



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 564

DATA: 20/06/2013

A P P U N T I

STUDENTE: Cappelletti

MATERIA: Sistemi di Bordo Aerospaziali

Prof. Maggiore

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

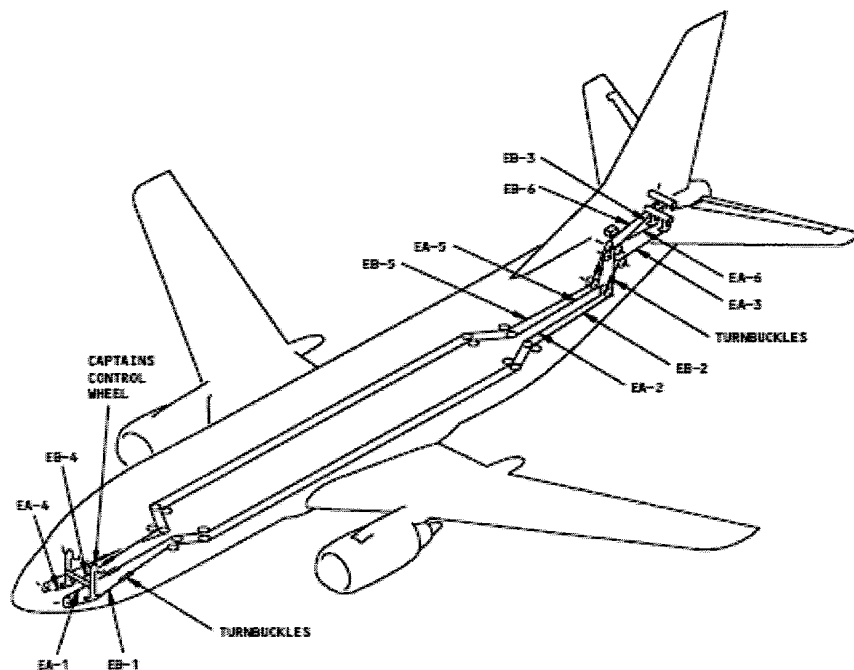
Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica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

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

Politecnico di Torino

Appunti ed esercizi svolti di

SISTEMI DI BORDO AEROSPAZIALI



Corso tenuto dal Prof. Maggiore
3° anno Ing. Aerospaziale
A.A. 2012-2013

Appunti di Cappo Matteo

ARGOMENTI TRATTATI

- Introduzione
 - ATA 27 – Comandi di volo
 - ATA 22 – Autopilota e FMS
 - ATA 32 – Carrello
 - ATA 29 – Sistema Idraulico
 - ATA 24 – Impianto Elettrico
 - ATA 28 – Impianto Combustibile
 - ATA 36 – Impianto Pneumatico
 - ATA 21 – Condizionamento e Pressurizzazione
 - ATA 30 – Sistema Antighiaccio
 - ATA 26 – Impianto Antincendio
 - ATA 35 – Ossigeno
 - Protezione dai fulmini
 - Supporto del velivolo a terra
-
- Riassunto dati numerici degli impianti

ESERCIZI

- Perdite di carico in circuito idraulico
- Pressurizzazione serbatoio olio impianto idraulico
- Accumulatore a gas
- Dimensionamento condotti mandata carburante

SPAZIO

- Ambiente di lancio e ambiente spaziale
- Sistema Elettrico
- Controllo Termico

SISTEMI DI BORDO AEROSPAZIALI

4/03/2013

Prof. Paolo Maggiore

Libri: libri vari by S. Chiexa, CLUT

I. Moir, A. Seabridge, "Aircraft Systems", 2001

DEF. SISTEMA di BORDO: ENTITÀ OTTENUTA DA UNIONE DI UN CERTO NUMERO DI COMPONENTI CONNESSI TRA LORO DA COLLEGAMENTI

↓ TUBI ↓ CAVI ↓ BUS PER TRASPORTO DI INFORMAZIONI

→ TRASMISSIONI CON ONDE RADIO

I COLLEGAMENTI METTONO IL SISTEMA IN GRADO DI SODDISFARE SPECIFICHE FUNZIONI DI LIVELLO SUPERIORE A QUELLE SVOLTE DAI SINGOLI COMPONENTI.

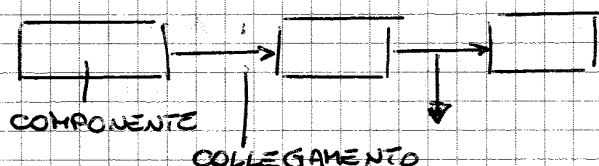
Es: "Senza di me voi non siete niente, senza di voi io non sono niente"

- VALVOLA DELL'IMPIANTO IDRAULICO: regolazione press. olio
 - IMPIANTO IDRAULICO: ALIMENTAZIONE DEI COMANDI DI VOLO TRAMITE OLIO IDRAULICO
- La valvola da sola è inutile; l'impianto senza valvole è inutile.

GERARCHIA

1. SISTEMA : es. VELIVOLO → CONTROLLO ASSETTO
2. SOTTO-SISTEMA: es. IMPIANTO IDRAULICO → AZIONAMENTO COMAN
3. COMPONENTE : es. ATTUATORE → MOVIMENTO SUPERFICIE MOBILE

Ci sono circa 15/20 sottosistemi in un aereo, che devono interfacciarsi con lo STESSO SISTEMA PRIMARIO.



COLLEGAMENTO
↓
TRASPORTO DI ENERGIA,
FLUIDO, DATI, ...

⚠ INTERCONNESSIONE TRA SOTTOSISTEMI ⚠ 13

Es: Il carburante viene usato x raffreddare altri sistemi, tipo pompe idrauliche

→ SCAMBIATORE DI CALORE ←

Perché non usare l'aria? L'aria ha una capacità termica inferiore → comporterebbe fare uno scambiatore

di colore enorme!!!

Un 747 ha decine di KW di calore da smaltire dal sistema idraulico

ELEVATE POTENZE → SCAMBIATORE LIQUIDO-LIQUIDO

M.E.A. - More Electric Aircraft

• L'impianto di alternatori del Boeing 787 eroga fino a 1 MW di potenza elettrica

• Non c'è BLEED, spillamento di aria compressa dal motore (NON CALA IL %))

Per la pressurizzazione si usano compressori azionati da motori elettrici

LA TENDENZA È SOSTITUIRE LE LINEE IDRAULICHE E PNEUMATICHE DA LINEE ELETTRICHE, che azionano poi in loco compressori elettrici per azionamenti idraulici e pneumatici.

... la potenza meccanica spillata cmq non è la stessa ?

SUDDIVISIONE DEL VELIVOLO

1. STRUTTURE

2. INSTALLAZIONI → I. COMANDI DI VOLO : Flight Controls
II. CARRELLO : Landing Gear
III. SISTEMI DI BORDO : General Systems
IV. AVIONICA : Avionics
V. PROPULSORI : Power Plant

GENERAL SYSTEMS :

- IDRAULICO
- PNEUMATICO
- ELETTRICO
- COMANDI DI VOLO
- COMBUSTIBILE
- CARRELLO DI ATTERRAGGIO

SAFETY, "Libertà di non essere sottoposti a rischi non accettabili"

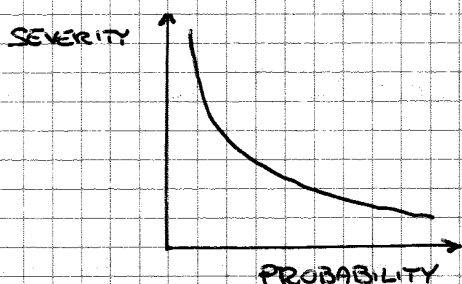
RELIABILITY: → AFFIDABILITÀ

"Probabilità di un sistema di non avere guasti, in un certo periodo di osservazione e in determinate condizioni operative"

RISCHIO

Risk = SEVERITY X PROBABILITY

livello di rischio = probabilità che avvenga l'evento x gravità evento



- LO STESSO LIVELLO DI RISCHIO LO OTTENGONO CON UN EVENTO GRAVISSIMO MA A BASSISSIMA PROBABILITÀ O CON LIEVE ENTITÀ MA ALTA PROBABILITÀ

MATRICE DI RISCHIO [vedi E.V.A. 1° anno]

	F	E	D	C	B	A
I						
II						
III						
IV						

Slide 22

Δ PER OGNI EVENTO (GUASTO) C'È UNA MATRICE DI RISCHIO

Slide 23: MATRICE DI RISCHIO F/A-18

Probability: FREQUENT, > 1 per 1000 hours

(A)

IMPROBABLE, < 1 per 1000 000 hours

(F)

For scendere rischio :
 • RIDONDANZA
 • COMPONENTI DI QUALITÀ + ALI
 per riportarlo a livelli accettabili

ALTO RISCHIO : → RIPROGETTARE

MEDIO RISCHIO : RIPROGETTARE QUELLA PARTE È COSÌ COSTOSO E "DANNOSO" X TUTTA L'INTERFACCIA CHE SI ACCETTA QUEL RISCHIO

[Qualcuno si assume la responsabilità]

BASSO RISCHIO : OK.

APPROCCIO AI SISTEMI E MULTIDISCIPLINARE

- elettronica → fluidodinamica → meccanica
- termodinamica

• AZIENDE COMPONENTISTICHE: specializzate in una certa parte dell'impianto

• AZIENDE SISTEMISTICHE (aeronautiche):
SISTEMA COME INTEGRAZIONE DI COMPONENTI
CONSIDERATI COME "SCATOLE NERE", DEFINITI SOLO A
LIVELLO DI INTERFACCIA

Il costruttore aeronautico richiede delle specifiche
x il componente: IL COMPONENTISTA DECIDE COME FARLO AFFINCHÉ
RISPETTI LE SPECIFICHE

Esempio: SPECIFICA REQUISITI x POMPA IDRAULICA

Progettazione sistemistica

- SCHEMA A BLOCCHI
- CREARE UN MODELLO MATEMATICO
- SIMULAZIONE NUMERICA
- PART NUMBER PER OGNI COMPONENTE
 - Serial Number: REPLICA DEL COMPONENTE CON
SERIAL NUMBER xxxxx

Port Number → IDENTIFICA IL COMPONENTE DEL
SOTTOSISTEMA

Serial Number → IDENTIFICA OGNI SINGOLO
ESEMPLARE REALIZZATO DEL
COMPONENTE con un certo port number

DAL PROGETTO:
VALVOLA MESSA
NEL POSTO TOT
Port Number
12-345-67

PEZZI REALIZZATI DI QUEL PART NUMBER

- 1572594: VALVOLA DI Port Number 12-345-67
MONTATA SU AEREO D-AIBF
- 1974310: VALVOLA DI P.N. 12-345-67
MONTATA SU EI-ARF
-

ATA (i)2200 Codes

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

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

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

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

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

COMANDI DI VOLO

Flight Controls, ATA 27

- MODIFICA LOCALE DELLE FORZE AERODINAMICHE TRAMITE VARIAZIONE DELLA FORMA DEL VEIVOLO

→ Variazione forza, "rottura equilibrio"

↓
MOMENTI AERODINAMICI
PER VARIARE L'ASSETTO

COMANDI PRIMARI → GENERARE MOMENTI → VARIAZIONE ASSETTO

↳ REVERSIBILI
↳ POTENZIATI

COMANDI SECONDARI → GENERARE DELLE FORZE tramite variazione del flusso sulle superfici (FLAPS, SLATS, SPOILER)

→ VARIAZIONE COEFF. AERODINAMICI
ADATTARSI ALLE VARIE FASI DI VC

Stato attuale dei comandi

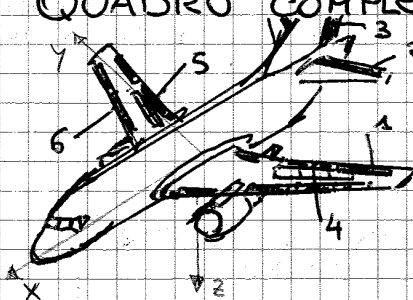
1. PURAMENTE MECCANICI
 2. SERVOCOMANDI POTENZIATI X VIA IDRAULICA (o elettrica) E DI TIPO FLY-BY-WIRE → AEREO-MEDIO-GRANDI
 3. SERVOCOMANDI POTENZIATI X VIA IDRAULICA, Fly-by-wire e fly-by-light
 4. SISTEMI DI CONTROLLO ATTIVI: SOVRAPPOSIZIONE DI ALETONI e STABILIZZATORI, ... MIX DI COMANDI
(vedi Tornado)
- SISTEMI SECONDARI USATI COME PRIMARI: IL FLAP PUÒ FUNGERE DA ALETONE (Floperon)

ORC-1CF

► Nuovi sistemi di NAVIGAZIONE:

- CONTINUOUS DESCENT: DISCESA CONTINUA e NON A STEP COME AVVIENE OGGI
 - RISPARMIO ENERGETICO, VARIAZIONE REGIME MOTORI MENO BRUSCO
 - FLAP USATI IN MANIERA CONTINUA e NON DISCRETA
(SI RIDUCE GRADUALMENTE LA VELOCITÀ, BISOGNA CUI MANTENERE LA PORTANZA)

QUADRO COMPLESSIVO COMANDI



	NOME	FUNZIONE	
AZIONAMENTO DISCRETO/QUANTITATIVO	1 ALETONI	MOMENTO ATTORNO ASSE X ROLLO	AZIONAM. ASIMMETRICO
	2 EQUILIBRATORE	MOMENTO ATTORNO ASSE Y ZECCHEGGIO	AZION. SIMMETRICO (in)
	3 TIMONE	MOM. ATTORNO ASSE Z IMBARDATA	"
AZIONAMENTO CONTINUO	4 SPOILER	AUMENTO DI DRAG RIDUZIONE DI LIFT	POSSIBILITÀ DI C ASIMM. IN COPPA R
	5 FLAPS	AUMENTO DI LIFT	AUMENTO DI CL IN FASI
	6 SLATS	AUMENTO DI LIFT	VOLO A BASSA V ₀

✓ PRIMARI
/ SECONDARI

MOMENTO di CERNIERA : ALETONI e EQUILIBRATORI

→ Coeff. di momento di cerniera

- BISOGNA VINCERE IL MOMENTO DI CERNIERA SE NO IL FLUSSO D'ARIA FA RI-ALLINEARE LA SUPERFICIE

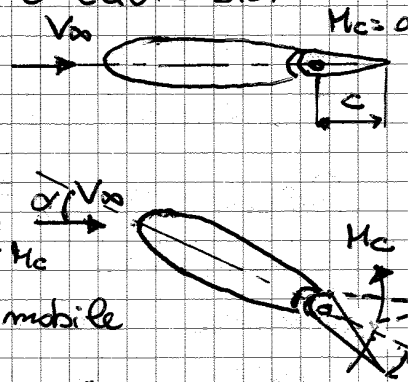
MOBILE ALLA DIREZIONE DEL VENTO!
 → A CAUSA DELLA DIFF. DI PRESSIONE DORSO-VENTRE NASCE M_c

$$M_c = C_{mc} \frac{1}{2} \rho V^2 S c \quad C = \text{braccio libro sup. mobile}$$

$$C_{mc} = K_0 + K_a \cdot \alpha + K_b \cdot \delta$$

INCIDENZA ANGOLO DI DEFLESSIONE

▲ M_c VA CONTRASTATO X TENERE LA SUP. NELLA POSIZIONE VOLUTA (CIOE' RUOTATO DI UN ANGOLO δ)

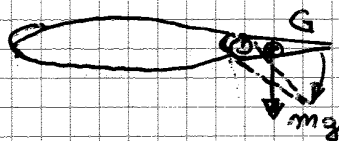


SUPERFICIE LIBERA → ALLINEAMENTO AL FLUSSO

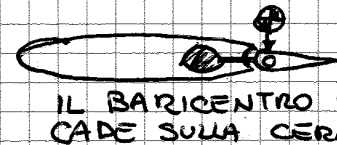
→ BILANCIARE MOMENTO DI CERNIERA : SFORZO DA PARTE DEL PILOTA (o della macchina)

▲ BILANCIAMENTO STATICO → BILANCIARE EFFETTO DEL PESO

- PESO DELLA SUPERFICIE MOBILE : tendole o tirare giù la superficie anche con velivolo fermo!



BILANCIAMENTO CON PESI



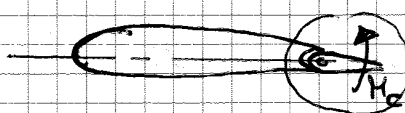
IL BARICENTRO NEL SISTE CADE SULLA CERNIERA

- MANOVRE CON CARICO DI CONTINGENZA M : SI FA SENTIRE ANCHE SULLA SUPERFICIE MOBILE!

- SISTEMA SUP. MOBILE + MASSA DI BILANCIAMENTO

→ INSENSIBILE AL CARICO DI CONTINGENZA!

▲ IL PROBLEMA DEL MOMENTO DI CERNIERA INSORGE ANCHE SU PROFILI ASIMMETRICI A INCIDENZA NULLA, SE LA SUP. MOBILE NON E' BLOCCATA (es. comandi manuali, se il pilota lascia il comando NEI COMANDI POTENZIATI SARA' IL MECCANISMO IN SE' CHE CONTRASTA M_c) LE AZIONI AERO DINAMICHE FANNO NASCERE M_c .



pressione dorso < p ventre, anche vicino al bordo d'uscita!

SISTEMI DI BORDO

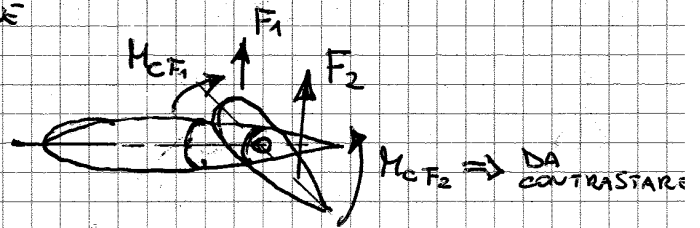
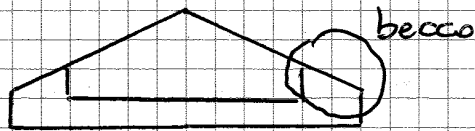
7/03/2013

- Requisiti ergonomici x i comandi in cabina: sforzi che i piloti devono fare sulle stick (o cloche)

MIL-HDBK 1797B

Ricreare la sensazione standardizzata di forza in

I) BECCHI DI COMPENSAZIONE

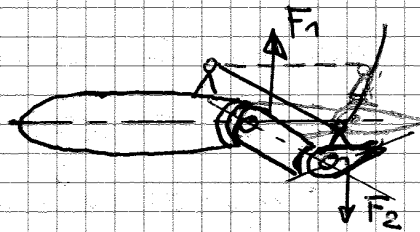


La superficie mobile, così conformata, genera PORTANZA: forza F_1 (piccola rispetto a F_2) con il suo braccio BILANCIA il M_c creato da F_2 (che tenderebbe a riportare la sup. mobile in posizione nulla) → fuori dal comando del pilota.
 $F_1 \rightarrow$ MOMENTO DI CERNIERA ANTAGONISTA

▲ I BECCHI DI COMPENSAZIONE SERVONO QUANDO IL COMANDO È REVERSIBILE!

SVANTAGGIO: FORMAZIONE DI GHIACCIO SUL LEADING EDGE → BLOCCO DELLA SUPERFICIE! [il becco non ha sistema antighiaccio]

II) ALETTA COMPENSATRICE



Aletta è collegata all'impennaggio (FISSO) con un PARALLELOGRAMMA ARTICOLATO [esterno negli anni '40, interno dagli anni '50-'60]

PARALL → DEFLESSIONE DELL'ALETTA IN VERSO OPPOSTO ALLA ROTAZIONE DELLA SUPERFICIE MOBILE

$|F_2| < |F_1|$, ma braccio di F_2 rispetto braccio di F_1 (RISPETTO CERNIERA) È MAGGIORE

→ VANTAGGIO: meno resistenza aerodinamica rispetto ai becchi di compensazione! Perturba in misura minore il flusso attorno all'impennaggio orizzontale

Velivolo lento → BECCHI DI COMPENSAZIONE [ATR42]

Velivolo veloce → ALETTA COMPENSATRICE [B737...]

Quindi:

COMPENSAZIONE AERODINAMICA = ALLEVIA LO SFORZO DEL PILOTA NEL TENERE LA SUP. MOBILE NELLA POSIZIONE VOLUTA

MEMO: AL HA di KATAZIONE TECNICA > ACCIAIO
 TENDITORE → TENSIONE INIZIALE

REGOLATORE → MANTENERE LA TENSIONE COSTANTE

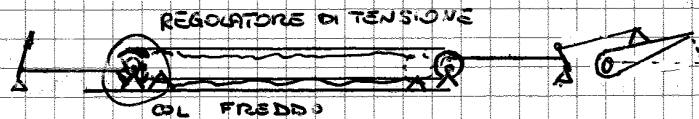
Vite poco piccolo: trasmissione irreversibile
 INCLINAZ. BASSA

VITE con ELICA ALTA INCLINAZIONE: trasmissione REVERSIBILE

Se si schiacciamo gli estremi oltre un certo valore la vite gira.

