mano della parte anteriore e togliamo man mano della parte posteriore del bollente. Quindi anche qui a compenso e manteniamo bilanciato il bollente.

idraulico, elettrico e combustibile sono i più utile e i più importanti

~~Impianto pneumatico~~

La p. nella camera di comb. è almeno 20 bar . L'aria sul compressore è ad altissima $T \approx 450^\circ\text{C}$. Con quest'aria poco costituirebbe la cabina ette e pressurizzare la cabina. Veri utili

L'aria spilata porta ad una diminuzione delle prestazioni del motore. Ho 2 spillamenti:

- a bassa p \rightarrow sempre aperte
- ad alta p \rightarrow utilizzate quando ho bisogno di grande potenza \rightarrow avio entiere. Ho poi shot off valve \rightarrow ho scambiatore di calore , check valve, persone regolate. Quindi posso regolare la T e poi la p

Spillamenti al motore \rightarrow max 2-8%; invece l'APU dàendo generare potenza e non sposta al max 70-80%.

• In stick 16 17 ha un andamento che non è costante η_T ci riferiamo al caso isentropico. La turbina ^{pneumatica} ha un andamento \approx a quello dell'motore elettrico. Questa turbina offre una coppia decrescente

33

Funzioni Principali

In diversi casi a bordo di un velivolo è conveniente sfruttare energia proveniente da aria compressa; questo è soprattutto vero quando il velivolo possiede dei motori a turbina ed è quindi possibile disporre di aria prelevata dal compressore dei propulsori. L'aria è spillata a valori di pressione e di temperatura elevati e può, quindi, essere impiegata sia per pressurizzare, sia per riscaldare.

Gli impieghi più comuni dell'aria compressa a bordo sono relativi ai seguenti impianti:

- condizionamento e pressurizzazione;
- antighiaccio (anti-icing);
- sbrinamento (de-icing);
- pressurizzazione serbatoi olio, combustibile ed acqua;
- ventilazione serbatoi combustibile;
- gonfiaggio guarnizioni di tenuta dei portelloni o tettucci apribili;
- avviamento motori;
- funzionamento di attuatori (in alcune condizioni).

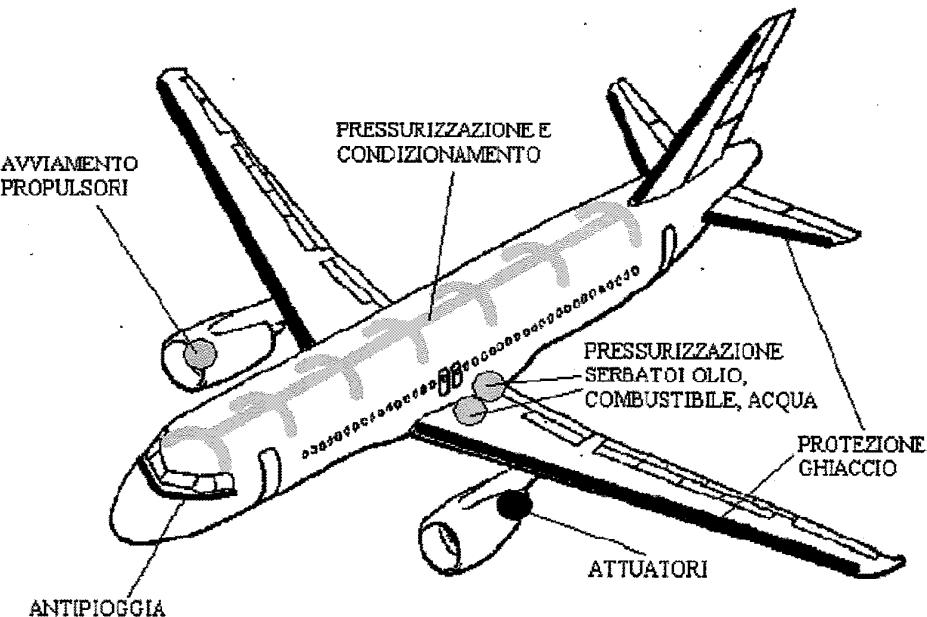
Dell'impianto di condizionamento e pressurizzazione e di quello antighiaccio si parlerà successivamente in una lezione dedicata.

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

3

Utenze

In figura si riportano le principali utenze dell'impianto pneumatico per un velivolo da trasporto passeggeri.