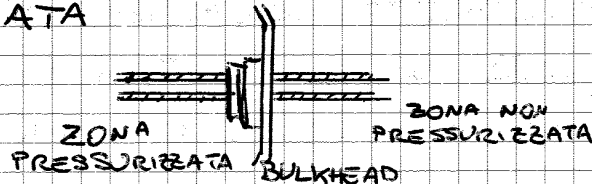
MA NEL DISPOSITIVO C'È UNA MOLLA DI TORSIONE CHE RIPORTA LA SITUAZIONE A QUELLA INIZIALE

IL FUNZIONAMENTO DI QUESTO REGOLATORE È UN PO' OSCURO!
 + CHIARO È QUELLO DEL DOWTEX 328 (vedi estratto da manuale) Parte originale
 • INPUT PULLEY
 • COMPENSATOR MECHANISM WITH COMPRESSION SPRINGS
 • OUTPUT PULLEY



Controllo della tensione → TENSIOMETRO

- GUARNIZIONE PASSAFUNE PER PARATA PRESSURIZZATA



SI HA COMUNQUE UNA PICCOLA PERDITA DI PRESSIONE ATTRAVERSO QUESTE GUARNIZIONI

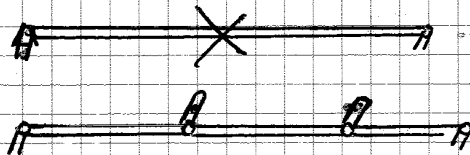
SISTEMI di BORDO

11/03/2013

COMANDI CON ASTE RIGIDE

- RIGIDEZZA
- PRESENZA DI SNODI SFERICI per permettere il movimento delle aste su pioni sghembi

→ SNODI e CERNIERE: DIMINUIRE LUNGHEZZA LIBERA DI INFLESSIONE



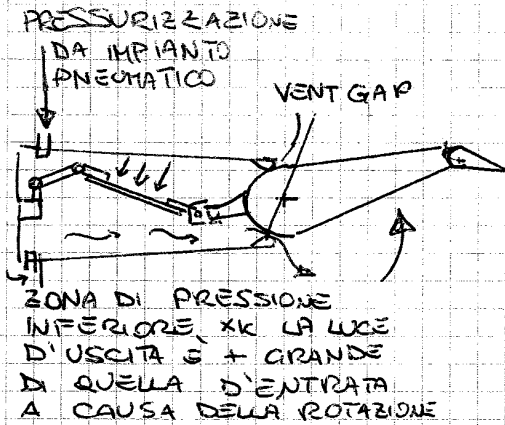
CARICO CRITICO + ALTO!

$$P = \frac{\pi^2 EI}{L^2}$$

Se siamo ad alta velocità e tiriamo il comando troppo velocemente, la tab si oppone, mette la molla in trazione che mi richiama indietro un po' il comando

▶ TRIM TAB

BALANCE PANEL → COMPENSAZIONE MOMENTO CERNIERA



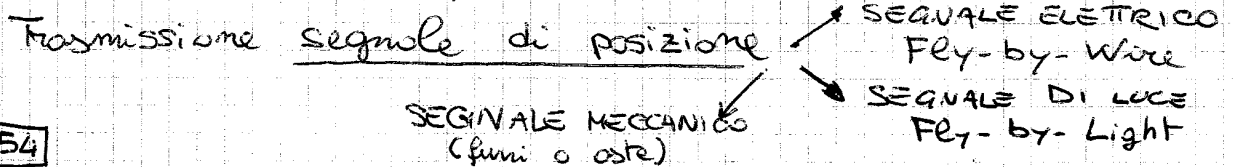
SI CREA UNA SCATOLA ERMETICA A MONTE DELL'ALETTONE DIVISA IN 2 CAMERE PRESSURIZZATE, SEPARATE DALL'ESTERNO DA 2 FESSURE (VENT GAP). LA ROTAZIONE DELLA SUP. REGOLA L'APERTURA DELLE FESSURE differenziali. Pressurizzazione creata con restringimento asimmetrico al deflusso di aria dinamica esterna (RAM AIR) causato dalla rotazione della sup. mobile

MICRO ECCENTRICITÀ DEL BORDO D'ATTACCO CHE FA VARIARE IL "VENT GAP" → REGOLA LA PRESSIONE DIFFERENZIALE DELLE DUE CAMERE (vent gap + ampio pressione + bassa) AUTO - BILANCIAMENTO

NOTA Ci vuole precisione MICROMETRICA nel realizzare il bordo d'attacco dell'alettone. In corrispondenza di quelle zone c'è la scritta "NO STEP", per non rischiare di deformare la zona di micro-contatto alettone - skin dell'ala.

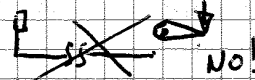
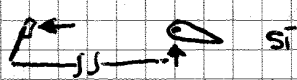
COMANDI POTENZIATI - SERVOCOMANDI

IL PILOTA TRASMETTE UN SEGNALE DI POSIZIONE, IL TRASDUTTORE LO RICEVE INVIANDOLO A UN MOTORE, CHE TRASMETTE LA POTENZA.



154
• MOMENTO DI CERNIERA : NON PIÙ SENTITO DAL PILOTA È CONTRASTATO DAL MECCANISMO SENZA CHE IL PILOTA SENTA SFORZO → serve però una sensibilità!!!

L'AZIONAMENTO DEVE INSEGUIRE QUEL VALORE, FACENDO RAGGIUNGERE ALLA SUP. MOBILE QUELLA POSIZIONE E MANTENERLA FINO AL NUOVO CAMBIAMENTO DECISO DAL PILOTA → COMANDO NON REVERSIBILE!



UN CARICO ESTERNO NON MUOVE LA SUP. MOBILE!

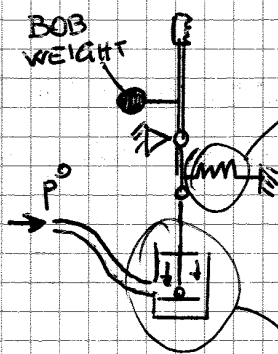
Requisiti per SERVO COMANDI

- TRASMISSIONE DEL SEGNALE ALLA SERVOVALVOLA (e quindi all'attuatore idraulico).
- DEFLESSIONE DELLA SUPERFICIE È PROPORZIONALE ALLA DOMANDA: LA SERVOVALVOLA INSEQUE LA POSIZIONE NEUTRA

▲ ATTUAZIONE CONTINUA, non in modo ON-OFF.

ARTIFICIAL FEEL

Ricreare la sensazione che il pilota sentirebbe con i comandi reversibili.



→ MOLLA: dà la sensazione dello sforzo per deflettere la sup. mobile di un angolo δ → SENSAZIONE DEL MOMENTO DI CERNIERA

dipende anche dalla velocità

$$M_0 = C_m \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \cdot c$$

→ PRESA DI PRESSIONE "DINAMICA" (Fotole)

Più vai veloce più senti duro il comando

SENSIBILITÀ AL FATTORE DI CARICO A CONTINGENZA m

→ BOB WEIGHT: facendo una manovra o cabrare

si aumenta m ($m = \frac{L}{W}$).

il bob weight pesa così $m(g+m)$

⇒ MI TIRA LA BARRA IN AVANTI, IRRIGIDENDO IL COMANDO X EFFETTO DI m .

VANTAGGI dei SERVOCOMANDI

I) PIÙ RIGIDEZZA DEI COMANDI e comandi bloccati.

- COMANDO REVERSIBILE: per quanto tengo ferma la barra se uno va a mano a muovere l'equilibratore, si muove tutta la linea!

TRASDUTTORI DI POSIZIONE 67

- CLOCHE: coprire cosa vuole fare il pilota
- SERVOVALVOLA:
- ATTUATORE: riporta la posizione della superficie mobile

LINEA DIGITALE X5
QUINTUPLICATA

COMPUTER X5

LINEA IDRAULICA X3

... la slide 70 dice 4x, magari qualcuno tipo Airbus mette il 5x

Attuatori in tandem: MINOR INGOMBRO VERTICALE,
STANNO MEGLIO DENTRO L'ALA



VANTAGGI DEI COMANDI FLY-BY-WIRE

- a) MINOR PESO e ONERI DI MANUTENZIONE RIDOTTI (no aste, funi, pulegge, ...)
- b) PROTEZIONE SVILUPPO DI VOLO: IMPEDISCE MANOVRE AVVENTATE
- c) AUMENTO MANOVRABILITÀ e STABILITÀ PER LA MAGGIOR VELOCITÀ DI INTERVENTO DEI COMANDI
- d) RIDUZIONE CARICHI DI FATICA SULLA STRUTTURA PRIMARIA CAUSATA DA TURBOLENZE
- e) STABILITÀ ARTIFICIALE DI VELIVOLI INSTABILI e/o di complessa manovrabilità
- f) MIGLIOR AUTOCONTROLLO DURANTE RILASCIO DI SERBATOI e ARMAMENTI
- g) INTERFACCIA + FACILE CON AUTOPILOTA
- h) ↓ COSTI ADDESTRAMENTO PILOTI XK SI UNIFORMANO LE CARATTERISTICHE DI MANOVRABILITÀ DEI VELIVOLI (vedi AIRBUS A318/319/320/321/330/340/380, I COCKPIT CIRA E RICIRA SONO TUTTI UGUALI, I SISTEMI ANCHE, LA SENSIBILITÀ ARTIFICIALE PURE.

Quindi se un pilota di 737 vuol passare ai 777 farà 1000 ore di addestramento, mentre uno che vorrà passare da A320 o A340 ne farà solo 250!)

Dornier 328

TRAINING MANUAL

LINE /BASE MAINTENANCE

DORNIER LUFTFAHRT

AILERON CONTROLS

FUNCTIONAL DESCRIPTION

The aileron control subsystem consists of the following components:

FIN	Component	Panel	Zone	Access Door
	LH and RH control wheels		210	211-FZF 212-EZF
	LH and RH cable tension regulators		120	211-LFZ 212-KFZ
	LH and RH fairlead brackets		120	221-MFZ 222-EFZ
	control cables		120 130 210	various + furnishing panels
	pulleys		220	
	control rods		220 530 630	various
	levers and bellcranks		530 630	various
	LH and RH transition units		220	251-bt 252-bt furnishing panels
	aileron disconnect unit		250	251-bt 252-bt
	quadrant assembly			
7CW	aileron disconnect microswitch			
4CX	RH aileron position transmitter		632	632-JB
5CX	LH aileron position transmitter		532	532-JB

Dornier 328

TRAINING MANUAL

LINE /BASE MAINTENANCE

DORNIER LUFTFAHRT

Pulleys

The control cables are guided by pulleys equipped with cable guards. The pulleys are made of a phenolic material and run in sealed ball bearings.

A double pulley connected to the control wheel at the top of each control column and two single pulleys at the base of the control column guide the cable run from the control wheel to the associated tension regulator. The cable run from each tension regulator to the associated transition unit is guided by a total of fifteen pulleys.

LH and RH Cable Tension Regulators

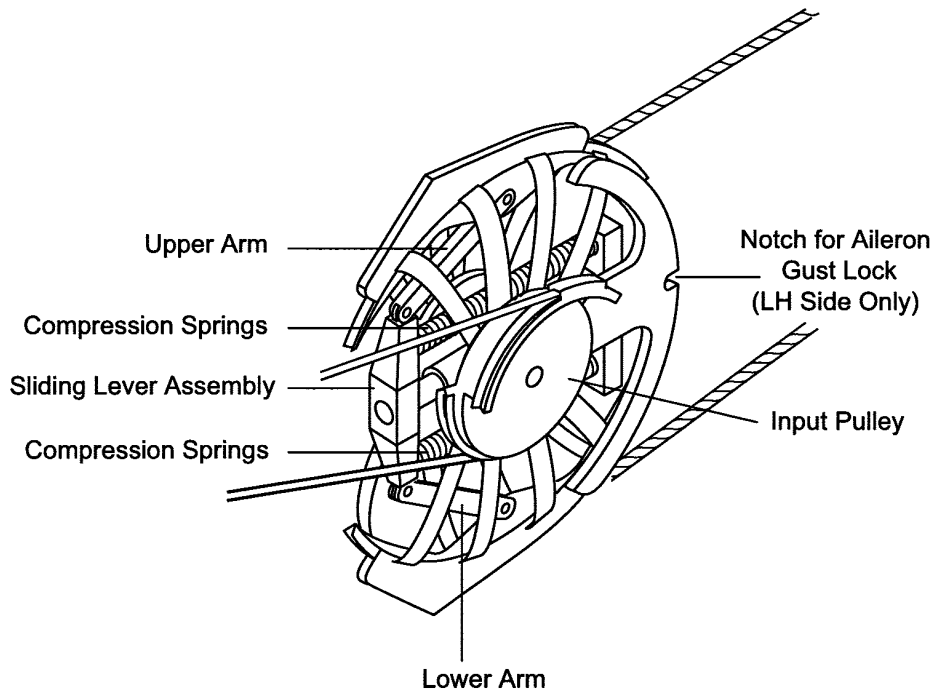


Fig. 4 Aileron - Cable Tension Regulator

The tension of the control cables installed in the flight control system must be maintained within specified tolerances. Temperature effects cause the cables and the aircraft structure to expand and contract. The expansion coefficient of the aluminium structure is higher than that of the steel cables. This means that the cables tighten at high ambient temperatures and slacken at low ambient temperatures. Control cable tension regulators compensate for these effects.

A control cable tension regulator is installed below the flight compartment floor in the captain's and first officer's aileron control runs. The two tension regulators are identical in operation. Each regulator automatically regulates the tension of the control cables between the regulator output quadrant and the associated cable termination quadrants in the upper center fuselage. The tension regulator consists of a shaft to which an input pulley and a spring compensator mechanism are firmly attached. An output quadrant with separate upper and lower sections is installed on but not attached to the shaft. The two sections are connected to each other by the compensator mechanism but are otherwise free to rotate on the shaft. The compensator mechanism consists of two compression springs which act on a sliding lever assembly. The sliding lever is connected to the upper and lower sections of the output quadrant by two arms. If the control cables become tight the cables pull the two sections of the output quadrant towards the shaft against the force of the springs. This effectively shortens the length of the cable run. If the cables become slack the springs push the quadrant sections in the other direction to take up the slack.

The aileron gust lock engages with a notch in the LH (captain's) tension regulator.

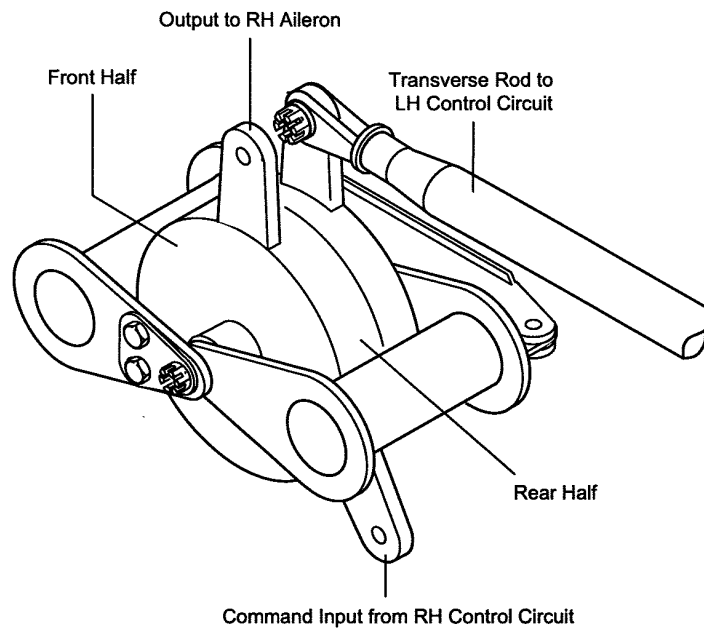


Fig. 6 Aileron - Disconnect Unit

The captain's and first officer's aileron control cable runs are routed completely separately along the left and right sides of the fuselage respectively. They are joined by an interconnect rod in the wing center section and an aileron disconnect unit located in the trailing edge section of the RH wing root. Under normal circumstances the movement of one control wheel moves both ailerons and the other control wheel. Should one aileron control become jammed the two control circuits can be separated by the application of a higher than normal force to a control wheel.

The unit has two halves which are held engaged by a spring and cam arrangement. The front half has levers for two push-pull rods. The lower lever is for the command input from the RH aileron control circuit. The upper lever is for the output rod to the RH aileron. The rear half has a single lever for the interconnect rod that joins the LH and RH control circuits. Under normal operating conditions the two halves of the unit are firmly engaged and move together as a single unit. Should one of the aileron control circuits jam, the two halves can be disconnected from each other by the application of a higher than normal force at a control wheel. The disconnect force is 39 daN (87.7 lb). The applied force causes the cam to override the spring force and move out of its detent. The two halves of the unit are now disengaged, effectively isolating the jammed control circuit. In this situation the captain's control circuit is connected to the left aileron only. The first officer's control circuit is connected to the right aileron only. The aircraft can be controlled about the roll axis using the free control wheel. Once activated, the disconnect unit can only be reset on the ground.

The unit has an integral microswitch 7CW which is operated if the disconnect unit is activated. The switch sends a signal to EICAS

Quadrant Assembly

The quadrant assembly is installed in the trailing edge section of the LH wing root at rib 2. The assembly consists of three levers and a cable quadrant all mounted on a common shaft. The lower lever accepts the control inputs from the LH transition unit. The forward upper lever is the drive lever for the LH aileron control run. The aft upper lever forms the connection point for the LH/RH aileron control interconnect rod. The cable quadrant is the connection point for the autopilot roll servo to the aileron control run.

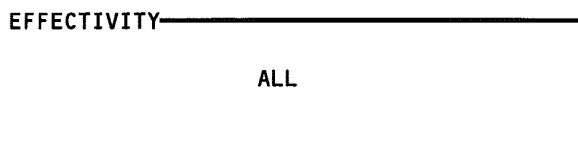
The control cable from the autopilot roll servo is connected to cable arms that extend from the upper and lower sections of the cable quadrant. Because the control cable has no turnbuckles, the arms can be adjusted with screws for setting the cable tension.



AILERON AND AILERON TRIM CONTROL SYSTEM -
DESCRIPTION AND OPERATION

1. General

- A. The aileron and aileron trim control system provides airplane lateral control. The ailerons are assisted by the flight spoilers (Ref 27-61-00). There is one aileron and balance tab on each wing. Rotation of either aileron control wheel results in movement of the ailerons and movement of the flight spoilers. The ailerons are powered by two independent hydraulic power control units connected to separate hydraulic systems. Either power unit is capable of providing full power control response to aileron control system inputs. In the event of total hydraulic failure, lateral control is maintained manually. Manual control forces are minimized by aileron balance tabs and hinged balance panels. The balance tabs are mechanically connected by rods to the wing structure.
- B. The aileron control system is actuated by rotation of either the captain's or first officer's aileron control wheel. The control wheels rotate the control wheel drum and aileron control bus drums (Fig. 1). Aileron control bus cables (ACBA and ACBB) between the aileron control bus drums provide an interconnect between the captain's and the first officer's aileron control wheels. Aileron control cables (AA and AB) from the captain's control wheel drum attach to an aileron control quadrant; which through a shaft, drives two cranks and two input rods. Each input rod connects to a power control unit. A cam is mounted on the control quadrant shaft to engage with a spring-loaded roller for the purpose of centering and trim. Each aileron power control unit is connected to a crank on a bus drum to which aileron bus system cables are fastened. The aileron bus system cables (ABSA and ABSB) lead to left and right aileron wing quadrants. The ailerons are actuated through a control rod by the aileron wing quadrants. During manual operation, the ailerons are manually operated by pilot effort. The forces are transmitted from the control wheel through the power unit input linkage stops. This establishes a direct mechanical link from the control wheel to effect aileron displacement.
- C. Hydraulic power is furnished to the aileron control system by two functionally independent 3000 psi systems. Hydraulic power from both systems is controlled by the flight control shutoff valves in the flight control hydraulic modular packages (AMM 27-00-00/001, Flight Controls). The modular packages are located in the left and right main wheel wells where the absence of wheel well doors assures quick and convenient access. Two FLT CONTROLS shutoff valve switches together with two low pressure warning lights are located on the overhead panel.



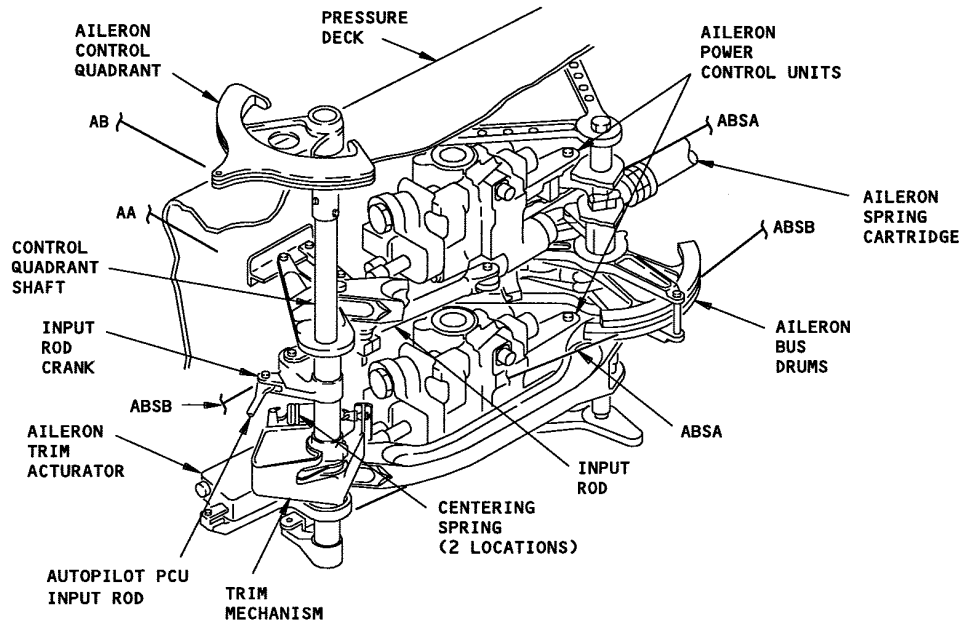
27-11-00

01

Page 1
Nov 15/98

BOEING PROPRIETARY - Copyright (C) - Unpublished Work - See title page for details.

BOEING
737-300/400/500
MAINTENANCE MANUAL



(A)

Aileron Control System - Component Location
Figure 1 (Sheet 2)

EFFECTIVITY ———
ALL

27-11-00

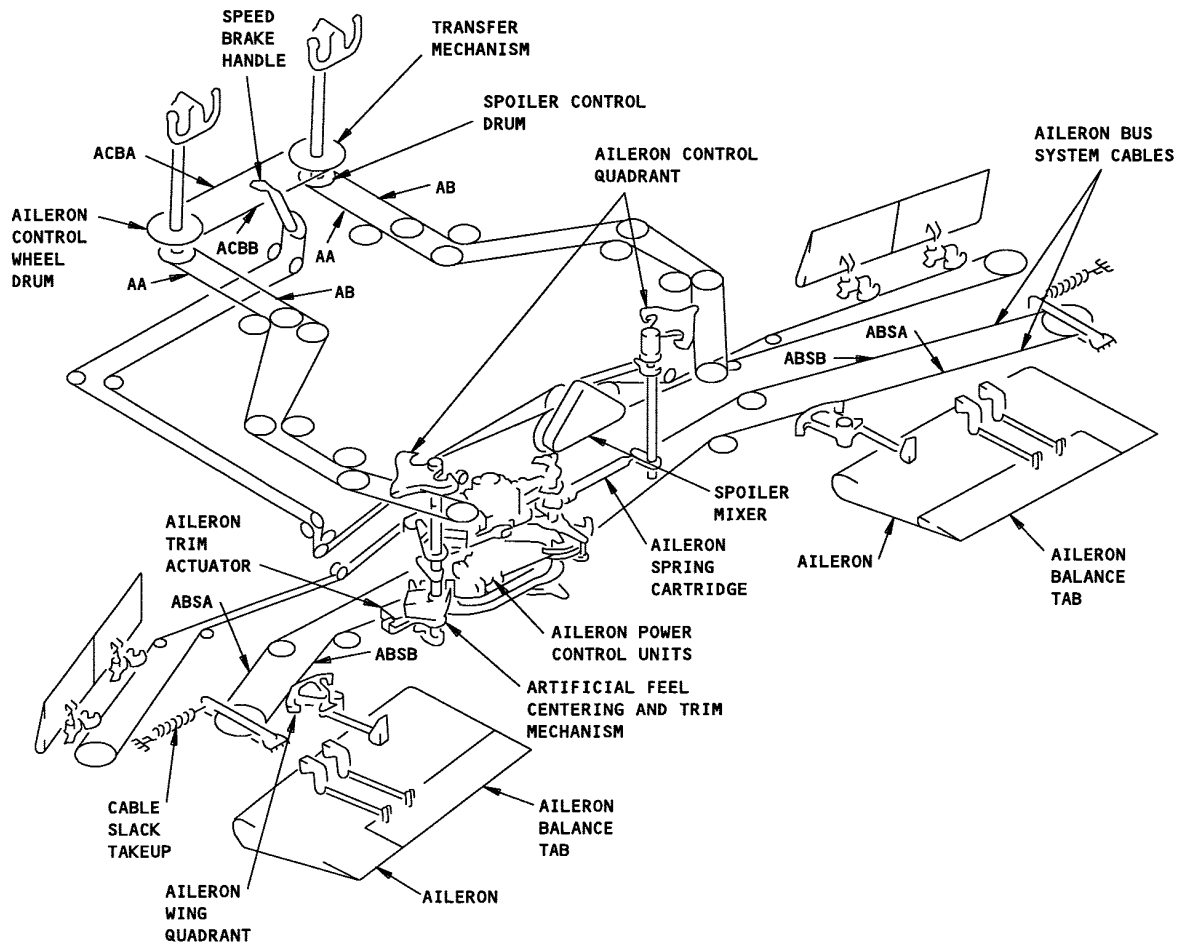
02

Page 3
Nov 15/98

101769

BOEING PROPRIETARY - Copyright (C) - Unpublished Work - See title page for details.