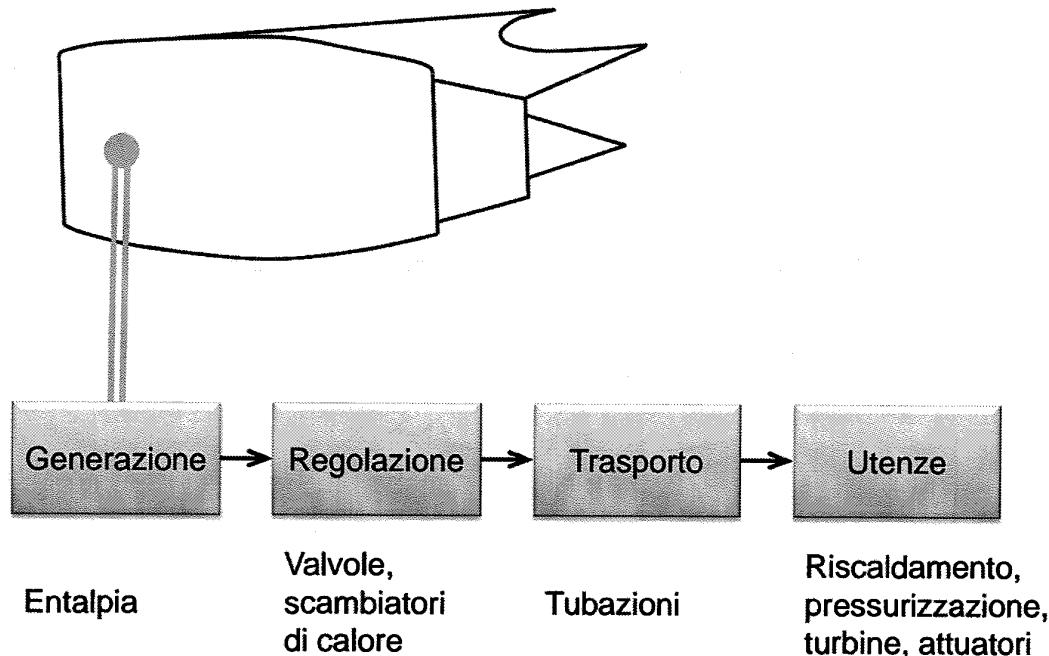


Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

4

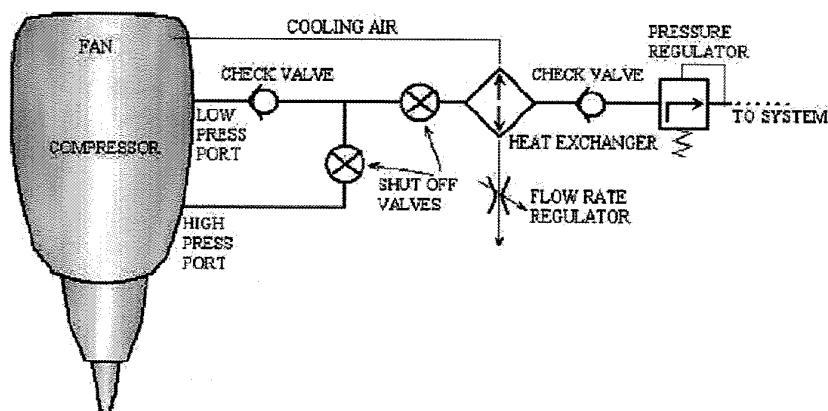
Generazione di potenza pneumatica (3)

Per l'impiego della potenza pneumatica si segue la seguente via di trasformazione:



Spillamento (1)

A bordo di velivoli a turbomotore, si usa quasi nella totalità dei casi spillare aria direttamente dal compressore del propulsore, in genere a due diversi stadi, attorno al quinto e attorno al decimo, disponendo così di uno spillamento a bassa pressione ed uno ad alta pressione. Non è infatti consigliabile prelevare tutta l'aria da un unico punto del compressore, a meno di non ricorrere a forti variazioni della sezione. Inoltre, sempre per non ridurre troppo la potenza del propulsore, lo spillamento a bassa pressione è in genere sempre aperto, mentre quello ad alta pressione viene aperto in caso di necessità, ovvero quando il motore è al minimo e le utenze richiedono molta portata; comunque, la porta ad alta pressione non viene aperta durante le richieste di massima spinta (decollo).

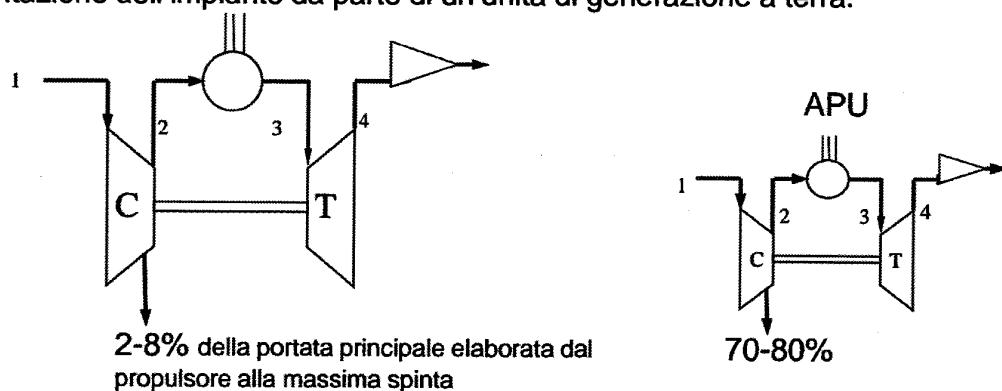


Spillamento (4)

Si osservi che con la tecnica dello spillamento si estrae dal compressore una percentuale piccola di portata, tra il 2 e l'8%, ottenendo però una quantità notevole di energia pneumatica, considerando l'elevata portata che circola nel propulsore.

La percentuale di spillamento è molto superiore nell'APU, dove si arriva al 70-80%, ottenendo, quindi, circa la stessa potenza pneumatica, considerando la minore portata nell'APU rispetto a quella di un propulsore. In tal modo vengono fatte funzionare le varie utenze pneumatiche a terra (in particolare l'impianto di condizionamento) senza grandi differenze rispetto a quanto si potrebbe fare con il propulsore; inoltre si ottiene l'aria compressa necessaria all'avviamento dei propulsori, se questi non dispongono di avviamento elettrico.