BOEING
737-300/400/500
MAINTENANCE MANUAL



Lateral Control System Schematic
Figure 2

EFFECTIVITY ———
ALL

27-11-00

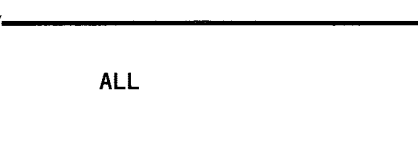
02 Page 5
Nov 15/98

BOEING PROPRIETARY - Copyright (C) - Unpublished Work - See title page for details.

101783

 **BOEING**
737-300/400/500
MAINTENANCE MANUAL

- D. In No. 1, 2, and 4 bays, the aileron leading edge extension does not have a balance panel, but has a polyamide nylon seal mounted upon the nose extension coming into contact with a seal baffle. The seals along with a similar seal on the balance panel, control the airflow around the front of the aileron. A clearance between the aileron leading edge and the wing structure provides the controlled airflow area necessary for balance panel operation.
3. Aileron Balance Tab
- A. The aileron balance tab functions to reduce the force required to position the aileron. Motion of the tab is controlled by dual tab pushrods which provide attachment between tab and wing structure (Fig. 8). Balance tab travel is opposite to aileron travel, that is, a downward movement of the aileron produces an upward movement of the balance tab.
 - B. The aileron balance tab is a thin tapered light weight control surface attached to the aileron rear spar by four hinge bearings. The balance tab is of graphite/epoxy construction with a nomex honeycomb core. Left and right balance tabs are identical except for mounting of the mast fittings and related fairing.
 - C. The aileron balance tab may be replaced without rebalancing the aileron. Each tab is furnished with adjust weights that bolt to the balance panel. The required number of adjust weights is stamped on a data plate attached to each balance tab.
4. Aileron Balance Panels and Seals
- A. Aileron balance panels reduce the force required to position the ailerons in flight. Each aileron has one balance panel located at No. 3 bay. The balance panel is connected to the aileron leading edge by a continuous hinge at the aft edge. The forward edge of each balance panel is attached to the wing structure by an idler hinge which provides the necessary articulation of movement of the balance panel (Fig. 4). Seals are installed along the inboard and outboard edges of the balance panel.
 - B. Balance panels may be replaced without altering the control surface balance. The aileron balance tab adjust weights fasten to the lower aft edge of the aileron balance panel.
5. Aileron Trim Control System
- A. Aileron Trim Switches: The aileron trim switches are located on the aft electronic control panel (P8). The trim switches must be operated simultaneously to provide electrical input to the trim actuator (Fig. 3 and 5).
 - B. Aileron Trim Actuator: The aileron trim actuator connected to the feel and centering mechanism receives electrical signals from the trim switches. The trim actuator extends or retracts, repositioning the feel and centering mechanism null detent.

EFFECTIVITY 
ALL

27-11-00

02

Page 7
Nov 15/98

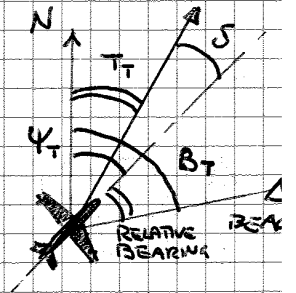
BOEING PROPRIETARY - Copyright (C) - Unpublished Work - See title page for details.

SISTEMI DI BORDO

AUTOPILOTA e FMS

ATA 22

- NAVIGAZIONE AEREA: "waypoints" (set di coordinate lat-long) che sono utilizzati x tracciare una ROTTA.
- PIANO DI VOLO che la compagnia/il pilota deve presentare alle autorità e a cui deve attenersi
- WAYPOINTS: punti REALI → RADIOFARO
punti astratti



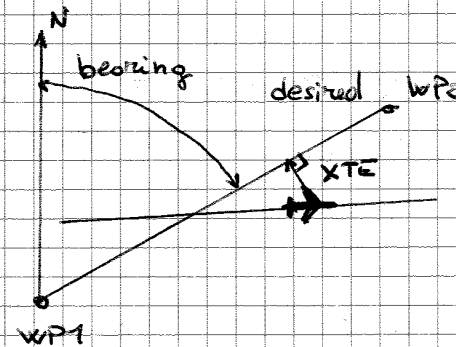
Angoli rispetto al NORD GEOGRAFICO

- True Heading ψ_T = PRUA VERA
 - True Track τ_T = ROTTA SEGUITA
 - Drift angle δ = angolo di deriva
- NON SEMPRE LA ROTTA COINCIDE CON L'ASSE CORPO!
- Sideslip angle β = angolo di scivolo
 - True Bearing β_T = DIREZIONE VERA → ROTTA DA SEGUIRE

▲ CROSS TRACK ERROR

Distanza sul piano orizzontale tra baricentro del velivolo e "desired path" (sentiero desiderato)

XTE VA RIDOTTO A ZERO
→ agire sul comando



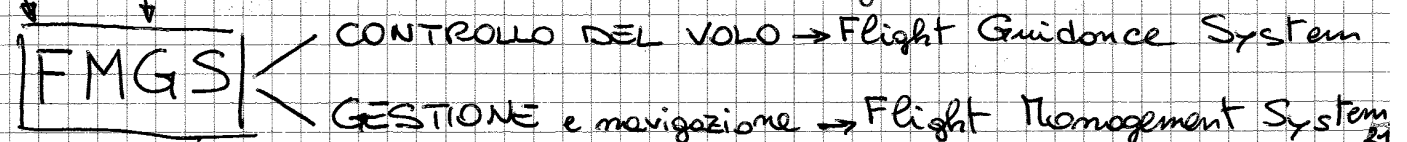
▲ NAVIGAZIONE ≠ PILOTAGGIO

↓
SEGUIRE UNA ROTTA Gestire l'assetto dell'aereo

• FMS - Flight Management System

• AUTOPILOTA - "AUTO FLIGHT" (termine + semplice)

FMGS = Flight Management & Guidance System



CORREZIONE SCOSTAMENTO LATERALE

→ ROLLIO → VIRATA → si agisce sugli alettori
 "Heading (roll) control loop"

CORREZIONE SCOSTAMENTO VERTICALE

→ BECCHEGGIO → equilibratori
 "Pitch Attitude control loop"

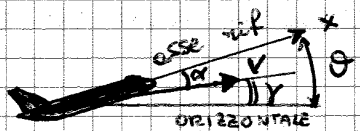
anello di corto periodo
 [INNER LOOP]

Corto periodo : 1/decimo di secondo

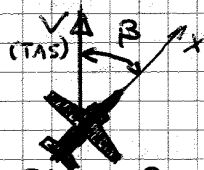
Lungo periodo : 1/10 secondi

Si tollera uno scostamento dal desired path di una decina di metri

RIFERIMENTI



• θ = ANGOLO DI BECCHEGGIO
 • α = INCIDENZA



• β = SIDESLIP
 • ψ = IMBARDATA

ASSE	ANGOLO	VEL. ANGOLARI	VEL. LINEARI
X	Φ	P	U
Y	Θ	q	V
Z	β, ψ	r	W



• Φ = ANGOLO DI ROLLIO

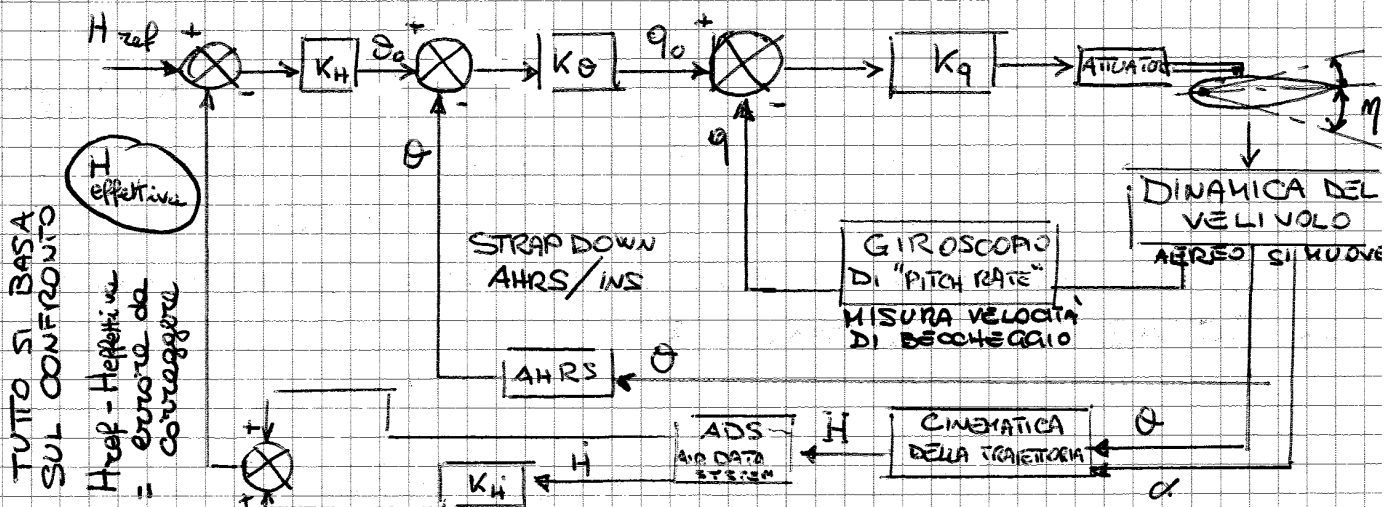
CONTROLLO ALTITUDINE - Height Control Loop

H_{ref} = altezza desiderata

H = altezza effettiva

θ = inclinazione del velivolo

q = velocità angolare di beccheggio



ERRORE DI QUOTA → ERRORE DI ANGOLO → VELOCITÀ ANGOLARE

X RECUPERARE L'ERRORE → DEFLESSIONE η DEGLI EQUILIBRATI

- Per passare da un parametro all'altro si moltiplica per opportuni guadagni K_i

YAW DAMPER

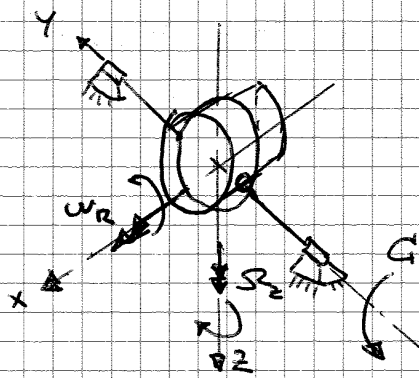
14/03/2013

Smorzamento delle oscillazioni attorno all'asse verticale

→ SI OTTIENE TRAMITE PICCOLE ROTAZIONI DEL TIMONE DI CODA

Le rotazioni aggiuntive a quelle volute dal pilota per le manovre

GIROSCOPIO ACCESSORIO



SI MISURA LA COPPIA SULL'ASSE Y CON DEI SENSORI → COPPIA IN USCITA

SE VELOCITÀ ATTORNO ASSE Z

NASCE COPPIA ATTORNO ASSE Y

$$\vec{C}' = -\vec{\Omega}_z \wedge \vec{I}_R \vec{w}_R$$

Opportunamente amplificata la coppia può essere usata a attuare il timone e creare un momento attorno a Z che smorza le oscillazioni attorno a quell'asse

Lo YAW DAMPER agisce in modo CONTINUATIVO, sovrapponendosi ai comandi del pilota



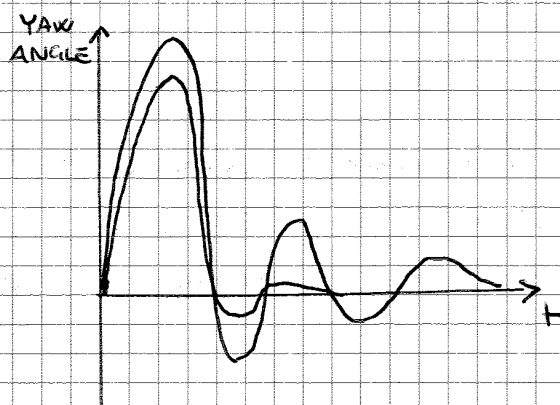
AUTOPILOTA DA FEEDBACK SUI COMANDI IN COCKPIT: SI MUOVE IL JOYSTICK ANCHE SE IL PILOTA NON LO COMANDA
LO YAW DAMPER INVECE NON DA FEEDBACK SULLA PEDALIERA!

• LO YAW DAMPER NON SERVE A CONSERVARE LA ROTTA MA A GARANTIRE UN ADEGUATO COMFORT AI PASSEGGERI

FRIZIONI

YD è innestato in crociera e sganciato nelle fasi + critiche. Perché?

Perché ve' troppo e vorrebbe la capacità di pilotaggio quando si richiede una RISPOSTA RAPIDA del velivolo.



/ con YD → SHORZATO
/ senza YAW DAMPER

[coeff. di smorzamento \propto velocità]

CARRELLO

Landing Gear ATA 32

Sottosistema CHIAVE: oggetto così complesso che è sviluppato da apposite aziende ≠ del costruttore dell'aereo [come x i motori]

- RAPPRESENTA DAL 15% AL 20% DEL PESO A VUOTO

Componenti del carrello:

- ORGANI E CINEMATISMI DI ESTRAZIONE/RETRAZIONE, DEVONO INTERFACCIARSI CON L'IMPIANTO IDRAULICO
- AMMORTIZZATORE: DISSIPARE E_k VERTICALE DOPO URTO
- FRENI
- RUOTE e PNEUMATICI
- SENSORI: temperatura freni, carrello estratto/retratto, perdite di pressione
- ATTUATORI PER LO STERZO
- SISTEMI DI BLOCCO POSIZIONE ESTRATTA/RETRATTA

Funzioni:

- 1) MOVIMENTI AL SUOLO
- 2) ASSORBIRE e DISSIPARE L'ENERGIA CINETICA VERTICALE
→ legata a velocità verticale V_z durante il contatto

Esempio: BOEING B737

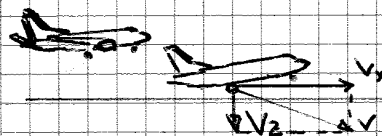
$V_z = 2 \text{ m/s}$ all'impatto

$m = 50\,000 \text{ kg}$

$$E_{kz} = \frac{1}{2} m V_z^2 = 0,5 \cdot 50\,000 \text{ kg} \cdot 4 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} = 100\,000 \text{ J}$$

Ipotezzando che lo schiacciamento del carrello avvenga in 1s

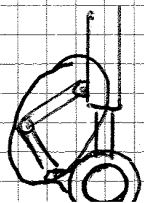
→ P da dissipare = 100 kW



ARCHITETTURE

- A FORCELLA
- SEMPLICE: ammortizzatore integrato nella struttura

COMPASSO DI TORSIONE: RENDONO SOLIDALI RISPETTO ALLA ROTAZIONE ATTORNO ALL'ASSE VERTICALE LA GAMBA DEL CARRELLO E LA RUOTA



- Permette scorcimento verticale
- Impedisce rotazione reciproca delle 2 parti

- Altro segnale: quando c'è peso sul corcello una serie di valvole si aprono mettendo in comunicazione l'ambiente interno con l'esterno
 → STESSA PRESSIONE INTERNO - ESTERNO quando aereo è a terra
 ⇒ EVITA UNA DECOMPRESSIONE VIOLENTA QUANDO SI APRONO I PORTELLONI

Estrazione MANUALE corcello

AMMORTIZZATORE

DUE FUNZIONI:

1) ASSORBIMENTO ENERGIA E_z

→ funzione elastica ⇒ GAS

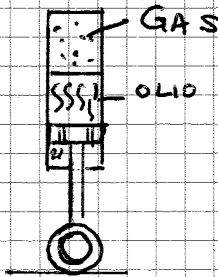
ASSORBE LA E_z IMPEDENDO CHE DANNEGGI LE STRUTTURE e LA TRASFORMA IN E_p CON LA COMPRESSIONE DEL GAS

2) DISSIPAZIONE DEL CALORE ⇒ OLIO



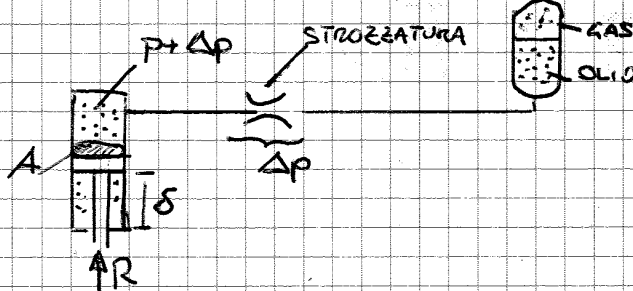
→ AMMORTIZZATORE OLEO PNEUMATICO ←

Molla → GAS (AZOTO) con rigidità opportuna



- AEREO TOCCA
- PISTONE SALE
- OLIO SALE E COMPRIE IL GAS
- OLIO PASSA ATTRAVERSO VALVOLINE (prima poco poi molto)

MODELLIZZAZIONE AMMORTIZZATORE



- CONDIZIONE STATICA: tutto è alla stessa pressione
- CONDIZIONE DINAMICA

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

p_0 = pressione di PRECARICA

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{V_0}{V_0 - \Delta S} \right)^\gamma$$

COMPONENTE VISCOSA
↓
OLIO

K : coef. perdita conica

- COMPRESSIONE GAS: VARIAZIONI LUNGHEZZI
- DISSIPAZIONE/SHORTA MENTO: VELOCITÀ DI ALLINEAMENTO

PROGETTO del CARRELLO

1) DIMENSIONAMENTO ATTUATORE

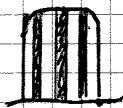
- DISEGNO CAD GAMBE
- SCHEMA CINEMATICO : velocità di retrazione
→ potenza richiesta
- ESTRAZIONE: PESO CARRELLO È FAVOREVOLE
RETRAZIONE: PESO È SFAVOREVOLE

2) DIMENSIONARE AMMORTIZZATORI e RUOTE

- VALUTARE IL PESO X OGNI GAMBA : 20% NOSE, 80% MAIN
- SCELTA n° DI RUOTE CON RELATIVA PRESSIONE DI GONFIAGGIO E DIAMETRO
→ DISTRIBUIRE BENE IL CARICO DELL'AEREO IN MODO DA NON DANNEGGIARE LA PISTA!
Peso elevato → MOLTE RUOTE → PRESSIONE MINORE NEI PUNTI DI CONTATTO → + PUNTI DI CONTATTO

SCELTA DELLE RUOTE

- PNEUMATICI :
- pressione 15-20 bar
 - battistrada non tassellata, se no in atterraggio viene strappato via → + SCAGLIO AD AQUA-PLANING

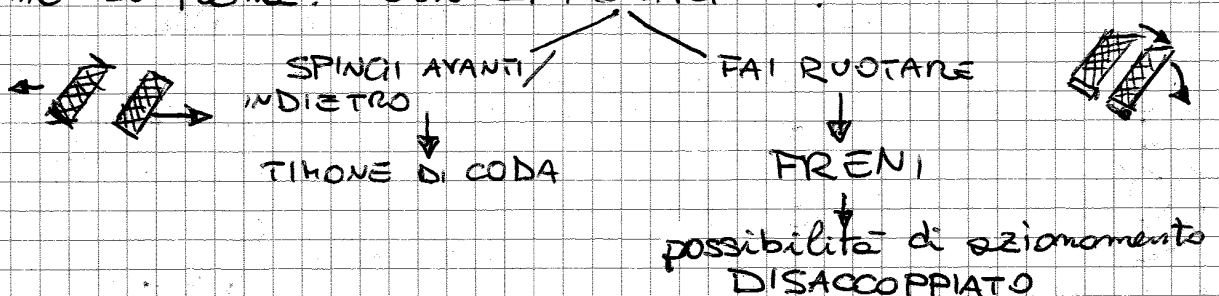


- TUBELESS RINFORZATI DA TELE VORRE
- RIVESTIMENTO IN GOMMA DURA: durante un atterraggio molto duro c'è una "FUHATA BIANCA"!!

FRENI

- 1) DISSIPARE E_k LONGITUDINALE, RALLENTANDO L'AEREO FINO ALLA VELOCITÀ DI RULLAGGIO

Come si ferma? CON LA PEDALIERA!

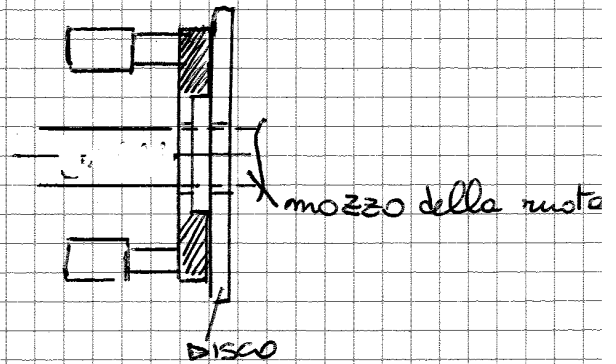
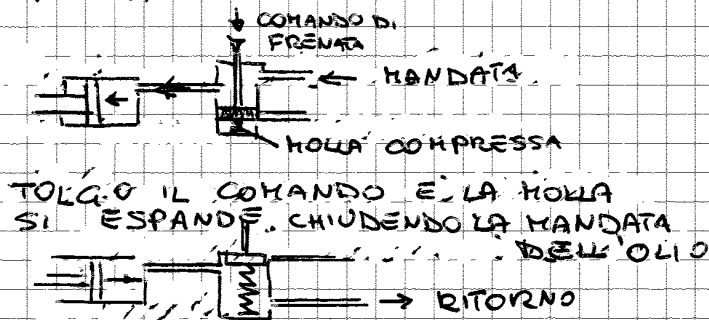


[spingiamo qui solo un pedale]

Ferodi: METALLO → BERILLIO → CARBONIO
 ↓
 TOSSICO

▶ ATTUATORI, PISTONCINI, CHE SPINGONO I FERODI CONTRO I DISCHI

• MOLLA DI DISTACCO



STERZATURA del carrello

PISTONCINO ATTUATORE: agisce sulla punta del compasso di torsione, e lui trasmette il comando di sterzata all'asse delle ruote.

(Comunque lo steering system c'è solo nel nose landing gear). Comando di sterzata: premi i pedali del rudder avanti e indietro (la punta per frenare). *

CONTROLLO POSIZIONE DEL CARRELLO

→ sensori di prossimità

• CONTROLLO TEMPERATURA FRENI

Compare nella pagina "WHEEL" dell'ECAM (o EICAS che sia). Da il valore di temperatura dei freni e 0 a 9.

- 0-2: range iniziale ☐☐
- 3-4: normal range ☐☐ ☐☐
- 5-9: alte/altissime temperature ☐☐ ☐☐

⚠ Se ALMENO UN FRENO è a $T > 5$ l'aereo non può decollare x questioni di sicurezza in caso di aborted take-off.

* NOTA: il comando del rudder è ANTI-ISTINTIVO.

L'aereo curva dalla parte che io premo il pedale



CONTINUI

⊗ ASPETTI NEGATIVI

- 1) Perdite
- 2) Difficoltà di avere più attuatori in parallelo
- 3) Vulnerabile alle alte temperature: rischio di infiammabilità! → servirà un sistema di raffreddamento
- 4) MAGGIORE ONERE DEGLI INTERVENTI MANUTENTIVI STRAORDINARI.
 - Aprire la linea = far entrare ARIA → si perde l'incompressibilità, blocca le valvole...
 - ⇒ PROCEDURA DI SPURGO DELL'ARIA
- 5) Filtrore e raffreddore olio
 - ↳ PARTICOLATO METALLICO DA USURA VALVOLE

GENERALITÀ SULL'IMPIANTO COMPONENTI

- ① GENERAZIONE EDP - ENGINE DRIVEN PUMP
 - POMPE → MECCANICHE, azionate da Gearbox motore
 - ELETTRICHE, azionate da motori dedicati. MDP - MOTOR DRIVEN PUMP
 - azionate da → TURBINE AD ARIA COMPRESSA
 - R.A.T.
 - pompe manuali

Le pompe generano la portata d'olio a una certa pressione

- ② DISTRIBUZIONE: TUBAZIONI, RACCORDI, VALVOLE DI 200 tipi

③ UTENZE

ATTUATORI: da energia IDRAULICA o MECCANICA

Comandi di volo PRIMARI: ATTUATORE E SERVOVALVOLA INTEGRATI

- ATTUATORI LINEARI → MARTINETTI
- ATTUATORI ROTATIVI → MOTORI IDRAULICI

④ ACCESSORI

ACCUMULATORI, FILTRI, SERBATOI, SCAMBIATORI DI CALORE

A: ACCUMULATORE A GAS



Gas è compresso dalla pressione esercitata dall'olio.

In caso di avaria delle pompe l'olio è spinto dal gas che espande (una volta aperte le valvole ovviamente).

- ⊕ INOLTRE FUNGE DA STORZATORE DEL RUMORE PROVOCATO DALLA POMPA, pulsazioni di pressione (eccessi di p comprimono il gas ma non si trasmettono lungo la linea)

B: VALVOLA DI SICUREZZA

Elimina l'olio in eccesso

E: VALVOLA DI REGOLAZIONE PRESSIONE A 3 VIE

C: VALVOLA DI COMANDO (servo valvola)

2 LUCI: UNA PER L'OLIO IN ENTRATA UNA X L'OLIO IN USCITA (L'OLIO È INCOMPRESSIBILE)

PRESSIONE COSTANTE = NUMERO QUALSIASI DI ATTUATORI IN PARALLELO (PURCHÉ POMPE GARANTISCAO PORTATA RICHIESTA)

Tipiche pressioni dell'impianto idraulico

$$21 \text{ MPa} = 21.000 \frac{\text{kgf}}{\text{cm}^2} = 2100 \frac{\text{kgf}}{\text{mm}^2}$$

$$= 210 \frac{\text{kg}}{\text{cm}^2}$$

$$= 2100 \frac{\text{N}}{\text{cm}^2} = 21 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

$$[\text{MPa} = \text{N}/\text{mm}^2]$$

21 MPa (3000 psi, 210 kg/cm²)

TORNADO 28 MPa

La tendenza è quella di ALZARE LA PRESSIONE DELL'IMPIANTO

A 380: 5000 psi, 350 bar

- Pressione di scoppio: pressione a cui si ha deformazione di alcuni elementi, trafilazioni di olio dalle valvole...
→ **84 MPa** da normative

- Temperatura di funzionamento

- 54 °C ÷ 135 °C

↑
Temperatura della TROPOPAUSA

⚠ BISOGNA USARE UNA PRESSIONE PER CUI L'IMPIANTO SIA CERTIFICATO → STANDARDIZZAZIONE

Δ TUBI ASPIRAZIONE, FLUSSI A BASSA V

→ devono essere tali da ridurre al minimo le perdite di carico per evitare CAVITAZIONE DELL'OLIO

TUBI e RACCORDI

È tutto standardizzato ovviamente.

Materioli: ACCIAIO, ALLUMINIO, TITANIO, VANADIO.

PERDITE DI CARICO

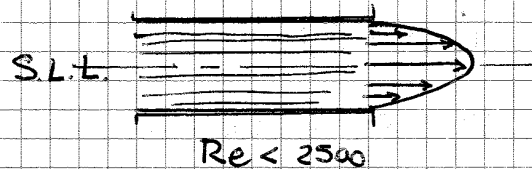
Diagramma di Moody → PERDITE DISTRIBUITE LUNGO CONDOTTO

$$\Delta p = \lambda \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2$$

PER TUBO LISCIO:

LAM: $\lambda = \frac{64}{Re}$ → VALIDO ANCHE X TUBO RUGOSO

TURBO: $\lambda = \frac{0.32}{Re^{0.25}}$



Nel diagramma sapendo Re vai a leggere il valore del coefficiente di attrito λ

leggendo l'ordinata su una curva con la rugosità del tubo relative

IRREGOLARITÀ GEOMETRICHE → PERDITE DI CARICO CONCENTRATE
(valvole, raccordi, curve, strozzature)

$$\text{PERDITA DI CARICO TOTALE} = \sum \Delta p \text{ concentrate} + \Delta p \text{ lungo tratti lineari}$$

Es: lungo 20 metri di linea con qualche valvola o bolla varie posso avere anche una perdita di carico di 20-30 bar

Perdite di carico concentrate sono proporzionali alle variazioni di sezione, curviture del condotto...

$$\Delta p = m \cdot \frac{V^2}{2g} \quad [m \rightarrow \text{QUOTA}]$$

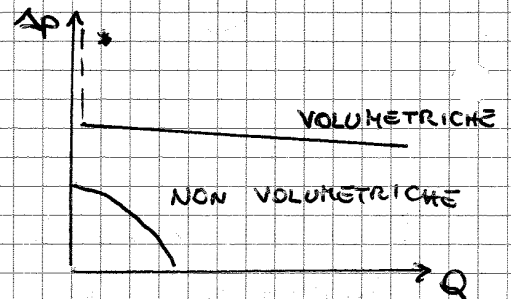
$$\Delta p = K \cdot \frac{1}{2} \frac{V^2}{g} \cdot \rho g = K \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \quad [K_e]$$

POMPE IDRAULICHE

- **VOLUMETRICHE** : INTRAPPOLANO IL FLUIDO IN UNA CAVITÀ ERMETICA, SPOSTANDOLO DIRETTAMENTE
- **NON VOLUMETRICHE** : POMPE CENTRIFUGHE, TRASFERISCONO QUANTITÀ DI MOTO AL FLUIDO
Per non subire danni da sovrappressioni ci sono le valvole di regolazione

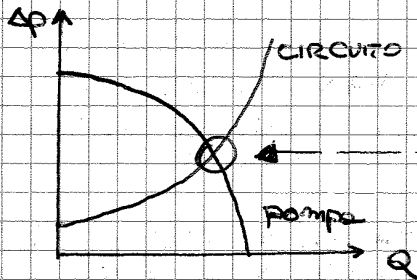
Le pompe volumetriche sono preferite in ambito aerospaziale perché riescono a realizzare delle ALTE PRESSIONI per gli attuatori

Le pompe NON volumetriche vengono solo utilizzate per i circuiti di lubrificazione



SISTEMI di BORDO 3/04/2013

CARATTERISTICA DELLA POMPA



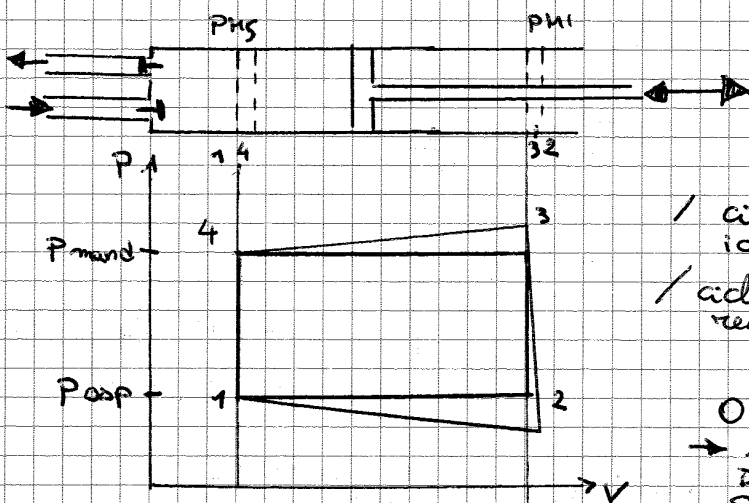
Scelta della pompa

PUNTO DI FUNZIONAMENTO

$$\Delta P \propto V^2 \rightarrow \propto Q$$

*: fuori uscite bloccate, CONTINUA LA COMPRESSIONE DELL'OLIO (CHE È INCOMPRESSIBILE)
SCOPPIA IL PISTONE

POMPE VOLUMETRICHE



2 VALVOLE DI CARICO E SCARICO

- quella di carico si apre alla P di aspirazione
- quella di scarico alla P di mandata (RIMANE COSTANTE × TUTTA LA FASE DI MANDATA, in teoria)

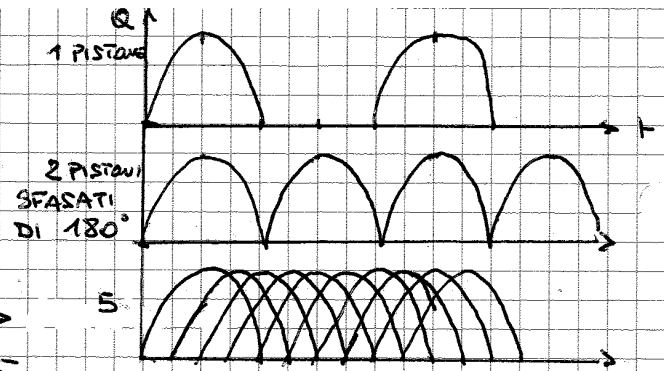
/ ciclo ideale
/ ciclo reale

OLIO QUASI INCOMPRESSIBILE
→ APPENA PISTONE INIZIA A RISALIRE DAL PHI LA PRESSIONE SCHIZZA SU (quasi istantaneamente)

AREA ROSSA \gg AREA BLU → a causa delle perdite di carico SERVE + ENERGIA X COMPIERE IL LAVORO

Perché curva rossa è così? Perché in realtà l'olio è un minimo compressibile e poi c'è...

Macchine a 1 o 2 pistoni non vanno bene, perché realizzano una **PRESSIONE PULSANTE**



POMPE PLURI-PISTONE →

CI AVVICINIAMO A UNA PRESSIONE QUASI COSTANTE!

Pompa con pistoncini collegati a un piattello inclinato e tamburo rotante.

[non sempre il piattello gira con l'albero]
 NEI DISEGNI IL PIATTELO E' FISSO

IL PIATTELO E' FISSO, RUOTA TUTTO IL SET DEI PISTONCINI, STRISCIANDO SU DI ESSO CON DEI PATTINI IN UNA GUIDA PRISMATICA.

PIU' E' ALTA L'INCUNAZIONE DELLO SWASH PLATE

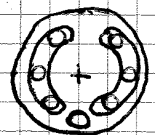
↓
 PIU' E' LUNGA LA CORSA DEI PISTONI

↓
 PIU' SALE LA PORTATA

POMPA A PISTONI ASSIALI

ⓔ I PISTONCINI SONO SEMPRE IN NUMERO DISPARI Perché? Per non fare entrare in vibrazione la flangia simmetrica della pompa.

VALORI TIPICI: 7 / 9 PISTONCINI



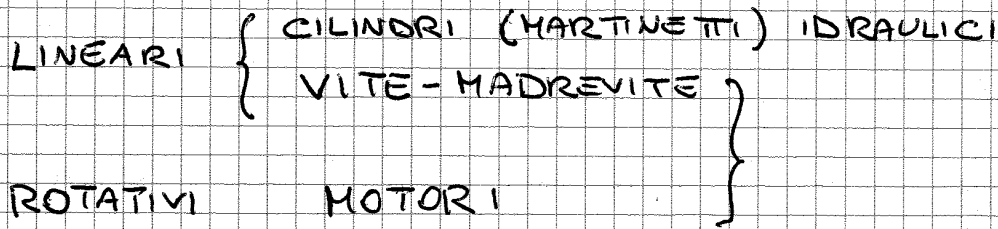
CILINDRATA in pompa pluri-pistone:

VOLUME ^{di olio} CHE VA ALLA MANDATA DURANTE 1 ROTAZIONE COMPLETA DELL'ALBERO

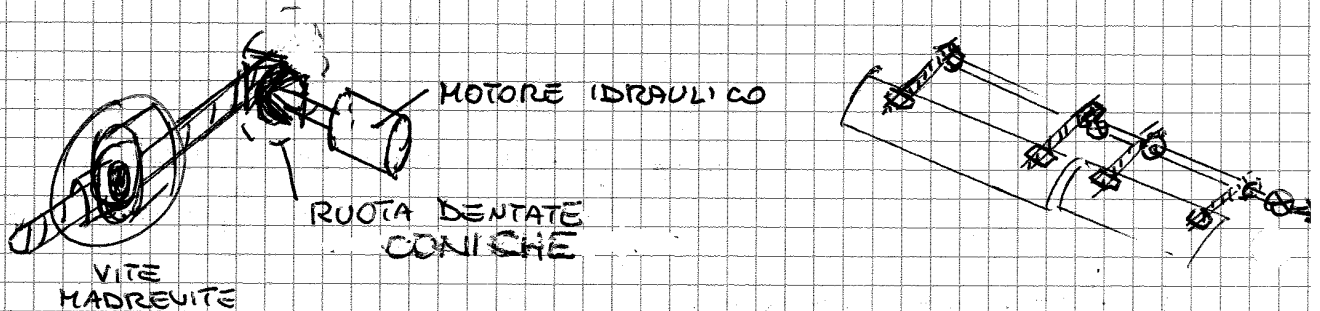
frequenza con cui oscilla la pressione

DIPENDE DA $\left\langle \begin{matrix} n^{\circ} \text{ PISTONI} \\ \omega_{\text{rot}} \end{matrix} \right.$

ATTUATORI



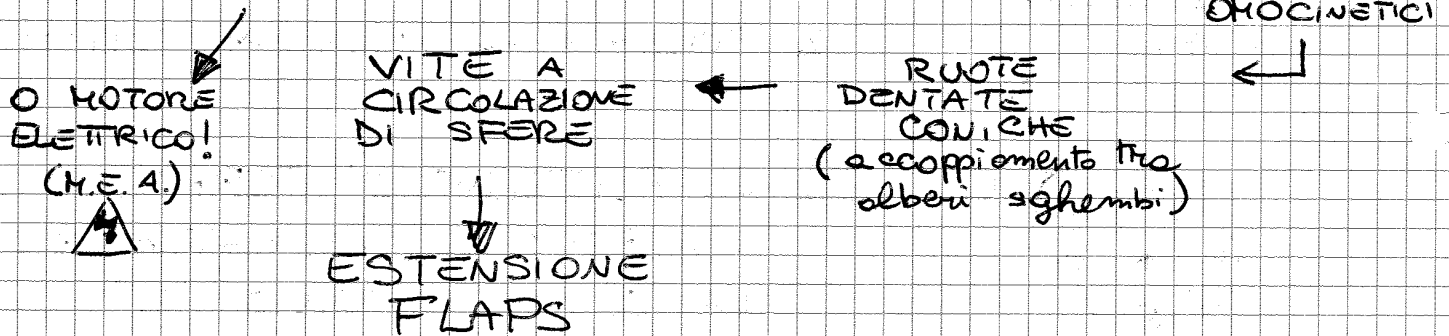
- Comandi di volo secondari: accoppiamento tra motore idraulico e VITE-MADREVITE
→ da moto rotatorio a moto lineare



VITE-MADREVITE ⇒ VITE A CIRCOLAZIONE DI SFERE

da attrito radente a attrito volvente

MOTORE IDRAULICO → ALBERO DI TORSIONE → GIUNTI OMOCINETICI



⚠ Flaps e slats NON DEVONO ESSERE ESTRATTI ASIMMETRICAMENTE

MOTORI IN PARALLELO

SOMMA IN COPPIA: MOTORI NOMINALMENTE UGUALI SOMMANO LA COPPIA TRASFERENDOLA ALLA VITE.

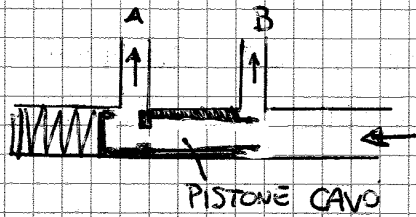
MOTORI SINCRONIZZATI: SE UNO GIRA + VELOCEMENTE TRASFERISCE CARICO SU QUELLI + LENTI → DANNO!



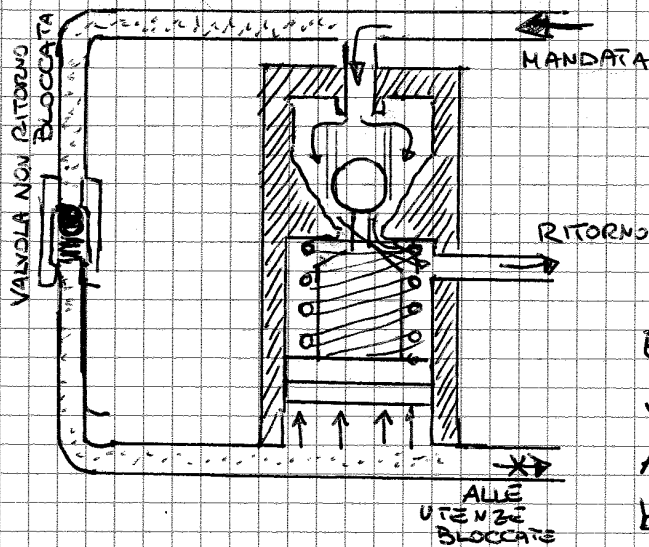
ROTTURA DI UN MOTORE: VELOCITÀ RESTA LA STESSA MA LA COPPIA SI DIMINUISCE

CONSENTENDO LO SFOGO DELLA PRESSIONE IN ECCESSO

Valvola di priorità



Valvola REGOLATRICE DI PRESSIONE



ECCESSO DI PRESSIONE

ECCESSO DI PORTATA

Come regolare la pressione?

Drenando al ritorno la portata in eccesso

Esempio: normalmente la portata va dalle mandate alle utenze.

A un certo punto le utenze si bloccano! → INCREMENTO DI PRESSIONE

FORTE INCREMENTO DI PRESSIONE FA SALIRE L'EQUIPAGGIO MOBILE, COLLEGATO ALLA STERETTA

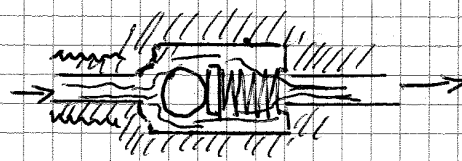
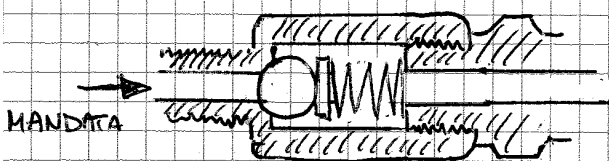
ALZANDOSI SBLOCCA IL CONDOTTO DI RITORNO

⇒ L'OLIO VA DIRETTAMENTE DALLA MANDATA AL RITORNO



sferetta in condotto forato

Valvola di NON RITORNO



L'olio in pressione spinge nel verso del moto comprimendo la molla → liberando la via. In caso di REFLUSSO l'olio spingerebbe la sfera a chiudere il condotto

SISTEMI DI BORDO 10/04/2013

SERVOVALVOLA PER COMANDO IN VELOCITÀ

MACCHINE MOVIMENTO TERRA, NO APPLICAZIONI AERONAUTICHE!

UTILE X AZIONAMENTI ON/OFF NON CONTINUI!

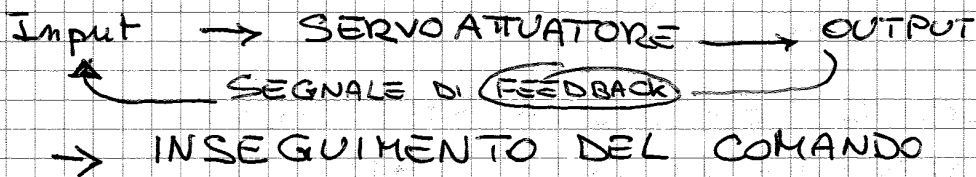
(tipo il carrullo)

La servovalvola non sente la posizione dell'attuatore, ma solo quella del comando (il pilota dovrebbe poter vedere la superficie in movimento x poter controllare le posizioni; NEI CATERPILLAR L'OPERATORE VEDE IL BRACCIO).