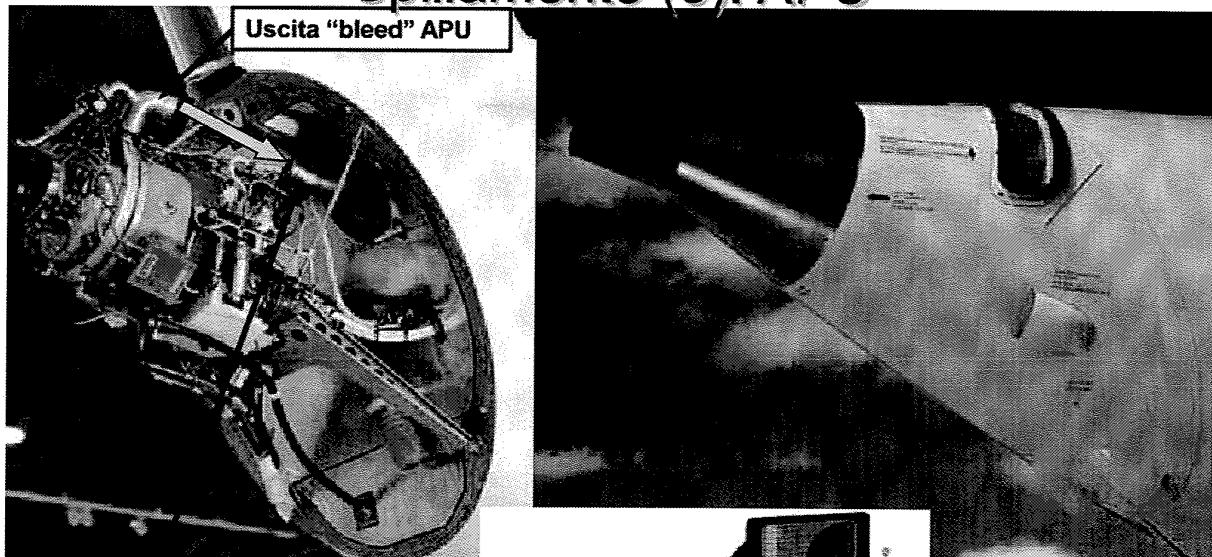
Quando il velivolo è parcheggiato, è prevista spesso una connessione per l'alimentazione dell'impianto da parte di un'unità di generazione a terra.



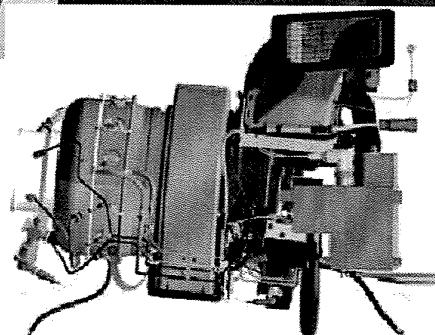
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

11

Spillamento (5): APU



Ingresso impianto pneumatico



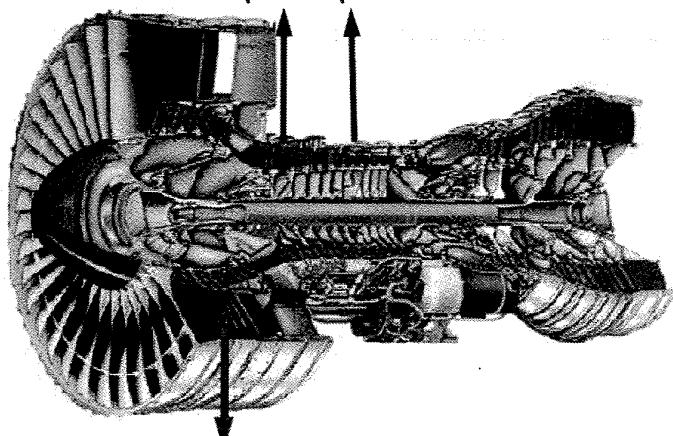
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

12

Regolazione della temperatura

Spesso il flusso del refrigerante è spinto nello scambiatore per azione dinamica dell'aria esterna, quindi è efficace solamente durante il volo; nel caso di propulsori turbofan, ormai molto frequente sui velivoli da trasporto, si sfrutta l'aria generata dalla ventola del propulsore, ottenendo una buona refrigerazione anche quando il velivolo è a terra. Successivamente avviene la regolazione della pressione con una specifica valvola regolatrice (Pressure Reducing Shut-off Valve – PRSV) che porta la pressione a un valore costante, comunemente attorno agli 0.3 MPa.

All'impianto pneumatico



Allo scambiatore di calore

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

15

Regolazione (2)

In analogia all'impianto idraulico, quello pneumatico viene realizzato in circuiti separati; nel caso di velivolo plurimotore ogni motore alimenta un circuito, oppure un motore viene lasciato a disposizione per un qualsiasi circuito che richieda un supplemento di alimentazione di portata.

Tuttavia, sono tuttavia previste delle valvole di alimentazione incrociata (che intervengono nel caso di guasto di un gruppo di generazione), per l'azionamento delle utenze più importanti (antighiaccio) in condizioni di emergenza.

Nel circuito, a parte le ovvie valvole di sovra-pressione, sono presenti delle valvole di non ritorno tra lo spillamento a bassa pressione e quello ad alta pressione, per evitare che, in caso di scarsa richiesta dalle utenze e di erronea apertura della valvola dello spillamento di alta pressione (o di un suo guasto), si instauri un flusso controcorrente che porterebbe a irregolarità di funzionamento del compressore, se non addirittura allo spegnimento in volo del motore.

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

16

Turbine pneumatiche (2)

Si può considerare un ulteriore legame tra le temperature di ingresso e uscita turbina, se l'espansione avviene tra valori noti di pressione (in genere la pressione all'ingresso turbina p_i è quella dell'impianto, mentre all'uscita si ha pressione atmosferica p_{out}):

$$\frac{T_{out}}{T_{in}} = \left(\frac{p_{out}}{p_{in}} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

essendo k il rapporto tra i calori specifici C_p/C_v . Qui, però, le temperature vanno intese come ideali o isentropiche, legate alle precedenti dalla definizione stessa di efficienza di una turbina:

$$\eta_t = \frac{T_{in} - T_{out}}{\bar{T}_{in} - \bar{T}_{out}}$$

Per il dimensionamento della turbina di avviamento si deve considerare il tempo di avviamento, il momento di inerzia equivalente delle parti rotanti e le coppie resistenti, tenendo presente che in questa fase i generatori elettrici non sono sotto carico e le pompe idrauliche non in funzione.

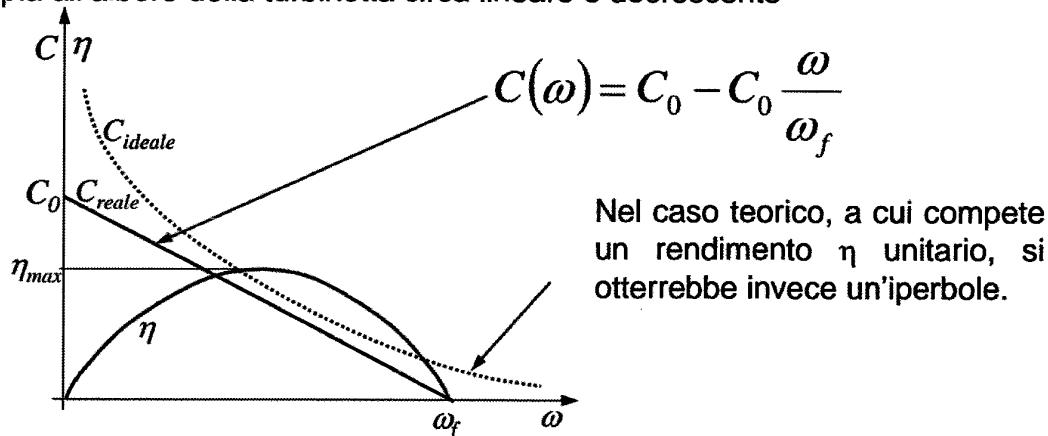
02/06/13

001
00:00

Turbine pneumatiche (3)

$$\dot{m} \cdot c_p \cdot (T_{in} - T_{out}) \cdot \eta = C \cdot \omega$$

All'aumentare della velocità angolare sperimentalmente si riscontra una andamento della coppia all'albero della turbinetta circa lineare e decrescente

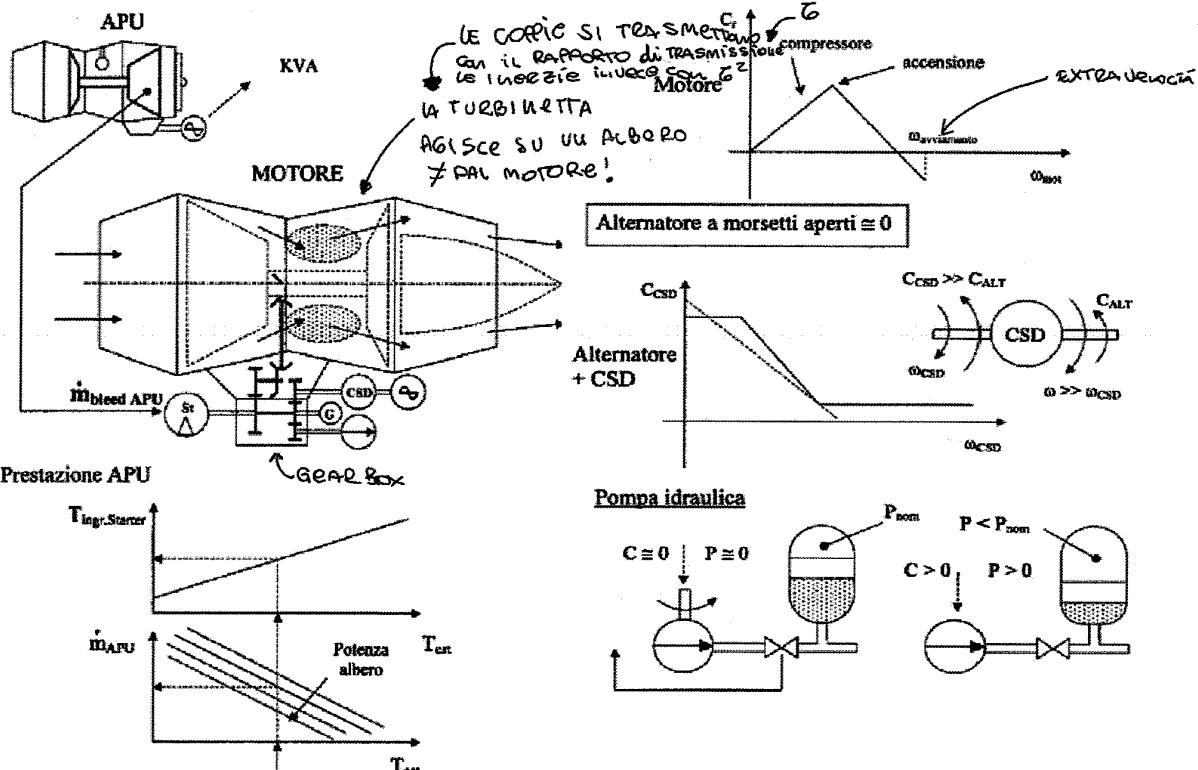


$$\eta = \frac{C_0 \cdot \omega - C_0 \frac{\omega^2}{\omega_f}}{P_{pn}} \rightarrow \frac{d\eta}{d\omega} = \frac{C_0 - 2 \frac{C_0}{\omega_f} \cdot \omega}{P_{pn}} \rightarrow \eta_{max} \rightarrow \frac{d\eta}{d\omega} = 0$$