SERVOVALVOLA PER COMANDO POSIZIONE

[COMANDI DI VOLO PRIMARI]

Il pilota apre, l'attuatore si muove fino a chiudere la valvola → POSIZIONE DI EQUILIBRIO



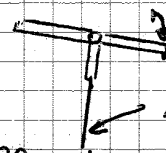
Il segnale di movimento dello SPOOL può essere MECCANICO o ELETTRICO

↓
COMANDI POTENZIATI Fly by Wire

SERVOVALVOLA A SEGNALE ELETTRICO

Segnale elettrico da esterno alimenta le spire, creando un campo magnetico.

L'equipaggio mobile del ROTORE si muove di piccoli angoli



AGO → Flapper

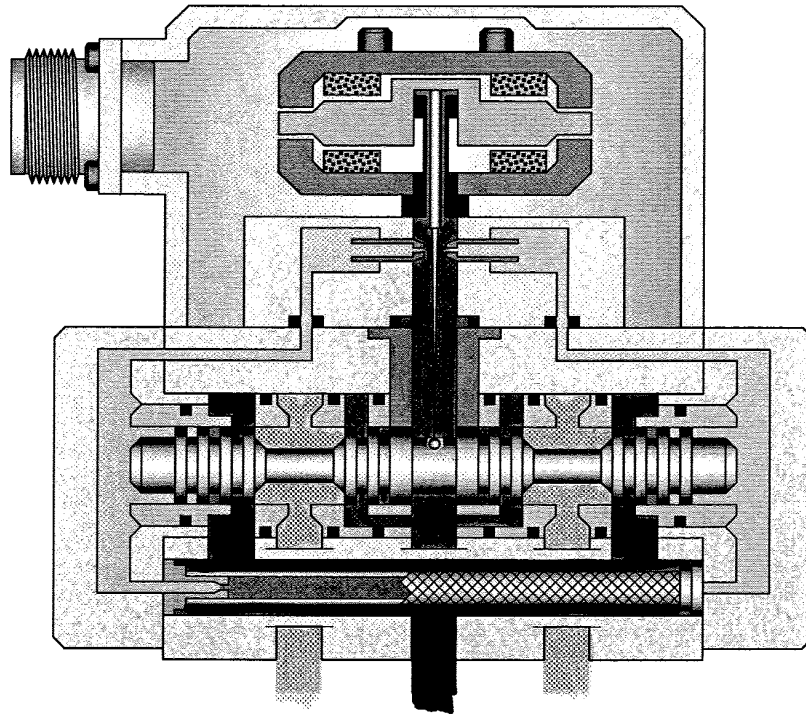
Flapper collegato allo spool.

Il movimento del flapper apre/chiude 2 piccoli ugelli.

SI PARLA DI MICRO-SPOSTAMENTI

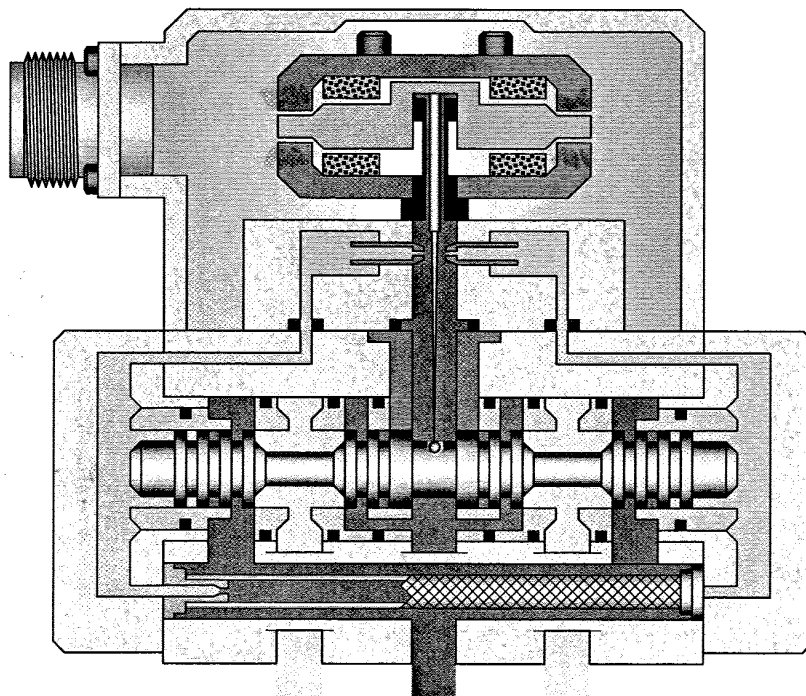
SERVO VALVE

FLAPPER - NOZZLE



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

SERVO VALVE

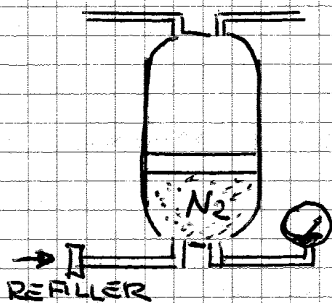


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

→ POMPE AUTO REGOLATE

- ▲ Ideali per mantenere SEMPRE la stessa pressione di mandata : caso di manutenze in //, diversi regimi di rotazione della gearbox...

ACCUMULATORE A GAS



Riserva di AZOTO limitata!

- PERMETTE DI MANTENERE L'IMPIANTO PRESSURIZZATO IN CASO DI PIANTATA DELLA POMPA E IN ATTESA CHE SUBENTRI UNA POMPA DI EMERGENZA
- FORNISCE TEMPORANEAMENTE ENERGIA

★ ELASTICITÀ DEL GAS → SMORZATORE DEI PICCHI DI PRESSIONE NELL'OLIO

Per questioni di equilibrio in condizioni normali l'olio e il gas hanno la stessa pressione.

Se arriva un picco di pressione il GAS si comprime.

- SMORZA I COLPI D'ARIETE

↓
alla chiusura improvvisa di una valvola il fluido trasforma istantaneamente la sua energia cinetica in energia di PRESSIONE → BOTTA SULLA VALVOLA.

(se il fluido potesse comprimersi non succederebbe questo)

◆ Integrazione della portata in caso di cali di pressione dell'impianto (+ ATTUATORI in funzione)

Tipi di accumulatori:

- A PELO LIBERO : NON + USATI X RISCHIO DI INQUINAMENTO DELL'OLIO

- A SACCA / MEMBRANA : È IN GOMMA

NON USATE IN AERONAUTICO

▲ IN CASO DI ROTURA DELLA SACCA I PEZZI DI GOMMA ANDREBBERO IN CIRCOLO

- A PISTONE : - usura delle tenute

- GRIPPAGGIO NEL PISTONE

SISTEMI DI BORDO 15/04/2013

SERBATOIO

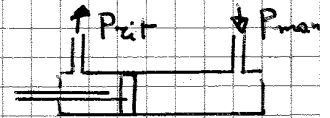
- CONTENITORE LIQUIDO
- PERMETTE LA SEPARAZIONE DI EVENTUALE GAS IN SOSPENSIONE
- ASSORBE VARIAZIONI DI VOLUME PROVOCATE DA DILATAZIONI TERMICHE
- DISSIPARE CALORE (quello non sono sufficienti gli scambiatori di calore)

Elementi del serbatoio

- BOCCHETTONE DI RABBOCCO con filtro x impurità
- FINESTRELLA CONTROLLO LIVELLO OLIO
- sonda di livello e manometro
- LINEA DI COLLEGAMENTO CON LE POMPE
- LINEA DI ASPIRAZIONE POMPE AUSILIARE → PESCIACCIO DAL FONDO DEL SERBATOIO
- LINEA DI RITORNO CON FILTRO

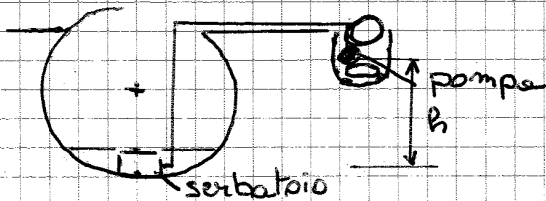
Il serbatoio è PRESSURIZZATO per garantire che alla pompa arrivi un liquido CHE NON SIA PROSSIMO ALLA TENSIONE DI VAPORE → CAVITAZIONE

Δ La pressione di pressurizzazione è pressione utile sottratta agli attuatori!



A parità di P_m + è alta la P_z - forza potrà sviluppare.

Es. Velivolo ad ala alta



Voglio arrivare a avere 1 bar alla pompa.

Quanto devo pressurizzare il serbatoio? → 1,5 bar

Δ TENER CONTO DEL FATTORE DI CARICO A CONTINGENZA

$\Delta p = (\rho) \rho g h$ → pressione + alte all'imbocco della pompa → RISCHIO CAVITAZIONE

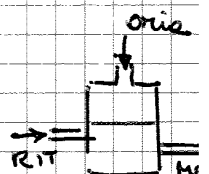
→ In realtà il serbatoio è pressurizzato a 2-3 bar.

Come si pressurizza?

a) IMPIANTO PNEUMATICO

Aria a contatto con olio, rischio di inquinamento del liquido

→ AEREI A BASSO COSTO E CHE NON DEVONO FAR GRANDI MANOVRE

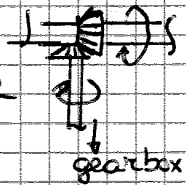


AZIONAMENTO POMPE

- MOTORE → PRESA DI MOTO DALL'ALBERO

TURBOFAN

PTO - Power Transmission Overdrive



EDP: ENGINE DRIVEN PUMP

GEARBOX

POMPE 

Albero a 10000 rpm, come mondo una pompa a 12000 rpm? → SCEGUENDO OPPORTUNO RAPPORTO DI TRASMISSIONE NELLA GEARBOX

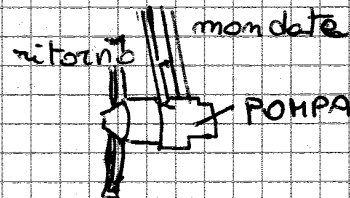
- ⚠ LA POMPA DEVE GARANTIRE LA STESSA PORTATA ANCHE SE IL MOTORE PU' VARIA IL NUMERO DI GIRI [si userà una pompa con variable displacement swashplate]

- MOTORE → RIDUTTORE DI GIRI → POMPA

TURBOPROP

DELL'ELICA

- POMPE COLLEGATE A MOTORI ELETTRICI DEDICATI o a motori pneumatici → le mettiamo dove vogliamo
- POMPE COLLEGATE A RAT



Parentesi: OLIO DI LUBRIFICAZIONE

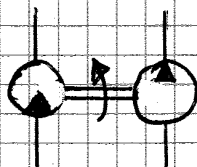
MAGNETIC CHIP DETECTOR: rileva particolato metallico derivato da usure

SICUREZZA: 2 POMPE PER OGNI CIRCUITO

- PTU - POWER TRANSFER UNIT

Im caso di rottura delle pompe di una linea l'altra linea alimenta un motore (sulla SUA linea) che trascina una POMPA sull'altra linea.

NON SI MESCOLO L'OLIO DI 2 LINEE DIVERSE



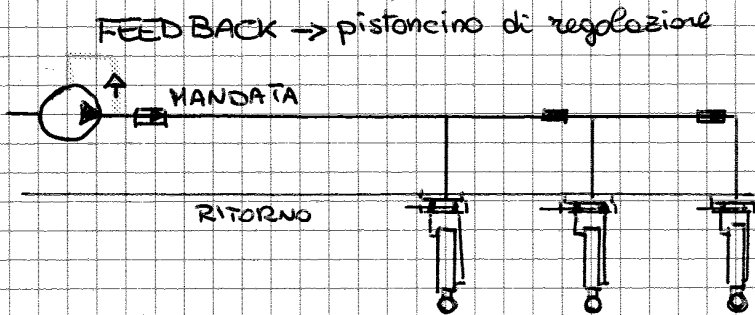
MEMO: la pompa può fungere anche da motore → se una delle 2 linee si guasta l'altra

BONUS

ATTUAZIONE IN PARALLELO

SE CI SONO PIÙ UTENZE ATTIVE → SERVE UNA PORTATA MAGGIORE PER MANTENERE COSTANTE LA PRESSIONE!

Se no se $Q = \text{cost}$ e n utenze ↑ → $p \downarrow$... e non funziona + un tubo.



1 attuatore attivo:

$Q = 10$

3 attuatori attivi:

$Q = 30$



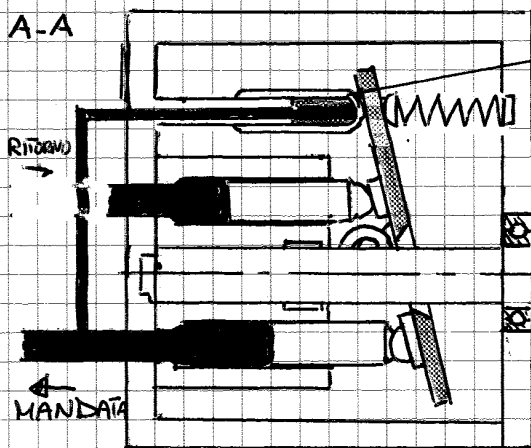
serve un FEEDBACK che dica alla pompa "La pressione sta colando! Dommi + portata!"

SOLUZIONE:

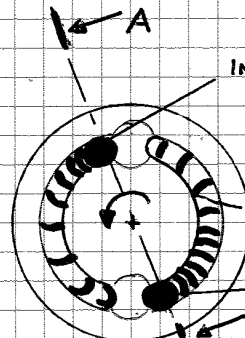
Variable Displacement Swashplate Pump AUTOREGOLATA



↓
PISTONCINO DI REGOLAZIONE FA VARIARE L'INCLINAZIONE DELLA SWASHPLATE.



PISTONCINO DI REGOLAZIONE



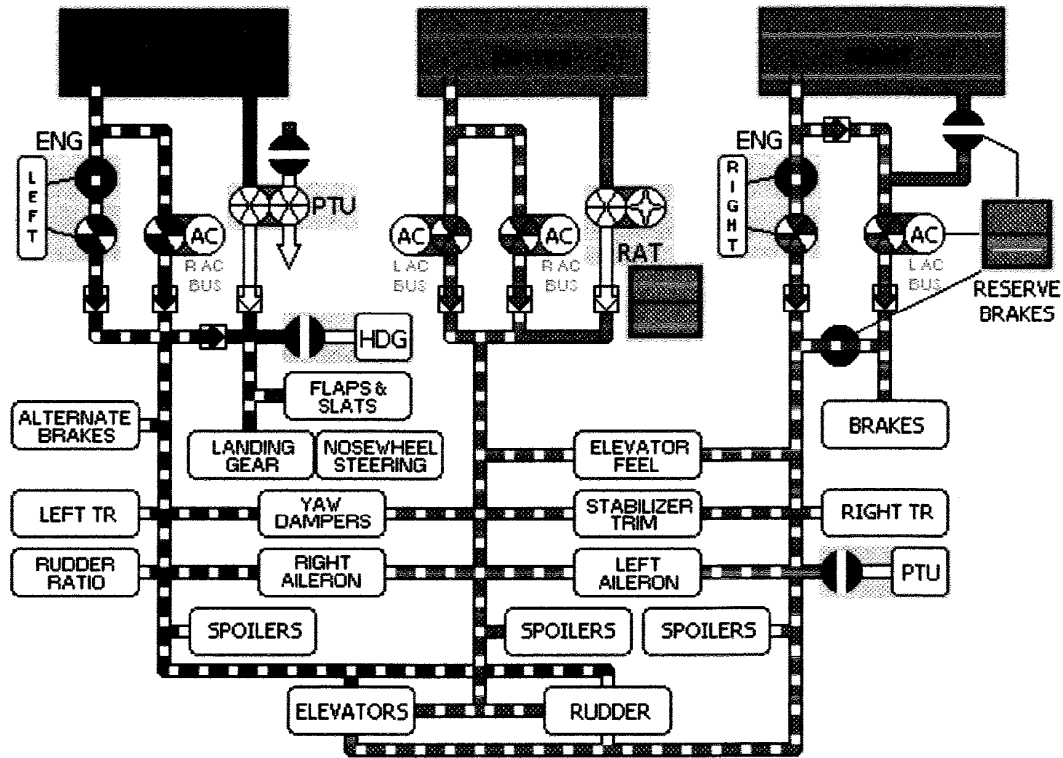
NOTA: CON QUESTO CALETTAMENTO IL VOLUME NEL CILINDRO IN POSIZIONE DI MANDATA È IL MASSIMO TRASFERIBILE PER GIRO (da quel pistone) *

- Se aumenta la richiesta istantaneamente a valle della pompa c'è un calo di pressione della mandata → LA MOLLA SPINGE IL PIATTELLO CHE ASSUME UN ANGOLO DI CALETTAMENTO MAGGIORE: LA PRESSIONE DI MANDATA NEL PISTONCINO DI REGOLAZIONE NON BILANCIA + LA SPINTA DELLA MOLLA. [LA MOLLA È PROGETTATA PER FAR SÌ CHE LA $P_{NOMINALE}$ SIA COSTANTE] → CALETTAMENTO MAGGIORE = CILINDRATA ↑

* QUEL CILINDRO HA APPENA TERMINATO I 180° DI CARICA E STA INIZIANDO

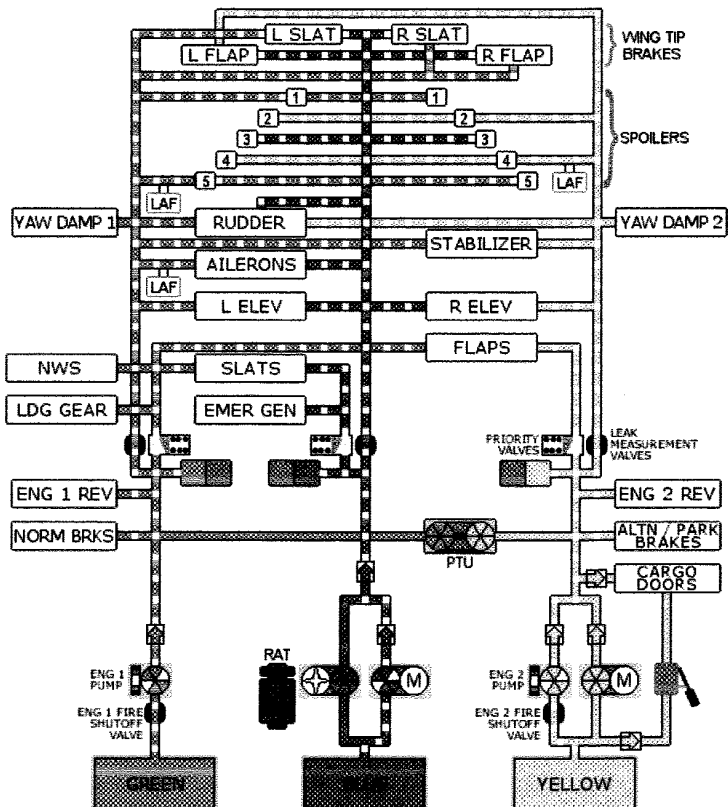
Sistema idraulico B-757

Funzionamento normale



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

Sistema idraulico A-320



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

DC 270 V → cerei militari o M.E.A.
 AC MONOFASE 115V 400 Hz
 AC TRIFASE 115V 200V 400 Hz

⊙ ALTERNATORE → COLLEGATO ALLA GEARBOX

115V AC è generata da alternatori trifase di PESO e INGOMBRI CONTENUTI a $f = 400 \text{ Hz}$ OTTIMO TRA
 • LEGGEREZZA GEOM.
 • ESIGENZE MECCANICHE

• 28V era la tensione max utilizzabile con gli interruttori di sicurezza per protezione dai corti circuiti con la tecnologia degli anni '40.

SISTEMI DI BORDO 17/04/2013

Boeing 787: More Electric Aircraft, 1400 KVA di potenza installata.

Perché non si sale oltre un certo limite con la V?

- ▶ SICUREZZA: manutenzione e durante le operazioni
 - sistemi molto complessi di interruzione della corrente in caso di corto circuito
- ▶ EFFETTO CORONA: sovrando con la quota oltre i 200V i cavi tendono a IONIZZARE l'aria (+ rarefatta, potere dielettrico inferiore → meno isolante).
 CREAZIONE DI OZONO, dannoso a fisiologia umana, e POSSIBILE INNESCO DI ARCHI ELETTRICI

NORMATIVA MIL-STD-704E → SAE, STM
sostituzione con

Definisce campo di oscillazione della corrente alternata. $V_m = 115$ $V_{min} = 108V$ $V_{max} = 118V$

SCELTA DELLA GENERAZIONE PRIMARIA

CORRENTE CONTINUA

ALTERNATA Wild frequencies → "utenze di bordo buone"
 ALTERNATA A 400 Hz

• VANTAGGI AC:

- a) TENSIONE + ALTA → MINOR PESO DEGLI IMPIANTI
 ↓
 ideale per grossi aerei!!!
- b) T.R.U. + leggero e affidabile dell'inverter
- c) ASSENZA DI MACCHINE ELETTRICHE CON BRUSHES

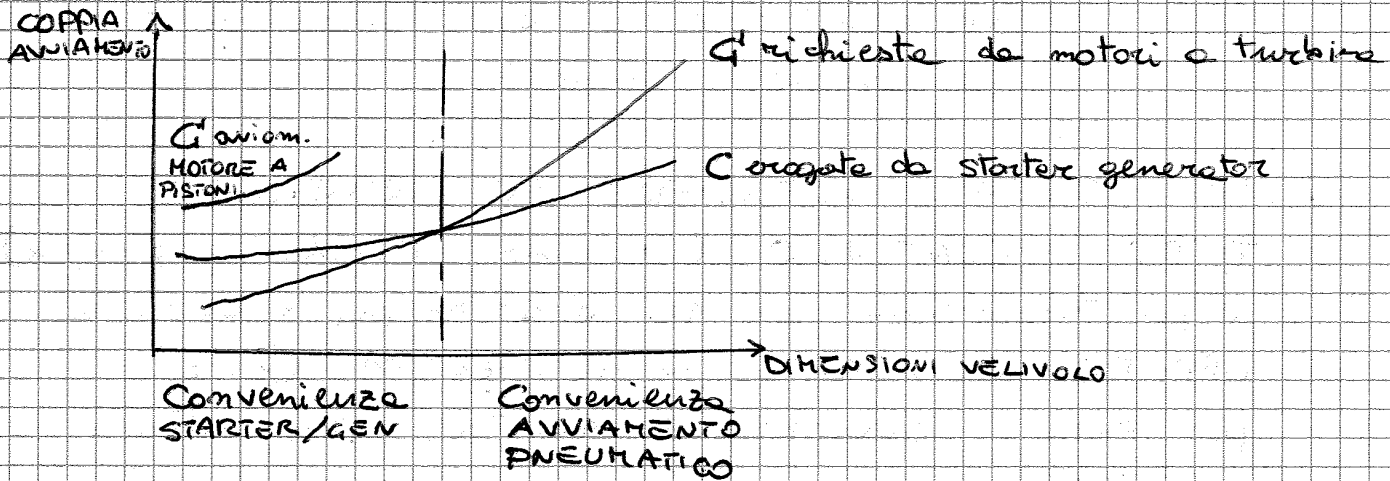
→ Business Jet

GENERAZIONE PRIMARIA IN CONTINUA

▶ AEREI COMMERCIALI

GENERAZIONE PRIMARIA IN ALTERNATA (2)

AVVIAMENTO ELETTRICO DEI MOTORI



STARTER/GEN: macchine con SPAZZOLE

- USURA ELEVATA → richiedono molta manutenzione
- MOTORI A PISTONI: serve un motorino d'avviamento dedicato alimentato dalla batteria. [come nelle auto]
- RICHIEDE ALTE C' DI AVVIAMENTO, CHE RICHIEDEREBBERO UN SOPRADIMENSIONAMENTO DELLA FUNZIONE "STARTER" dello starter/gen.