Avviamento pneumatico dei propulsori (2)

APU - AVVIAMENTO MOTORE [ATA 49]

COPPIE RESISTENTI



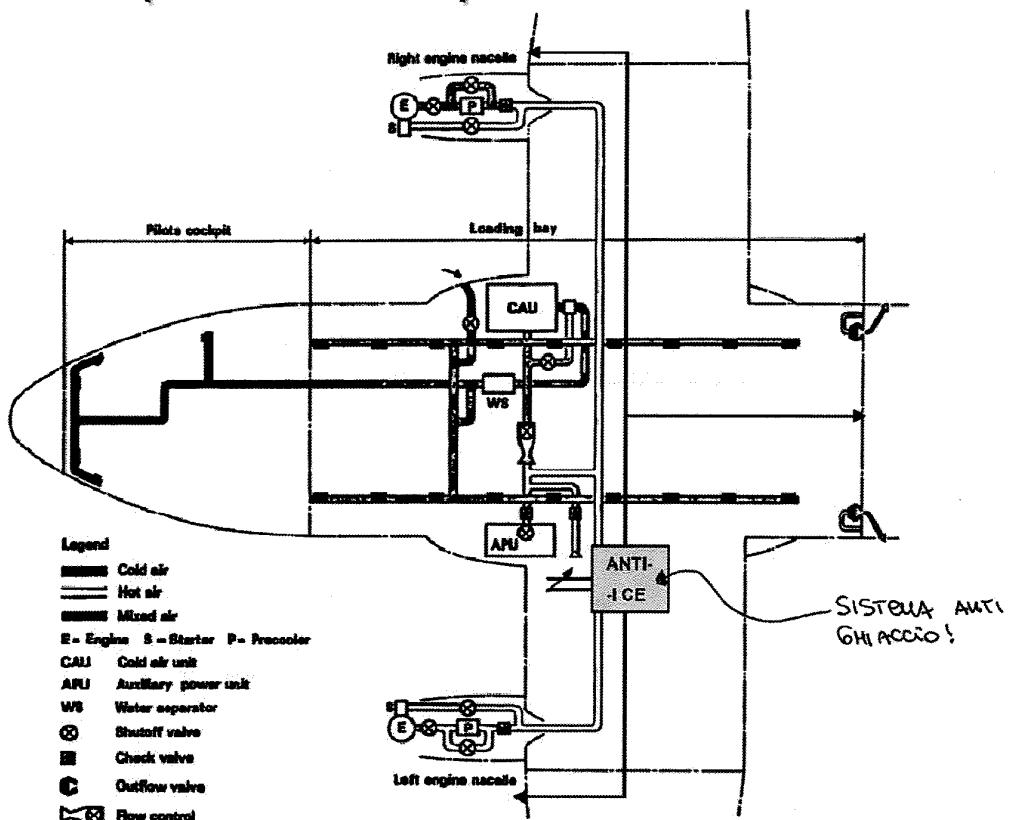
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

23

SUDe 23

LE COPIE SI TRASMETTANO CON IL RAPPORTO DI TRASMISSIONE, LE INVERTE INVECE CON \bar{G}^2 . LA TURBINETTA AGISCE SU UN ALBERO \neq DAL MOTORE!

Esempio: sistema pneumatico C-27



Introduzione

L'impianto di pressurizzazione e condizionamento ha il compito di mantenere delle condizioni ambientali confortevoli a bordo durante tutte le fasi del volo, in termini di pressione, temperatura, umidità e composizione chimica dell'aria.

Al salire in quota la pressione e la temperatura dell'aria decrescono con leggi che, mediamente, possono essere rappresentate attraverso le ipotesi dell'aria tipo internazionale. Il corpo umano può resistere a diminuzioni di pressione e temperatura piuttosto modeste e sicuramente molto inferiori a quelle che si trovano alle usuali quote operative dei velivoli.

La pressione è importante sia per quanto riguarda la respirazione sia per gli effetti meccanici sul corpo; la temperatura provoca sensazione di malessere già per piccoli scostamenti (pochi gradi centigradi, in funzione dell'umidità e della velocità dell'aria) ed effetti letali per grossi scostamenti.

L'impianto di pressurizzazione e condizionamento viene di solito alimentato da quello pneumatico, previo opportuno trattamento dell'aria da immettere in cabina.