MORE ELECTRIC AIRCRAFT

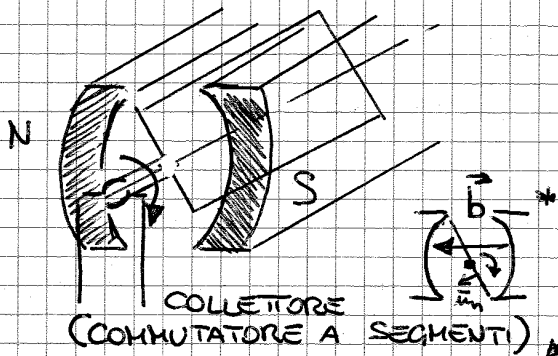
- SI GENERA SOLO IN AC a f variabile da 375 a 800 Hz
- BUS BAR A 230 V. AC
 - ↳ DEICING
 - ↳ AUTOTRANSFORMER RECTIFIER UNIT
 - ↳ STABILIZZAZIONE DELLA FREQUENZA

A.P.U. Unità con generatore di gas e giri costanti (5400rpm) che alimenta

- GENERATORI ELETTRICI
 - POMPE IDRAULICHE
 - POMPE PNEUMATICHE
- } Turbina da potenza a una gearbox.

MACCHINE ELETTRICHE

MACCHINE IN CONTINUA → DINAMO



ROTORE: spire avvolte attorno a un nucleo ferromagnetico

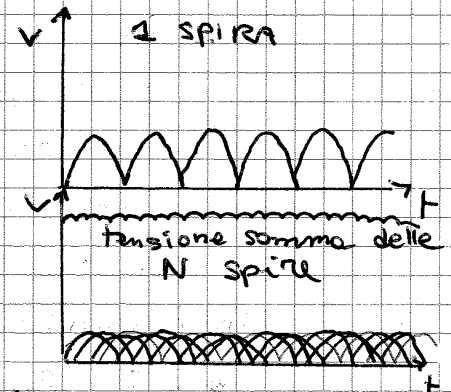
STATORE: campo magnetico permanente

Collettore: diviso in + sezioni
SPAZZOLE

SI PRENDONO SOLO SEMI ONDE CON LO STESSO SEGNO

1 SPIRA: CORRENTE PULSANTE

+ SPIRE SFASATE: CORRENTE CONTINUA, quasi



Rivedere elettrotecnica.

* Flusso variabile del campo magnetico nella spira.

Legge FARADAY $e = - \frac{d\Phi}{dt}$, tensione alternata.

Spezzettando però in 2 segmenti il collettore prendo solo la semionda +! Ogni $\frac{1}{2}$ giro abbiamo la stessa situazione!
→ + SPIRE e + COLLETTORI ed è fatta.

OGGI Regolazione tensione e raddrizzamento corrente avvengono per VIA ELETTRONICA e non + per via meccanica.

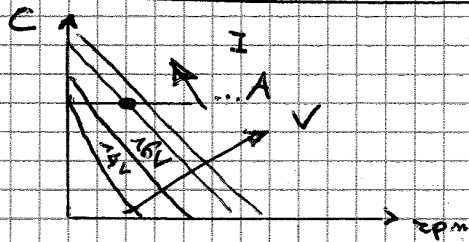
- Interruttori di sicurezza → INTERRUTTORI TERMICI
Una sovra corrente fa scattare l'interruttore che così apre il circuito

SISTEMI DI BORDO 18/04/2013

- Gli interruttori di protezione NON SONO DEI FUSIBILI, ma si possono riappareggiare, il magnetotermico solo in caso di sovracorrente (IL CHE NON È NECESSARIAMENTE UN CORTO CIRCUITO); il pilota lo deve reimmettere dopo tot secondi che è saltato (non subito)
- Interruttori termici VELOCI → consentono di lavorare a tensioni + alte
 - I 28 V degli anni '40 erano tali xk all'epoca gli interruttori termici non erano così veloci da garantire una protezione efficace degli impianti

▲ POMPA IDRAULICA da 3,5 cm³ → eroga 20 KW
 ▲ GENERATORE ELETTRICO da 30 Vg → " 10 KW

Caratteristica meccanica starter / generator $G=f(\omega)$



$V \uparrow$: AUMENTA VELOCITÀ ANGOLARE
 $I \uparrow$: AUMENTA COPPIA ASSORBITA (in caso di generator) o EROGATA (in caso di starter)

┌ $C \leftrightarrow I$: RADDOPPIO LA CORRENTE ┐
 =
 └ RADDOPPIO LA COPPIA ┘

VALUTAZIONE PRESTAZIONI STARTER

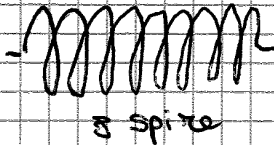
1) 28 V dc 550 A → $P = 28V \cdot 550A = 15,4 kW$
 G fornita = 60 Nm ALTA CORRENTE HA PER POCCHI SECONDI
 $\omega = 1380 rpm$

2) GENERATORE 30 V dc - 300 A → $P = 9 kW$

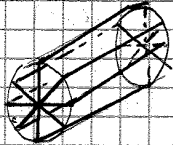
ROTAZIONE $f = 400 \text{ Hz}$ con 4 paia poli $\rightarrow 6000 \text{ rpm}$

✓ VERNICE ISOLANTE E RESISTENTE A CALORE
 (non troppo porosa)
 SERVE A ISOLARE LE SPIRE.

SURRISCALDAMENTO DELLA MACCHINA \rightarrow DETERIORAMENTO
 VERNICE E PERDITA DELLE SPIRE ISOLATE"



VERNICE TRA UNA E L'ALTRA PER FAR
 SÌ CHE L'AVVOLGIMENTO NON SIA
 UN CILINDRO.



\rightarrow Spire sul rotore sono spire "separate"
 e gabbia di scioattolo

SISTEMI DI BORDO 22/04/2013

- BRUSHLESS AC
- BRUSHLESS DC : alternatore e poi raddrizzatore e diodi

Wild frequencies \rightarrow frequenza variabile

CONTROLLO DELLA FREQUENZA

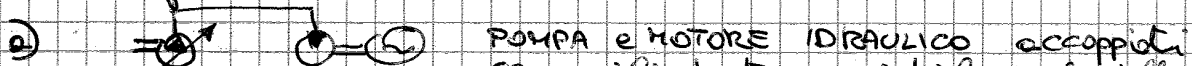
Alcune applicazioni (riscaldamento, illuminazione)
 accettano f variabili

Altre (\rightarrow AVIONICA) vogliono una FREQ. FISSA.

e FREQUENZA = $f(N \text{ MOTORI}) \neq \text{cost!}$

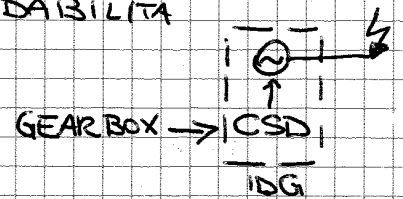
Come si fa?

1) MECCANICAMENTE "CAMBIO DI VELOCITÀ CONTINUO"
 fra gearbox e alternatore



IDG → MINOR PESO
 → MENO COMPONENTI → + AFFIDABILITA'
 → MENO SUPERFICIE INVOLUCRO

- OIL LEVEL SIGHT GLASS •



Alternativa a IDG:

VSCF - Variable Speed Constant Frequency
 ELETTRONICA

Soluzione poco usata, solo su alcune varianti del 737.

► CONVERSIONE AC/DC: TRU



Transformer Rectifier Unit

- Portatore la tensione da 115 V AC e 28 V DC

⇒ Trasformatore + alimentatore e DIODI
 [alimentatore e tot semiconde]

INPUT: 115 V AC @ 400 Hz

OUTPUT: 28 V DC, 50 A

Memo La tensione a 270 V_{ac} per ora ha solo applicazioni nel settore MILITARE e sul 787

► CONVERSIONE DC/AC: Inverter

- INVERTER ROTATIVI: roba anni '50, non più usati da mo'...

Oggi → INVERTER ALLO STATO SOLIDO



► CONVERSIONE DC/DC

→ PER STRUMENTAZIONE A BASSA POTENZA

Es B787: da busbar a 270 V DC e carica batterie a 28 V DC.

... slide [TR]?

ACCUMULI DI CARICA ELETTROSTATICA, FULMINI...

Si rischia una corrente CONTRARIA CHE TI FRIGGE L'UTENZA!!

• ϕ cavo = f (densità di corrente [A/mm^2])

$R = \rho \frac{L}{S}$ (ρ = resistività)

Cavi raggruppati in matasse

• IMPIANTO RIDONDATO 3 VOLTE → NON SI METTONO 2 CAVI RIDONDATI NELLA STESSA MATASSA!!!

↓
Se si tronca quella matassa perdi 2 linee in una botte sola!

• EVITARE di mettere vicini cavi emittenti e cavi suscettibili

PROGETTO TERMICO e CADUTA DI TENSIONE

NOMOGRAMMA :
 [68] → lunghezza cavo / caduta di tensione ammessa
 → corrente
 → INTERSECO e PRENDO LA DIMENSIONE DEL CAVO

- 3 curve trasversali : indicano il tipo di funzionamento del cavo
 - CONTINUATIVO in matassa
 - " in cavo singolo
 - INTERMITTENTE MAX 2 minuti

[69] GUAINA ISOLANTE e intervalli di temperatura ammessi

→ TEFLON, tollera fino a 200 °C

Risparmio peso, $\phi \downarrow$, $T \uparrow$ → servano OTTIMI isolanti!!!

Apu dà aria compressa alle ATS → starter per i motori

A motori avviati → BLEED → CONDIZIONAMENTO

↓
Variazioni della fluidodinamica dei propulsori

B787

Togliamo il BLEED.

Avviamento: STARTER GENERATOR brushless → ^{A CORRENTE} ALTERNATA

APU → corrente a SG → avviamento elettrico dei motori

È il 1° grande aereo su cui avviene avviamento elettrico.

Condizionamento: COMPRESSORE ELETTRICO che comprime aria da esterno.

- 270 V DC : prima era solo per i motori, ora anche sul 787

UTILIZZATA x UTENZE AD ALTO CONSUMO

V ↑ S ↓ = RISPARMIO IN PESO

Lo starter x i motori ha un coseno di avvolgimenti.

⇒ FUTURO : 540 V dc

- Gli apparati avionici sono montate su piastra ANTI-SHOCK che smorza le vibrazioni.
Vibrazione di circuiti percorsi da corrente → CAMPO MAGNETICO INDOTTO → interferenze.

ACCUMULATORI :

- EMERGENZA, alimentori bus-bar per qualche decina di min
- AVVIAMENTO: corrente intensa per pochi secondi

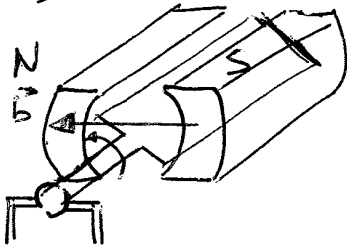
Scelta della batteria → CAPACITÀ [A-H]

⇒ SCOPO SECONDARIO: ATTENUAZIONE FLUTTUAZIONI DI TENSIONE
COME ACCUMULATORE IMPEDIMENTI

⚡ MACCHINE ELETTRICHE ⚡

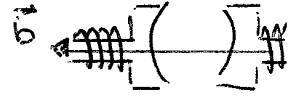
CORRENTE CONTINUA → DINAMO

1) GENERATORE DC



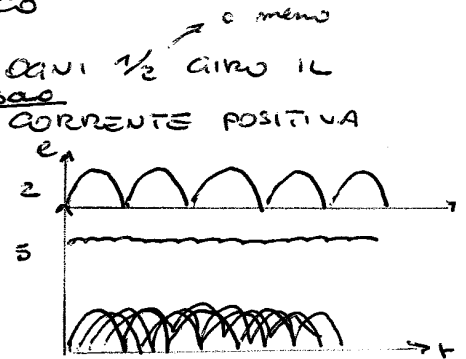
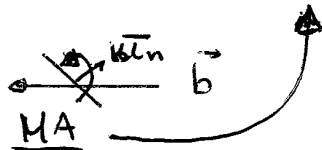
STATORE: MAGNETI PERMANENTI o
STATORE CON AVVOLGIMENTI

ROTORE: SPIRE AVOLTE
ATTORNO A NUCLEO
FERROMAGNETICO



- COMMUTATORE A SEGMENTI (2): OGNI 1/2 CIRCO IL CONTATTO STRISCIANTE PRELEVA CORRENTE POSITIVA

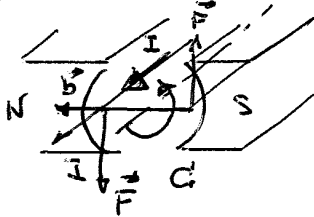
$\mathcal{E} = - \frac{d\Phi}{dt}$
→ TENSIONE ALTERNATA



- ROTORE È TRASCINATO DALLA GEARBOX.

DINAMO → REVERSIBILE ⇒ PUÒ FUNGERE DA MOTORE DC

2) MOTORE DC



Forza di Lorentz

$$\vec{F} = I \vec{L} \wedge \vec{b}$$

FORZA GENERA COPPIA MOTRICE

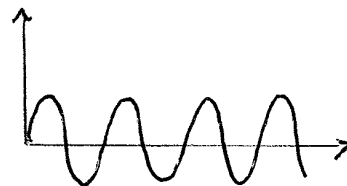
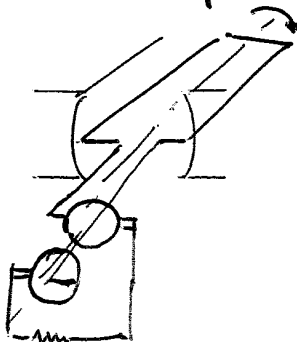
- SI ALIMENTA IL ROTORE CON CORRENTE DC, INTERAGISCE CON IL CAMPO MAGNETICO DELLO STATORE E SI GENERA LA FORZA

BRUSHES

CORRENTE ALTERNATA

3) ALTERNATORE DEI POVERI

Prendiamo il generatore DC, gli togliamo i commutatori a segmenti mettendo 2 collettori continui → le spazzole prelevano una corrente alternata



BRUSHES

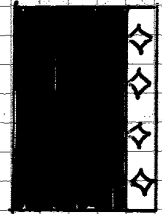
SISTEMI DI BORDO 24/04/2013

IMPIANTO COMBUSTIBILE

Fuel , ATA 28

Serve un impianto che trasferisca il combustibile dai serbatoi ai propulsori.

- IL FLUIDO NON DEVE COMPIERE LAVORO, MA SOLO ESSERE TRASFERITO!



→ pressioni molto + basse di quelle dell'impianto idraulico

- SERBATOI
- POMPE
- VALVOLE

Funzioni

1) PRIMARIE : • OSPITARE COMBUSTIBILE (oli e cassone dove centrale)

- ALIMENTARE I MOTORI

2) SECONDARIE : • CONTROLLO POSIZIONE BARICENTRO

NON LEGATE AL COMBUSTIBILE

- ASSORBIMENTO CALORE → SCAMBiatori DI CALORE

3) ACCESSORIE : • RIFORMIMENTO

- TRAVASO : trasferimento di fluido tra i compartimenti dei serbatoi

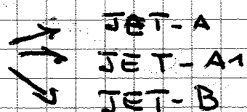
- FUEL DUMPING d'emergenza

CARICO DI COMBUSTIBILE

A380 : MTOW = 560.000 Kg M FUEL = 250.000 Kg → 45% del MTOW!

TIPi DI COMBUSTIBILE

JET FUEL



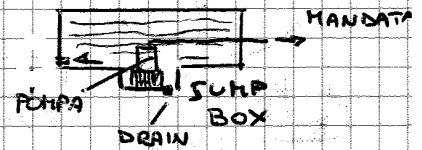
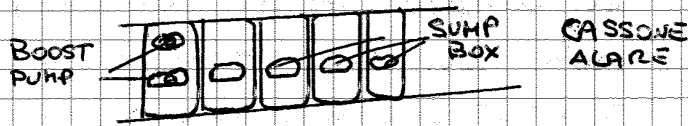
NON CI SONO ALTERNATIVE AI CARBURANTI "LEGGERI"

Stanno iniziando a comporre i BIO-FUEL

- ✦ Deve avere un punto di congelamento molto basso, in modo che non si creino poroffine nei serbatoi durante il volo (Text = -50°C)

Ogni tanto c'è lo SPURGO del pozzetto. (drain)

■ La presa di carburante NON PESCA SUL FONDO e ha comunque un FILTRO.



VENTILARE la parte vuota del serbatoio man mano che si consuma combustibile

→ SI EVITA CONCENTRAZIONE DI VAPORI,

scongiurando esplosioni

→ SFIATI (Vent valves)

Esempio: Fulmine colpisce l'aereo a estremità d'ala: se l'ala è in metallo e conduce bene allora non si creano archi elettrici e il fulmine esce dall'altra parte. Se invece trova delle resistenze [ALA IN COMPOSITO] potrebbe scattare un arco elettrico NEI SERBATOI → se ci sono vapori SCOPPIA IL SERBATOIO!

... sfoltando però i vapori buttiamo fuori vapori incombusti! E Allora?

→ PRESSURIZZAZIONE DEI SERBATOI

Si invia AZOTO [INERTE] A RIEMPIRE

LO SPAZIO VUOTO LASCIATO DAL COMBUSTIBILE

CONSUMATO nei serbatoi

⊙ N₂ → BOMBOLE a bordo

→ "OBIGGS" = estrazione dell'N₂ dall'aria dell'impianto pneumatico tramite centri fuga dell'aria stessa

↳ limita perdite x vaporizzazione
↳ RIDUCE RISCHIO ESPLOSIONI
↳ RIDUCE RISCHIO DI CAVITAZIONE DELLE POMP

Velivoli piccoli: VALVOLE DI VENTILAZIONE

→ NACA VENT INTAKE:

Prese di pressione dinamica

- LE POMPE SI AUTO-PRESSURIZZANO: IL 20% DELLA MANDATA LO RIMANDANO NELLA SUMP-BOX DOVE SONO ALLOGGiate.

$P_{mand} = 87 - 210 \text{ kPa}$ [A l'impianto idraulico è a 21 MPa!]

SISTEMI DI BORDO

29/04/2013

TORNANDO DALLE POMPE

- MOTORE A INDUZIONE (brushless) a 400 Hz.

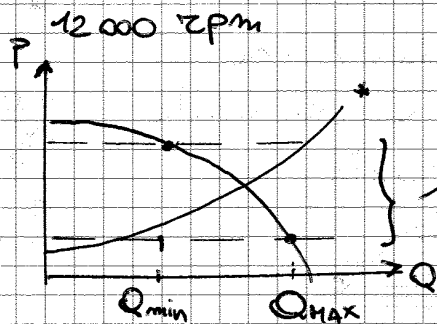
Per dare 2 numeri:

■ BOOST PUMP 777

200V 400Hz trifase

Flow rate: 4,4 kg/s

Delivery pressure: 82 - 210 kPa



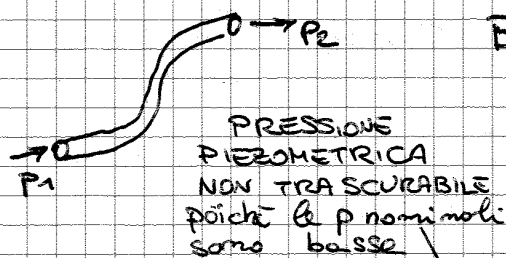
CAMPO DI VARIABILITÀ DELLA PRESSIONE IN FUNZIONE DELLA PORTATA RICHIESTA DAL MOTORE

TSFC / min: IDLE e TERZA
max: DE COLLO

- * curva caratteristica del CONDOTTO

→ SI SCEGLIE LA POMPA IN MODO CHE IL PUNTO DI FUNZIONAMENTO CADA ENTRO I LIMITI DI VARIABILITÀ DI pressione e portata

- CONDOTTO A SEZIONE COSTANTE



Bernoulli BRUTALE

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 + \rho g h_1 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 + \rho g h_2$$

- TRASCURIAMO LE BASSE VELOCITÀ E INTRODUCIAMO LE PERDITE DI CARICO

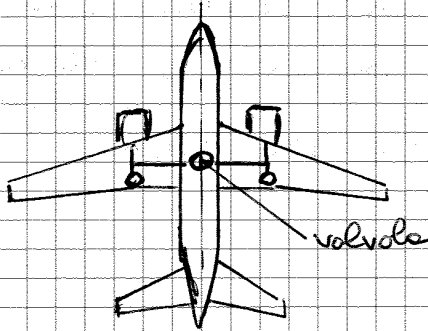
$$P_1 = P_2 + \int_{S_1}^{S_2} \frac{\partial p}{\partial s} ds + \rho g (z_2 - z_1)$$

→ PRESSIONE A CUI LA POMPA DEVE MANDARE IL CARBURANTE

CROSSFEED

ALIMENTAZIONE INCROCIATA

Se un motore si pianta non consuma + carburante dai serbatoi del suo lato: si svuotano solo quelli del lato opposto → **SIBILANCIAMENTO**, **PERDITA DI STABILITÀ PER SPOSTAMENTO BARICENTRO**



→ VALVOLA DI CROSSFEED

Alimenta il motore prendendo carburante da entrambi i serbatoi

Oppure: **ROTTURA DI UNA POMPA**

⚠ LA POMPA RESIDUA DEVE ALIMENTARE ENTRAMBI I MOTORI

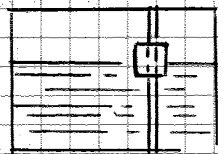
MISURA QUANTITÀ DI COMBUSTIBILE

- SERBATOI DI FORMA IRREGOLARE

Misura massa ↔ misura del volume

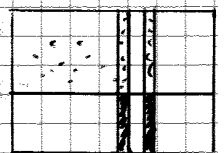
→ **SENSORI LVDT GALLEGGIANTI** ←

Trasformatori e rapporto di trasformazione variabile



→ **SENSORI CAPACITIVI**

Condensatori di forma tubolare in cui varia il dielettrico: nella parte immersa è combustibile, in quella emersa è gas. → **SEGNALE ELETTRICO** ↔ MISURA CAPACITÀ



condensatore
all'indice

- CI SONO MOLTE SONDE POSIZIONATE IN SEZIONI DIVERSE DEI SERBATOI.

→ **Diagrammi di svuotamento**: mappatura dei rilievi di ogni sensore e calcolo del

→ REGOLA LA PORTATA DI FUEL IN ARRIVO AL MOTORE
È una valvola comandata dalla regolazione della manetta.

Com'è collegata la manetta alla FCU?

- ▲ MECCANICAMENTE : anni '50
Rischio che un'eccessiva portata di carburante porti allo spegnimento del motore.
- EEC - Electronic Engine Control
Controllo meccanico ma con un ausilio elettronico
- FADEC - Full Authority Digital Engine Control

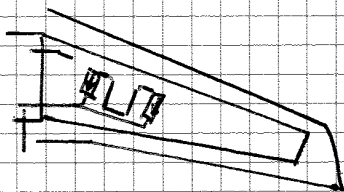


Engine Fuel Shut off Valve

BLOCCA L'AFFLUSSO DI CARBURANTE AL MOTORE
IN CASO DI INCENDIO

- JETTISON
→ Urogello di Fuel Dumping

BONUS COSTRUZIONE DEI SERBATOI e DELL'IMPIANTO

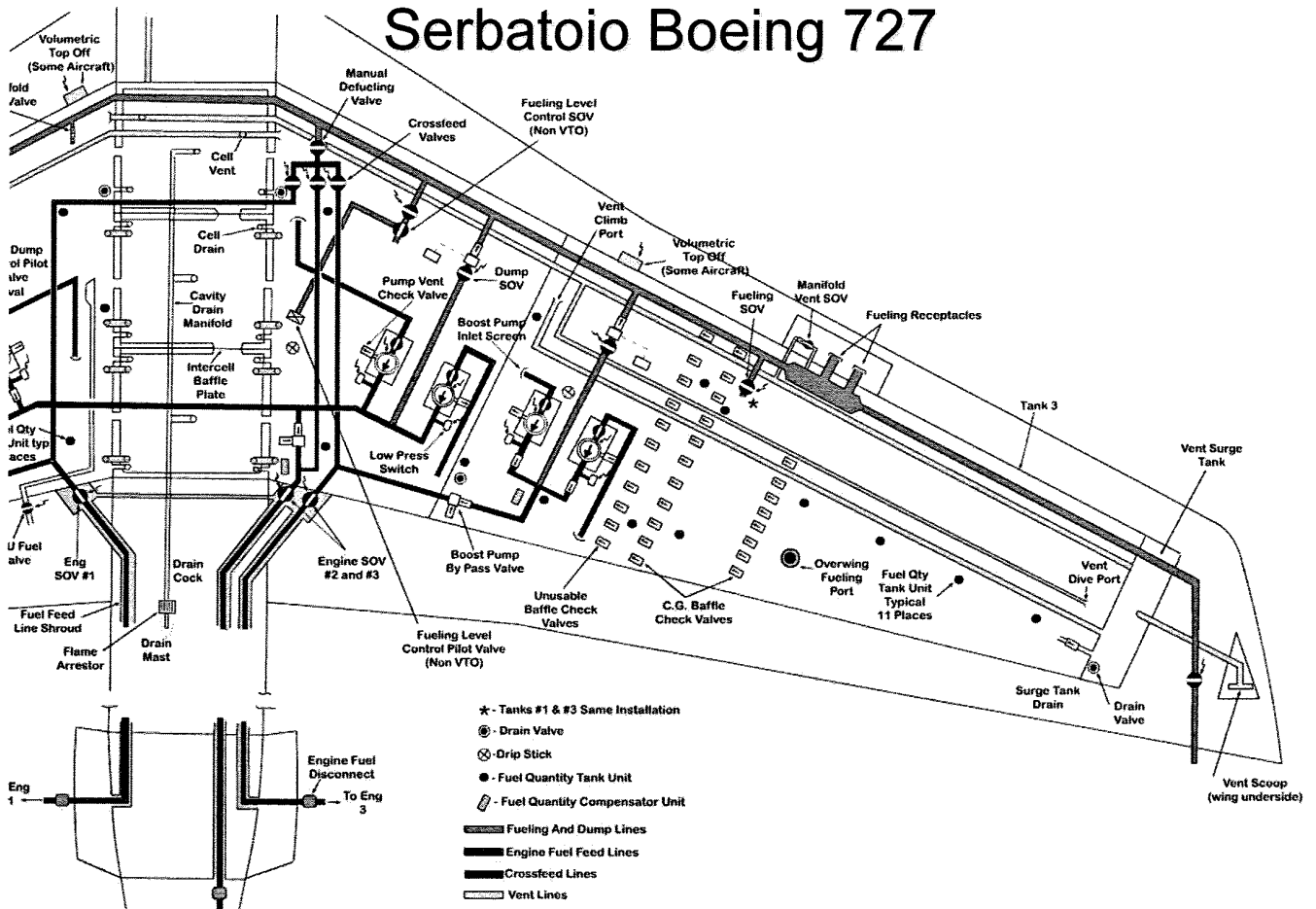


I tubi rigidi di trasporto del carburante, le valvole, le sonde, le pompe ecc. VENGONO INTEGRATE NELL'ALA AL MOMENTO DELLA COSTRUZIONE DEL CASSONE ALARE.

VIENE ↓ SIGILLATO

- OPPORTUNI PORTELLI CON GUARNIZIONI

Serbatoio Boeing 727



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

Alcuni esempi di impianti

Aeromobili	Serbatoi		Tipo di rifornimento	Caratteristiche particolari
	Sistemazione	Capacità (l)		
Phantom	6 dorso fusoliera 2 alari integrali + esterni supplementari	7 550 5 100	sotto pressione (1000 l/min)	pompe immerse nei serbatoi per mandata al collettore e ai motori
Mirage F1	integrali di fusol. + supplementari esterni	3 700 3 900	sotto pressione (750 l/min)	sistema automatico di svuotamento per mantenere inalterato il centraggio
Corsair II	fusoliera integrali alari + supplementari esterni	2 669 2 725 4 565	sotto pressione o a gravità	mandata con pompe a iniezione o a gravità
Skyhawk	autostagnante in fusoliera e integrale nel tronco centrale alare + supplementari esterni	3 000 3 800	sotto pressione o a gravità	
Concorde (prototipo)	14 integrali: ala, lobo inferiore fusoliera, cono poppiero	117 000	sotto pressione	4 collettori a pozzetto; 6 serbatoi di centraggio a travaso per mantenere inalterato il centraggio con 2 pompe immerse in ogni serbatoio
B 747	7 alari integrali (4 principali, 1 per motore; 3 di riserva, esterni e centrale)	190 000	sotto pressione (6700 l/min)	
DC-10	3 alari integrali (1 per motore: esterni ai mot. sub-alari, centrale al mot. di coda + APU(*)	135 000	sotto pressione	
Tristar	4 alari integrali (interni ai motori sub-alari, esterni al mot. di coda + APU(*)	86 000	sotto pressione	
Airbus	2 alari integrali (1 per motore); all'esterno celle di troppo-pieno e sfiato	34 000	sotto pressione	cl. pompe e pozzetti sempre pieni (con valvole di non-ritorno) per garantire l'alimentazione
Mercure	2 alari integrali	11 000	sotto pressione (2000 l/min)	1 coppia di cl. pompe per motore + 1 per APU(*)
G 222	3 alari integrali	12 000	sotto pressione o a gravità	1 cl. pompa per ogni serbat. esterno, 2 per il serbat. centrale
Corvette	2 alari integrali 2 (eventuali) all'estremità alare	830 350	a gravità (150 l/min)	2 pozzetti collettori (140 l) alla radice alare e 2 cl. pompe (1 di riserva)
Citation	2 alari integrali	2 050	a gravità (150 l/min)	2 pozzetti collettori con 2 pompe ciascuno (1 di riserva) + 1 pompa travaso
P 68	2 alari integrali esterni alle gondole motrici	486	a gravità	
SF-260	2 alari metallici 2 di estremità alare	98,5 143	a gravità	per pressurizzazione dai serb. estremi agli alari e al motore mediante cl. pompe
A 109	2 in fusoliera	550	a gravità	cl. pompa immersa

(*) APU = Auxiliary Power Unit

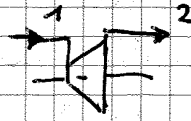
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

TURBINE PNEUMATICHE

Potenza \rightarrow portata in massa \times differenza di entalpia

$$m \Delta h = C \cdot \omega$$

$$m c_p (T_1 - T_2) \eta_m = C \cdot \omega$$

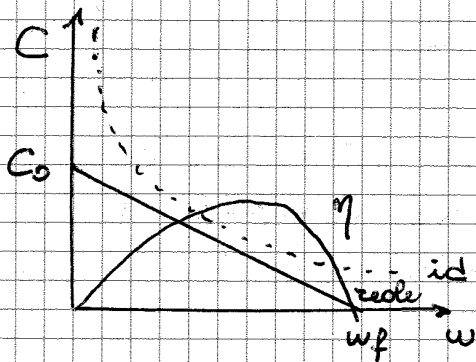


$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\eta_c = \frac{T_1^0 - T_2^0}{T_1^0 - T_{2, is}}$$

Usi di turbine pneumatiche:

STARTER dei MOTORI \rightarrow ACCENSIONE PNEUMATICA



$$C = C_0 - C_0 \frac{\omega}{\omega_{wf}}$$

ω_{wf} : FREE RUN \rightarrow ω_{max} MA

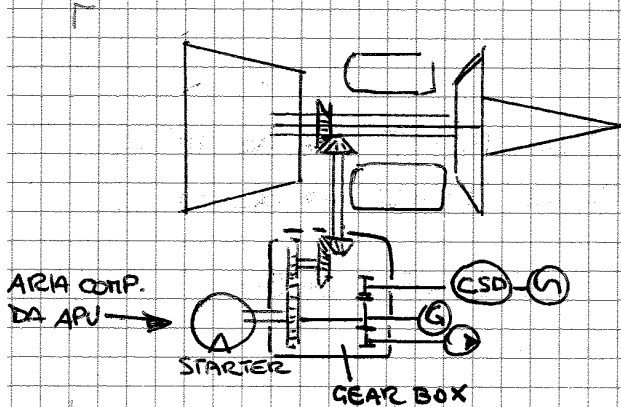
NON VIENE EROGATA COPPIA

$$\omega_{\eta_{max}} = \frac{\omega_{wf}}{2}$$

Starter: arriva aria compressa da APU a ~ 200 bar e $T = 200^\circ C$

non sono un po' troppi?!

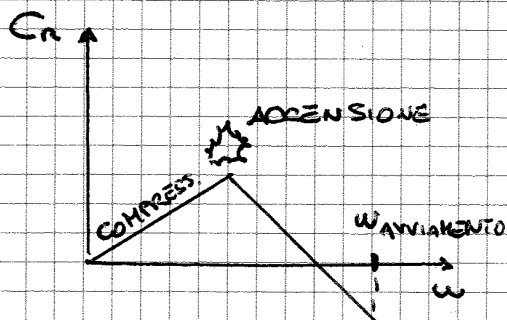
NO NO, ci sta ... 150-200 bar



STARTER

\downarrow
COPPIA AL PTO

\downarrow
Mette in rotazione l'albero del motore (albero di ALTA PRES.)

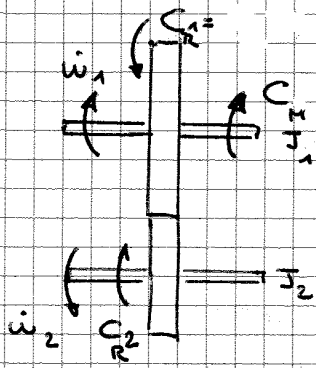


◆ COPPIA RESISTENTE MOTORE

C_r MOTORE CRESCE con ω perché il compressore inizia a comprimere aria.

Quando poi l'ECU ritiene che ci sia un'opportuna pressione in camera di combustione allora parte l'INIEZIONE

ORA SI PUÒ FARE UNA MEGA EQUAZIONE DI EQUILIBRIO!



$$T = \frac{w_2}{w_1}$$

$$C_2 = J_2 \omega_2$$

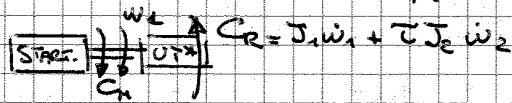
$$C = J_1 \omega_1 + \tau J_2 \omega_2$$

$$\rightarrow C = \omega_1 (J_1 + \tau^2 J_2)$$

dove J_1 è l'inerzia dello starter e J_2 quella di tutte le utenze e del motore ridotte a un albero solo.

PORTIAMO TUTTO ALL'ALBERO DEL MOTORE

ALBERO MOTORE



$$\dot{\omega} = \frac{C_{mot} \tau_{st} - C_{RES} \text{equiv}}{J_{eq}}$$

... ma il sistema è lineare a coefficienti costanti?

$$\omega = \int \dot{\omega} dt$$

$$m = \int \omega dt$$

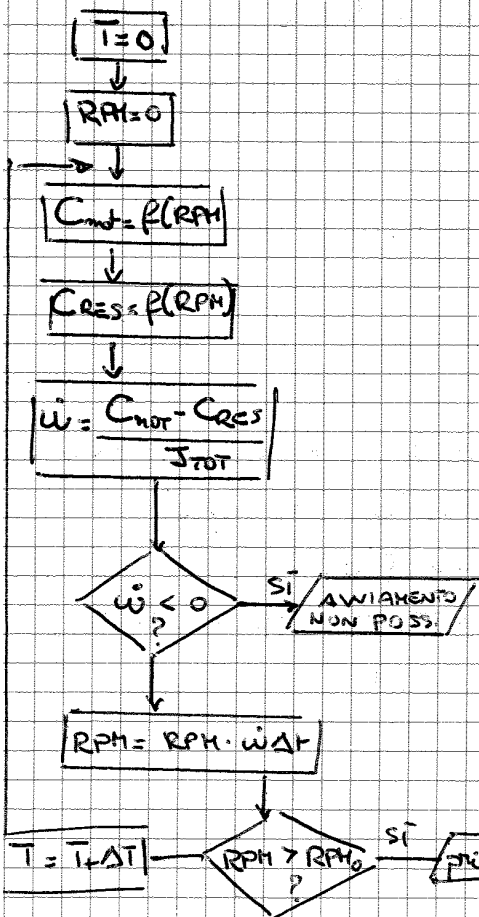
di giri relativi

NO!!! C_r del CSD vede un τ variabile con ω !

Amdamento portata pompa idraulico non è lineare!

SI PUÒ SOLO RISOLVERE NUMERICAMENTE!!!

Si costruisce un bell'algoritmo collegato a tabelle con le coppie in funzione delle velocità angolari



PRESTAZIONI
A cosa serve simulare l'avviamento? → Per calcolare i TEMPI: servono 25 secondi.
CONDIZIONI AL CONTORNO

CONDIZIONAMENTO e PRESSURIZZAZIONE

Air Conditioning and Pressurisation ATA 21

Questo impianto è una sottoparte di quello pneumatico.

FISIOLOGIA UMANA

- PRESSIONE PARZIALE DELL'O₂ È LA COSA CHE CONTA, indipendentemente dalla pressione atmosferica.
- * Pressione ^{parziale O₂} sufficiente agli alveoli: 80 mmHg È SUFFICIENTE A NON CREPARE HA NON A STARE BENE!!
- Percentuale di O₂ nell'atm: 20% [frazione molare]

$$P_{O_2} = X_{O_2} \cdot P_{atm} \rightarrow \text{SERVE UNA } P_{atm} = \frac{P_{O_2}}{X_{O_2}} = \frac{80 \text{ mmHg}}{0,20} = 400 \text{ mmHg}$$

QUINDI AL SALIRE DI QUOTA: 0

facciamo salire la % di O₂
o aumentiamo la pressione complessiva

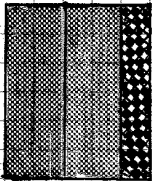
↓
53 329 Pa
(4500 m)

SALITA: gradienti a crescere < 500 ft/min

DISCESA: " " scendere < 250 ft/min

* Per garantire benessere però la P in cabina è equivalente a 8000 ft = 2438 m ≈ 72 027 Pa ≈ 540 mmHg

È + FACILE CHE SI ROMPA NO I TIMPANI CON LA PRESSIONE CHE CRESCE VELOCEMENTE.



◆ Temperatura e umidità

6/05/2013

• CABINE NON PRESSURIZZATE → sotto 6000 m

CABINE PRESSURIZZATE

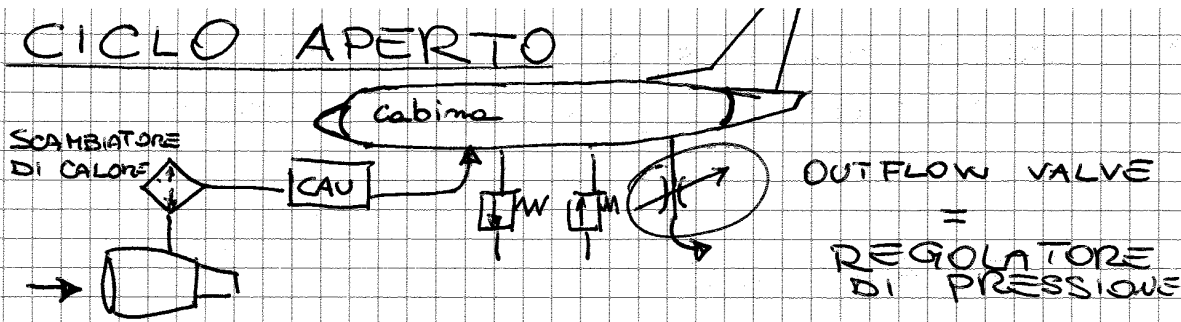
- CICLO APERTO
- CICLO CHIUSO →

SVINCOLATI DA IMPIANTO PNEUMATICO, C'È UN COMPRESSORE DEDICATO

Pressurizzazione fusliera, pressione differenziale tra dentro e fuori → CARICO

BONUS Fusliera in composito può sopportare pressurizzazioni + alte

CICLO APERTO



CAU: cold air unit, raffredda tutto quello che non riesce a raffreddare e' heater exchanger
 Dopo vedremo come funge.

15 MAIN OUTFLOW VALVE

Pressure safety relief → differential pressure relief valve

Negative pressure r. v. → fatta come la bocca della cassetta postale, si apre solo da fuori quando sente un $P_{int} - P_{ext} < -0,1 \text{ psi}$

Non è normale che $P_{int} < P_{ext}$!

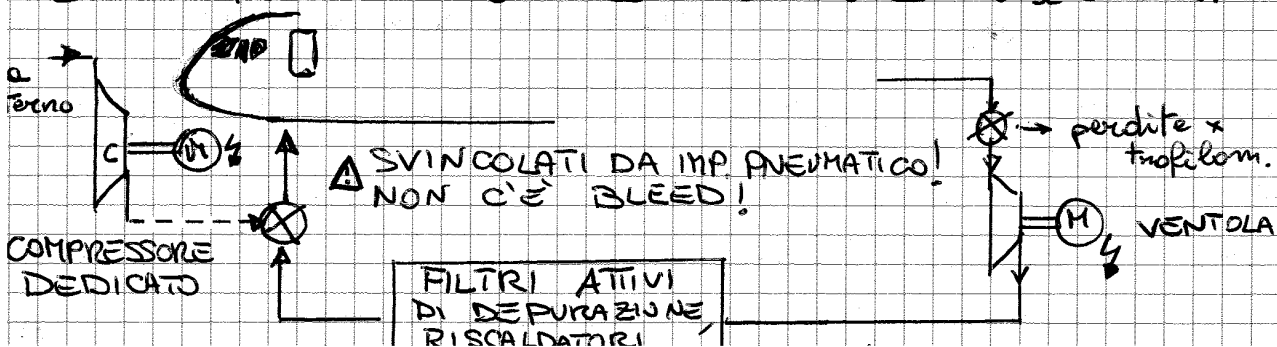
un $P_{int} - P_{ext} < -0,1 \text{ psi}$

WOW: quando l'aereo è a terra il segnale di weight on wheel comanda l'apertura delle outflow valve equiparando la pressione interna a quella esterna
 → $P_{int} = P_{ext}$, posso poi aprire i portelli

CICLO APERTO = CICLO A PERDERE, SEMPRE ARIA PULITA

CICLO CHIUSO → RICIRCOLO ARIA, B787

BOEING 787: 25% aria ricircola su se stessa.

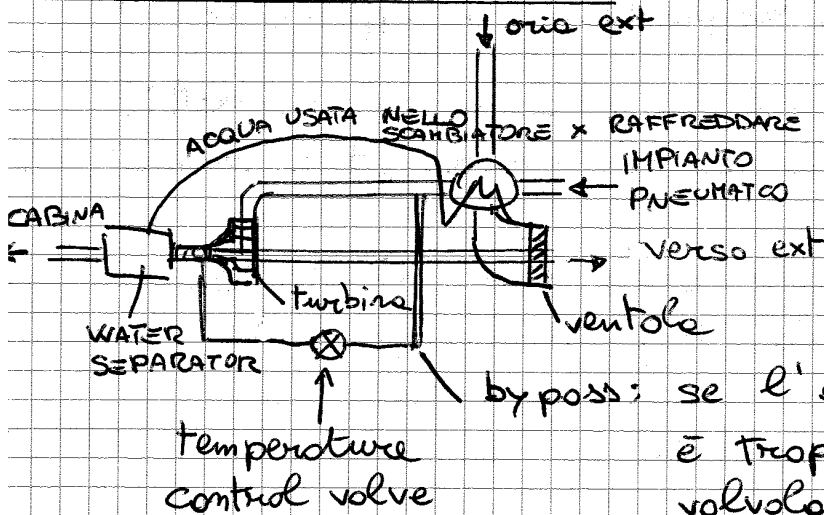


AIR CONDITIONING PACK

AIR CYCLE MACHINE → sistema con turbina e compressore
 è parte della CAU

brusco raffreddamento dell'aria tramite espansione adiabatica

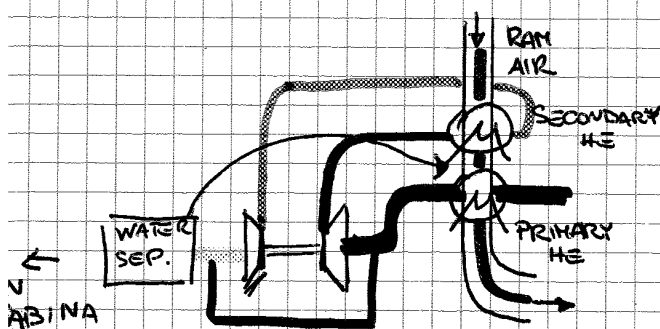
SYMPLE AIR CYCLE



- RAM AIR: scambiatore di calore per raffreddare aria dal bleed.
- VENTOLA COLLEGATA ALLA TURBINA
- TURBINA MOSSA DA ESPANSIONE ARIA DA IMPIANTO PNEUM. ESPANSIONE ISENTROPICA RAFFREDDAMENTO!

by pass: se l'aria dopo la turbina è troppo fredda apre la valvola di by pass e la riscalda

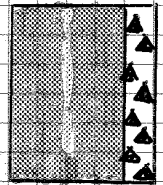
AIR CYCLE MACHINE BOOTSTRAP [molto diffuso]



- 1) ARIA DA IMPIANTO PNEUMATICO VA AL COMPRESSORE GIÀ RAFFREDDATA
- 2) ESCE COMPRESSA E VA DI NUOVO A SCAMBIATORE DI CALORE

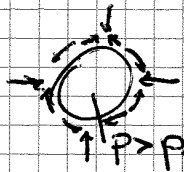
SISTEMA ANTIGHIACCIO

Ice and Rain Protection ATA 30



FORMAZIONE DI GHIACCIO → punti di orresto della
 corrente: bordo d'attacco,
 bordo d'uscita, ...