Nau Ascoltare!
06/05/2013

Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Manniore

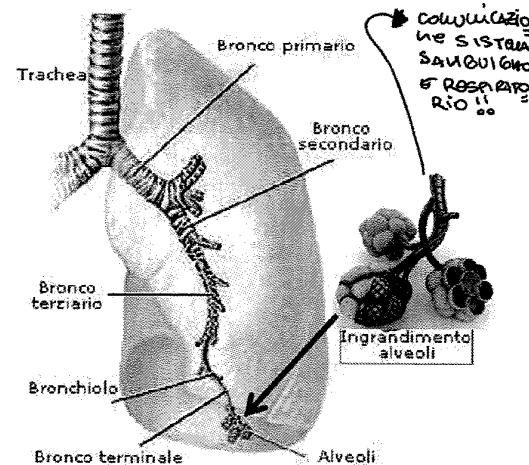
3

Cenni di fisiologia umana: pressione (1)

La respirazione è un processo fisiologico vitale che consente al corpo umano di assumere ossigeno e restituire anidride carbonica; per poter estrarre l'ossigeno dall'aria occorre che questa si trovi nei polmoni ad una pressione opportuna: per osmosi l'ossigeno passa nel sangue attraverso le superfici degli alveoli, fissandosi all'emoglobina. E' da notare che ciò che conta è la pressione parziale dell' O_2 , indipendentemente dalla pressione atmosferica. Se l'apporto di ossigeno ai tessuti scende sotto un certo limite, si verifica un'ipossia, che si manifesta anzitutto con debolezza e scarsa capacità di concentrazione e, in seguito, perdita di coscienza.

Il limite inferiore di pressione parziale dell' O_2 necessaria per le attività fisiche e psichiche è variabile individualmente, ma la pressione di 80 mmHg agli alveoli è sufficiente. Dato che la percentuale di O_2 nell'atmosfera è circa del 20% (ed è praticamente costante al variare della quota), è necessaria la pressione atm. di 400 mmHg, corrispondente a una quota di ~15000 ft (~4500m); oltre i 6000 m il rischio di perdita di coscienza è elevato.

TIME OF USEFUL CONSCIOUSNESS		
Altitude	Moderate Activity	Sitting Quietly
22 000 feet	5 minutes	10 minutes
25 000 feet	2 minutes	3 minutes
28 000 feet	1 minute	1.5 minutes
30 000 feet	45 seconds	1.25 minutes
35 000 feet	30 seconds	45 seconds
40 000 feet	18 seconds	30 seconds



In alternativa, è possibile aumentare la pressione parziale dell' O_2 arricchendo l'aria, respirata da apposite maschere di erogazione, tramite apposito impianto a ossigeno, nonostante la pressione atm. sia insufficiente.

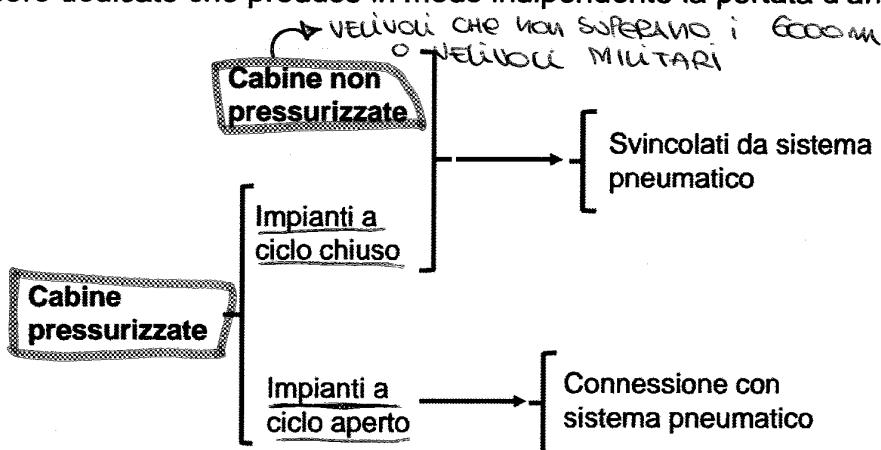
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Manniore

4

Tipologia di cicli di condizionamento

Per il funzionamento di tale impianto non è necessario il coinvolgimento dell'impianto pneumatico: per esempio, i velivoli con cabina non pressurizzata, ricorrono alla cosiddetta soluzione "a ciclo aperto" (aria prelevata dall'atmosfera esterna, tramite opportuna presa, e poi riscaldata o raffreddata), con soluzione approssimabile a quella dei veicoli terrestri.

I velivoli propulsi da motori alternativi a combustione interna (assenza di aria spillabile) o con turboreattori di vecchia generazione impiegano, invece, un compressore dedicato che produce in modo indipendente la portata d'aria richiesta.



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

7

LA FUSOLIERA È UNA STRUTTURA
MOLTO COMPLESSA. CI SONO
MOLTI FORI → RIVETATURE CHE
DEVO S'ELIMINARE IN MODI PARTICOLARI
X EVITARE FUGHE DI ARIA.

Pressurizzazione (1)

DEVO GARANTIRE CHE
LA PRESSURIZZAZIONE
IN CABINA
DEVE GARANTIRE CHE
LE FUGHE SIANO
MOLTO TOTALMENTE ELIMINATE!

Come accennato, la strada comunemente seguita per mantenere un'adeguata concentrazione di ossigeno in cabina è la pressurizzazione nei confronti dell'esterno. La pressurizzazione viene ottenuta inserendo nella fusoliera aria spillata dal compressore del motore, se questo è un turboreattore, oppure con apposito compressore. Tale aria viene elaborata, prima dell'immissione in cabina, di modo da assicurare anche valori di temperatura e umidità adeguati; un continuo ricambio d'aria assicura, infine, una composizione chimica adeguata.

E' chiaro che in queste condizioni esiste una differenza di pressione fra l'interno e l'esterno della fusoliera; ciò costituisce una condizione di carico. Il carico dovuto alla pressurizzazione ha rilevanza strutturale sia dal punto di vista statico sia per i fenomeni di fatica, nonostante il numero di cicli relativamente modesto, dati gli alti livelli di sollecitazione indotta e la presenza nella struttura della fusoliera di aperture per porte e finestri (concentrazione di sforzi). Le moderne fusolieri in carbonio consentono un innalzamento dei livelli di pressurizzazione.

La regolazione della pressurizzazione avviene agendo sulla portata di aria che viene scaricata nell'atmosfera esterna; in questo modo si assicura anche un continuo ricambio dell'aria.

LA PRESSURIZZAZIONE PREGIUDICA LA RESISTENZA A FATICA DEL MATERIALE → CON IL RISPECTO
DELLA FISIOLOGIA UMANA CONVIENE PRESSURIZZARE AL "MINIMO" NECESSARIO!

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

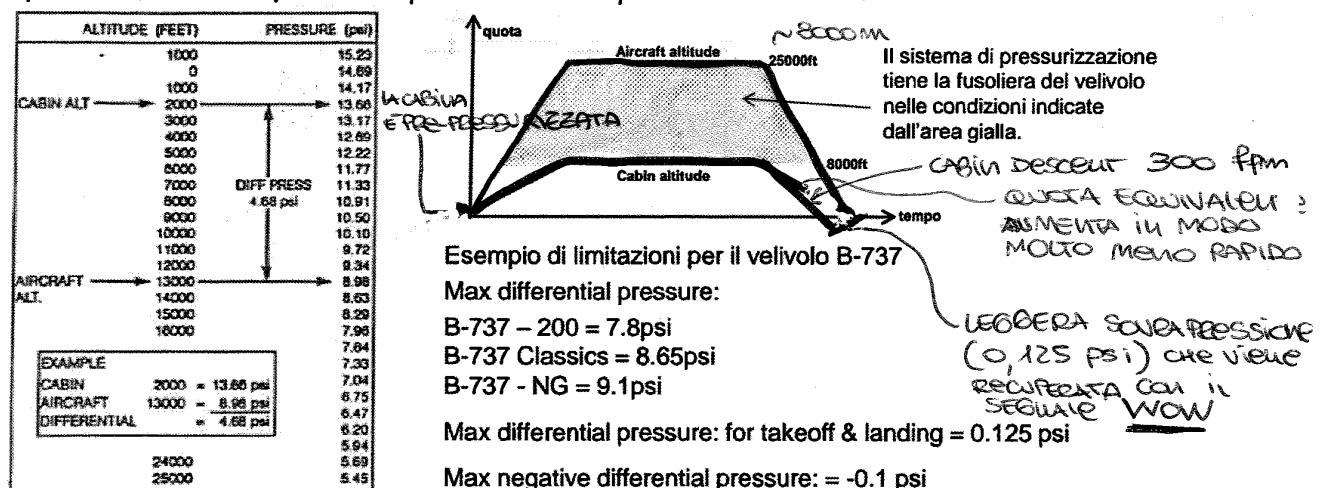
8

LE STRUTTURE IN CARBONIO Sono MENO SOGETTE A INDEbolIMENTO A FATICA
→ POSSO PRESSURIZZARE A PRESSIONE + ALTA. → B = 787 HO MIGLIORI OLTRE COMPATIBILI

Pressurizzazione (4)

Qualsiasi regolazione della pressurizzazione che mantiene i valori in cabina all'interno della zona evidenziata nella figura precedente è accettabile sia per gli occupanti che per la struttura. Il sistema di regolazione più semplice salendo in quota sarebbe quello di mantenere la pressione in cabina uguale alla pressione esterna fino al raggiungimento della pressione minima ammissibile e poi di mantenere costante questo valore. Per migliorare il confort dei passeggeri minimizzando il gradiente di pressione si programma normalmente una salita alla quota massima apparente in cabina nello stesso tempo previsto dal piano di volo per il raggiungimento della quota di crociera ed una analoga programmazione per la discesa.

Per una missione di volo standard costituita da salita, crociera e discesa, la figura in basso riporta l'andamento tipico della quota effettiva e quota mantenuta in cabina.



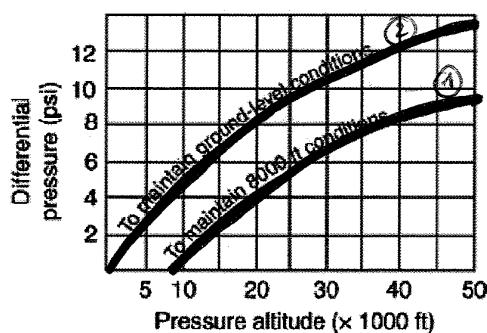
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

11

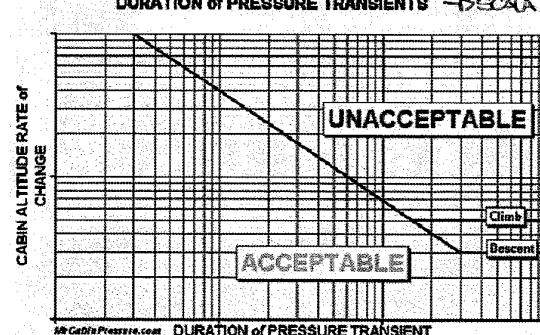
Pressurizzazione (5)

Come già detto, sui velivoli sono installate due valvole di sicurezza differenziali (sulla pressione) che devono intervenire:

1. quando la differenza fra la pressione in cabina e la pressione esterna è superiore a un valore legato al dimensionamento della fusoliera;
2. quando il valore di pressione esterna è superiore a quella interna, condizione che crea instabilità nella struttura (il «cabin rate of climb» in discesa è inferiore!).



QUANDO SALUO in quota la Δp deve VARIARE in funzione del $A_{\text{P}} \text{ max}$ definito da Δp le cui valori sono sotto le pressioni ISA più FOGO MEDIO. Riepilogando, il campo di valori di pressione ammissibile in cabina in condizioni stazionarie deve essere tale da comportare pressioni differenziali contenute tra le due curve in rosso, in figura. UN ALTRO REQUISITO DA RISPETTARE è LA DURATA DEL TRANSITORIO.



Inoltre, in condizioni non stazionarie ci sono limitazioni nel gradiente di pressione in funzione della durata del transitorio, come indicato dal diagramma a sfondo giallo.

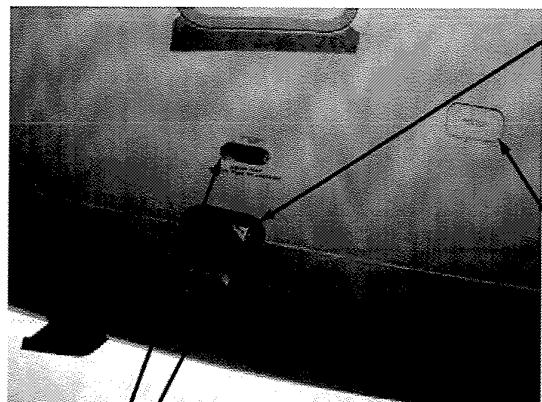
Sistemi di Bordo Aeroespaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

12

+ i TRANSITORIO SI ACCORCI + i passeggeri DOVRAO ESSERE SOTTOPOSTI ad

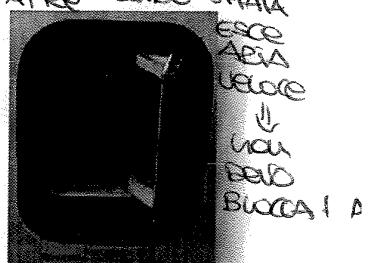
Ciclo aperto: cabine pressurizzate (2)

Valvole di regolazione della pressione e di sicurezza



Main Outflow Valve

Controlled by the pressurisation system. Regulates the cabin pressure by adjusting the outflow of cabin air.

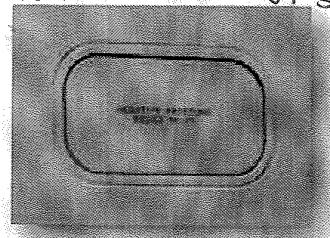


VALVOLA A CASSERUOLA / Positive Pressure Relief Valve

Negative Pressure Relief Valve SI APRE QUANDO LA PRESSIONE È PREVENTS vacuum damage to aircraft during a rapid descent (buckling). It is a spring loaded flapper valve that opens inwards at -1.0psid. You can check this on a walkaround by pressing it in like a letterbox.



VALVOLA QUANDO LA PRESSIONE È BASSA SI APRE



Pressure (Safety) Relief Valves

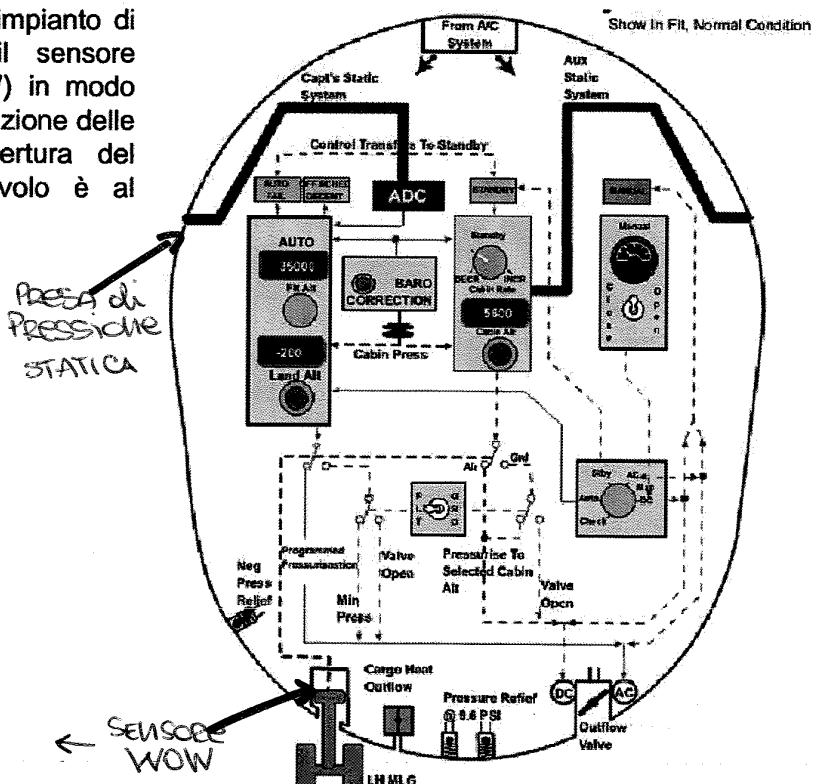
These two valves, located above and below the main outflow valve, protect the aircraft structure against overpressure if the pressurisation control system fails. They are set at 8.7psi.

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

15

Ciclo aperto: cabine pressurizzate (3)

Si nota l'interfaccia dell'impianto di pressurizzazione con il sensore weight on wheel (WOW) in modo da permettere l'equalizzazione delle pressioni prima dell'apertura del portello quando il velivolo è al suolo.



MISURA LA FORZA DI SOLLEVAMENTO DEL GIRELLO ARREDE DELLE VALVOLE CHE APRENO $P_e = P_i$ PRIMA DI APRIRE IL PORTELLO!!

SENZORE WOW

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

16