Acqua è l'unico composto che ghiacciando aumenta
 di volume.



Goccioline SOPRAFFUSE: acqua liquida
 a $T < 0^\circ\text{C}$!
 (dim di qualche decina di μm)

ROTTURA GOCCIOLINA PER IMPATTO → decompressione,
 la T acqua scende e si forma ghiaccio!

* Molecole polare, alta T_{ms} superficiale, mantiene una
 SFERA COMPATTA → finché c'è la sfera e non
 si espande non ghiaccia.

Quote favorevoli a formazione di ghiaccio:

da 3500 e 6500 m, $T: -11 - -24^\circ\text{C}$

Al di sopra non c'è + H_2O , al di sotto non fa
 così freddo

* La normativa ci dà la condizione peggiore in cui
 possiamo trovare ghiaccio → DEFINIZIONE POTENZA
 TERMICA

EFFETTI DEL GHIACCIO

- 1) AUMENTO C_o
- 2) $C_L \text{ MAX} \downarrow$
- 3) BLOCCO ROTAZIONE SUP. MOBILI
- 4) DISEQUILIBRATURA ELICHE e ROTORI
- 5) DISTURBO FLUSSO IN INGRESSO PRESE D'ARIA MOTORI
- 6) OSTRUZIONE PRESE DI PRESSIONE \triangle
- 7) OSCURAMENTO FINESTRINI

- I sistemi vibranti hanno lo svantaggio che vibrando ad alta frequenza (ma con ampiezze cmq minime) inducono fatica sulle strutture (va beh...)

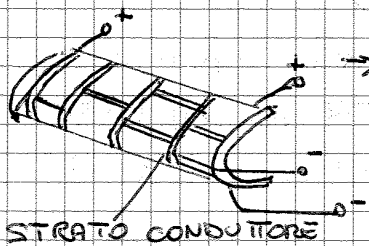
ANTI GHIACCIO ELETTRICO

BOEING 787 Bordo d'attacco ala è rivestito da uno strato di materiale conduttivo, depositato

SPRAY DEPOSITION

← in forma di vapore sull'ala.

[poi sopra c'è la vernice]



→ STRATO UNIFORME CONDUTTIVO (resistivo)

+ SEGMENTI RESISTENTI ON/OFF

attivati nelle fasi + critiche

[spezzano possibili patine di ghiaccio che si potrebbero cmq formare]

- POTENZA ELETTRICA PER ANTI-ICING: 150 - 200 kW

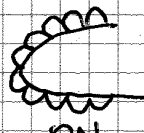
La tecnica di deposizione di vapori metallici è molto avanzata ed è la prima volta che si usa sul 787.

Negli aerei + vecchi si INCOLAVANO delle lastre (pellicole) di materiale conduttivo

SACCHE PNEUMATICHE



OFF



ON

Si attivano e disattivano in modo impulsivo x rompere il ghiaccio.

⊗ Leading edge da forma irregolare, manda subito lo strato limite in turbolento

FA AERODINAMICAMENTE PENA.

→ Usato per piccoli aerei

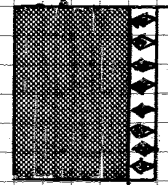
C'era anche sull'ATR 42, poi è stato sostituito da pellicole resistive

IMPIANTO ANTINCENDIO

Fire Protection, ATA 26

Rischio incendio in volo è molto pericoloso: CALORE PRODOTTO

FUMO IN CABINA



→ ~~Si può~~ Si può disattivare il condizionamento a ciclo chiuso e passare a un ciclo aperto completo MA COMUNQUE NON SI RIESCE A DEPURARE COMPLETAMENTE LA CABINA!

Il ciclo aperto consente un piccolo ricambio

Quindi bisogna estinguere l'incendio il prima possibile.

RILEVATORI DI INCENDIO

Si può rilevare x via umana o con SENSORI

- SENSORI DI TEMPERATURA (overheat) o rilevatori di fumo

§ 1) RILEVATORI PUNTUALI: lamina bimetallica con un contatto che si apre x dilatazione termica differenziale. * o CHIUSO

§§ 2) CONTINUOUS LOOP

Disposti in luoghi non accessibili:

disposizione MOLTO FITTA di sensori nel vano corrello, nei motori, nell'APU.

* I rilevatori puntuali sono disposti in cabina uno ogni mezzo metro: non serve metterli troppo vicini.

Continuous loop

ELETTRICI → variazione di R

CHIMICI: un condotto contenente una sostanza chimica che si decompone col calore formando

GAS → GAS FA DILATARE CONDOTTO

→ ATTIVA UNO SWITCH e si localizza l'incendio

SISTEMI DI BORDO 9/05/2013

OSSIGENO, Oxigen ATA35

Ossigeno a bordo in forma $\left\{ \begin{array}{l} \text{LIQUIDA} \\ \text{GASSOSA} \end{array} \right.$

- LIQUIDO: va tenuto in pressione affinché a T_{amb} non diventi gassoso \rightarrow se diventa gassoso fa scoppiare la bombola

\rightarrow Per le condizioni di emergenza l'ossigeno è conservato in forma GASSOSA.

▲ NO OSSIGENO = IPOSSIA (o meglio, respirando a pressione ridotta c'è una deficienza di O_2 nel corpo...)

Generalità dell'impianto ossigeno:

- $P_{circuito} > P_{cabina}$
- 2 SISTEMI OSSIGENO: EQUIPAGGIO

bombole di gas a 300 bar, O_2 va ai piloti dopo aver ridotto la pressione con un regolatore

- PASSEGGIERI: le maschere scendono quando la pressione scende sotto quella che c'è a 14000 ft.

O_2 contenuto in GENERATORI CHIMICI

- Ci sono anche piccole BOMBOLE PORTATILI

OSSIGENO NON È ESPLOSIVO, ma alimenta la combustione. Un'atmosfera ad alta % di O_2 può innescare incendi o esplosioni!

\rightarrow LAVORARE CON CAUTELE CON L'OSSIGENO PRESSURIZZATO

- Tubazioni in: ACCIAIO INOX
AL 6061-T6

Reattore chimico: uno per ogni fila di passeggeri
GENERATORE CHIMICO DI O_2

STRUTTURA BEN COSTRUITA = GABBIA DI FARADAY

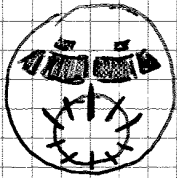
→ Se tutto va bene

- Qualsiasi impianto INTERNO deve essere collegato a massa.

Es. 2 parti meccaniche mobili sono collegate da un filo di massa → non si "interrompe" il tratto a impedenze costante



RADOME: materiale composito non conduttivo
(→ non carbonio ma Kevlar, fibre di vetro...)



Lo si collega alla fusoliera metallica tramite strip metalliche

→ non c'è il rischio che un fulmine lo faccia scoppiare quando colpisce!

Normativa: zone + sensibili ai fulmini e zone + probabilmente colpite.

→ ZONE DA ISPEZIONARE AL TERMINE DI UN VOLO IN CUI L'AEREO È STATO COLPITO DA UN FULMINE

PROCEDURE APPOSITE

EQUIPAGGIAMENTI

PORTE

- Guarnizioni a tenuta stagna gonfiate dalla potenza PNEUMATICA
- Scivoli di emergenza: vanno ARMATI prima del decollo ("Flight attendant, all doors in flight")

SCALEE INCORPORATE

→ BOMBOLA DI N_2
CONTENUTA NEL "case"

- $7 \div 3$: numero di pistoncini generalmente usati nelle Pompe a PISTONI ASSIARI
- $2 \div 3$ bar : pressurizzazione del SERBATOIO

ATA 24 - SISTEMA ELETTRICO

CORRENTE	TENSIONE [V]	NOTE
CONTINUA	28 V	A PARITÀ DI POTENZA UN IMPIANTO 28V DC PESA 15 VOLTE QUELLO IN AC HOWE
CONTINUA	270 V	B787, H.E.A.
ALTERNATA MONOF.	115 V	$f = 400$ Hz oppure wild frequency
ALTERNATA TRIFASE	115V $\frac{1}{\sqrt{3}}$ 200V $\frac{1}{\sqrt{3}}$	$f = 400$ Hz " " "

Per i velivoli motore elettrici si stanno sperimentando AC BUS BAR A 230 V e DC BUS BAR A 540 V.

- 1450 KVA : POTENZA GENERATORI ELETTRICI B787
[787 in realtà ha un bus bar a 230 V AC e poi uno a 28 V DC ...]
- 1000 ore : durata spazzole STARTER GENERATOR
- 10 kW Potenza come generator dello starter-generator
- 28 kg Peso di uno starter generator
→ ALTO RAPPORTO PESO/POTENZA

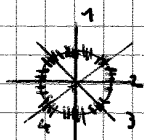
Generazione PRIMARIA IN ALTERNATA

$$\omega = 2\pi f$$

$$f = \frac{m \cdot p}{60}$$

$$f = 400 \text{ Hz} \rightarrow m = 24000 \text{ rpm!}$$

MACCHINA CON 1 PAIO DI POLI (N-S)



4 PAIA POLI

$$f = 400 \text{ Hz} \quad m = 6000 \text{ rpm}$$

ATA 28 - IMPIANTO COMBUSTIBILE

JET-A : $\rho \approx 0,8 \text{ kg/dm}^3 @ 15^\circ\text{C}$

$H_i \approx 43 \text{ MJ/kg}$

FLASH POINT = 38°C

$T_{\text{autocomb}} = 210^\circ\text{C}$

PUNTO CONGELAMENTO = -40°C

- 250 000 kg : FUEL IMBARCATO SU A380 (MTOW = 560 000 kg)
- 19 100 kg : " " " A319 (MTOW = 64 000 kg)

OLTRE I 6000 m È ELEVATO IL RISCHIO DI PERDERE CONOSCENZA

- 8000 ft : cabin altitude = SI PRESSURIZZA LA CABINA CON LA PRESSIONE EQUIVALENTE A QUELLA CHE C'È A QUELLA QUOTA → benessere (2438 m)

Gradienti a salire < 500 ft/min , a scendere < 250 ft/min

20 000 ft : cabin altitude di velivolo militare, con equipaggio con maschera d'ossigeno.

- 20 ÷ 24 °C ESTATE
 - 18 ÷ 22 °C INVERNO
- con umidità relativa 30 ÷ 70%

0,125 psi : sovrappressione cabina all'atterraggio, RECUPERATA POI COL W.O.W.

Ordine 9 psi : MAX DIFFERENTIAL PRESSURE

-0,1 psi : MAX NEGATIVE DIFFERENTIAL PRESSURE
($P_{ext} > P_{int}$)

- CAU ciclo aperto

> 200 °C : T da impianto pneumatico (in realtà a 175 °C del PRECOOLER)

2 °C ÷ 50 °C : T in uscita da CAU

< 0 °C : CAU con sub-freezing di aria deumidificata

- 95% : portata ricircolo in ciclo CHIUSO completo
- 50% : portata ricircolo di CICLO APERTO CON RICIRCOLO

ATA 30 - SISTEMA ANTIGHIACCIO

▲ 3500 m ÷ 6500 m : QUOTE FAVOREVOLI A FORMAZIONE GHIACCIO

▲ -11 °C ÷ -24 °C : TEMPERATURE " " "

- 150 ÷ 200 kW : POTENZA RICHIESTA DALL'ANTI-ICE ELETTRICO DEL BOEING 787

ATA 35 - OSSIGENO

14000 ft : SE LA PRESSIONE IN CABINA SCENDE SOTTO AL VALORE EQUIVALENTE DI QUESTA QUOTA C'È IL RILASCIO AUTOMATICO DELLE MASCHERE X L'OSSIGENO.

$$Re_1 = \frac{5 \text{ m/s} \cdot 2,21 \cdot 10^{-3} \text{ m}}{9 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}} = 5116 \rightarrow \text{TURBOLENTO}$$

Nei condotti il flusso è turbolento per $Re > 2300$

Ora si calcola λ o con il diagramma di Moody o con le formule (valide per tubi lisci)

$$\lambda_{\text{LAM.}} = \frac{64}{Re} \quad \lambda_{\text{TURB}} = \frac{0,32}{Re^{0,25}}$$

$$\lambda_1 = \frac{0,32}{5116^{0,25}} = 0,0378$$

$$\textcircled{2} \quad Q_2 = Q_m - 0,35 Q_m = 2,1645 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}$$

$$Q_2 = V S_2 \rightarrow S_2 = 4,329 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \rightarrow D_2 = 7,43 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

$$Re_2 = \frac{5 \cdot 7,43 \cdot 10^{-3}}{9 \cdot 10^{-6}} = 4128$$

$$\rightarrow \lambda_2 = \frac{0,32}{4128^{0,25}} = 0,04$$

$$\textcircled{3} \quad Q_3 = Q_m (1 - 0,35 \cdot 2) = 9,99 \cdot 10^{-5} \text{ m}^3/\text{s}$$

$$Q_3 = V S_3 \rightarrow S_3 = 1,998 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \rightarrow D_3 = 5,04 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

$Re_3 = 2800$ essendo in BASSO TURBOLENTO lo
potremmo anche considerare laminare

$$\lambda_3 = \frac{64}{2800} = 0,023$$

Calcolo delle perdite di carico DISTRIBUITE

$$\Delta p_1 = \lambda_1 \frac{L_1}{D_1} \underbrace{\frac{1}{2} \rho V^2}_{12875 \text{ Pa}} = 44915 \text{ Pa}$$

$$\Delta p_2 = 301514 \text{ Pa}$$

$$\Delta p_3 = 95796 \text{ Pa}$$

Calcolo perdite CONCENTRATE

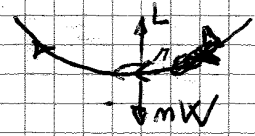
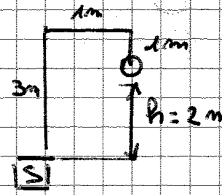
$$\Delta p_{\text{VALVOLA}} = \frac{1}{2} \rho V^2 K_v = 20600 \text{ Pa} \quad \Delta p_{\text{GHIATTO}} = 6437 \text{ Pa} \quad \Delta p_T = 36307 \text{ Pa}$$

$$\rightarrow \Delta p_{\text{TOT}} = \Delta p_1 + \Delta p_2 + \Delta p_3 + \Delta p_{\text{valv}} + \Delta p_{\text{ghiatto}} + \Delta p_T = 505569 \text{ Pa}$$

$$\approx 5,05 \text{ bar} \approx 73 \text{ psi}$$

Bisogna tenere conto del fattore di carico e contingenza!
 Se l'aereo fa una richiama a $n=3$ è come se l'ala fosse 3 volte + pesante!

$$\Delta P_{aereo} = m g h = 3 \cdot 1030 \cdot 9,81 \cdot (2) = 60626 \text{ Pa}$$



$$\Delta P_{TOT} = 1061154 + 60626 = 1121776 \text{ Pa}$$

↓
 11,22 bar +
 0,50 bar cavitazione

IL SERBATOIO VA PRESSURIZZATO

11,72 bar

ALMENO A 11,72 bar

(e con questa pressurizzazione si hanno 0,5 bar giusti della pompa)

... il risultato è un po' IRREALE perché in realtà la press. del serbatoio è sui 2/3 bar.

Questo perché la viscosità dinamica di $1 \text{ Pa}\cdot\text{s}$ è IRREALE!

Una tipica viscosità potrebbe essere $\nu = 9 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$

$$\rightarrow \mu = \rho \cdot \nu = 9,27 \cdot 10^{-3} \text{ Pa}\cdot\text{s} \quad (\text{Skydrol 500})$$

Così facendo:

$$Re = 5895 \quad \lambda = \frac{0,32}{5895^{0,25}} = 0,0365$$

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{L}{D} \lambda + m g h + P_{\text{press. vap}} = (33076 + 60626 + 50000) \text{ Pa} = 143702 \text{ Pa}$$

$$\rightarrow P_s > 143702 \text{ Pa} = 1,437 \text{ bar}$$

Questo è già più accettabile.

Esercizio: DIMENSIONAMENTO TUBAZIONE DI MANDATA CARBURANTE A380

Airbus A380

$$W = 500 T = 4905 \text{ KN} \quad \frac{I}{W} = 0,2 \quad n^{\circ} \text{ engines} = 4$$

$$\text{TSFC } T/O = \frac{20 \text{ mg}}{\text{N} \cdot \text{s}} = \frac{2 \cdot 10^{-5} \text{ kg}}{\text{N} \cdot \text{s}} = \frac{1,962 \cdot 10^{-4} \text{ N}}{\text{N} \cdot \text{s}}$$

$$\text{Tubazione: } V = 2 \text{ m/s} \quad \rho = 800 \text{ kg/m}^3$$

? calcolare la portata al decollo per ogni motore

? " il minimo diametro della tubazione di mandata al motore

$$T = W \cdot 0,2 = 981 \text{ KN} \quad \text{COMPLESSIVA} \quad (\rightarrow \sim 245 \text{ KN ogni motore})$$

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_{\text{fuel}}}{T} \rightarrow \dot{m}_f = \text{TSFC} \cdot T = 981000 \text{ N} \cdot \frac{1,962 \cdot 10^{-4} \text{ N}}{\text{N} \cdot \text{s}}$$

$$= 192,47 \frac{\text{N}}{\text{s}} = 19,62 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$19,62 \text{ kg/s} / 4 \text{ MOTORI} = 4,905 \text{ kg/s} \quad \dots \text{ non } \bar{e} \text{ poco!}$$

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot S$$

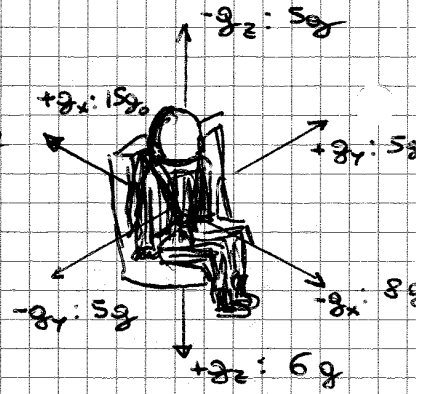
$$S = \frac{\dot{m}}{\rho V} = \frac{4,905 \text{ kg/s}}{800 \text{ kg/m}^3 \cdot 2 \text{ m/s}} = 3,065 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$$

$$S = \frac{d^2}{4} \pi \rightarrow d = \sqrt{\frac{4S}{\pi}} = 0,0624 \text{ m} = 62,4 \text{ mm}$$

basse) sono inferiori alla spinta iniziale!

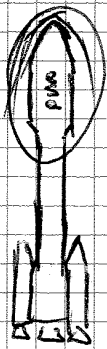
Resistenza umana alle accelerazioni
 La max supportabile è in direzione
 SAGITTALE : fino a 15g per pochi secondi

→ per quello gli astronauti al lancio
 sono seduti con le gambe x
 oie rivolti verso l'alto!



AMBIENTE TERMICO al lancio

OGIVE : limitata conducibilità termica.
 Le alte T° (temperatura d'arresto)
 esterne NON DEVONO riscaldare
 l'interno del lanciatore



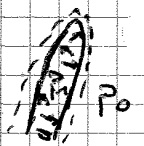
LANCIO



NELLO SPAZIO L'OGIVE
 DI PROTEZIONE È RIMOSSA
 X CONSENTIRE L'USCITA
 DEL PAYLOAD

PRESSIONE AMBIENTALE

- Depressurizzazione dell'interno è GRADUALE per non far subire shock alla struttura!
- OUTGASSING
- ARIANE : la pressione scende di 10 mbar/s



16/05/2013

EMISSIONI SOLARI $\begin{matrix} \uparrow \\ \text{O} \\ \downarrow \\ \text{S} \end{matrix}$ [250 slide...]

RAGGI COSMICI

Arrivano PROTONI, NEUTRONI, NEUTRINI, RAGGI γ AD
 ALTA ENERGIA. Nuclei di He

(Gran parte particelle cariche, piccola parte particelle neutre)

IONOSFERA

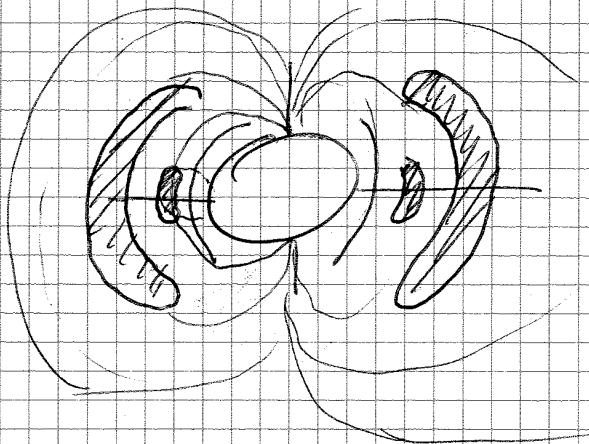
- ATOMI IONIZZATI, RADICALI LIBERI CHE HANNO TENDENZA AD ATTACCARRE I MATERIALI
- ATOMI CARICHI = DISTURBO DELLE TELECOMUNICAZIONI!

MAGNETOSFERA



Alterazione della distribuzione delle particelle elettromagnetiche in arrivo dal sole e dal cosmo.

FASCE DI VAN ALLEN → ACCUMULO DI PARTICELLE che rimangono intrappolate, non arrivando a terra



MA VOLARE LÌ DENTRO È UN BEL RISCHIO!

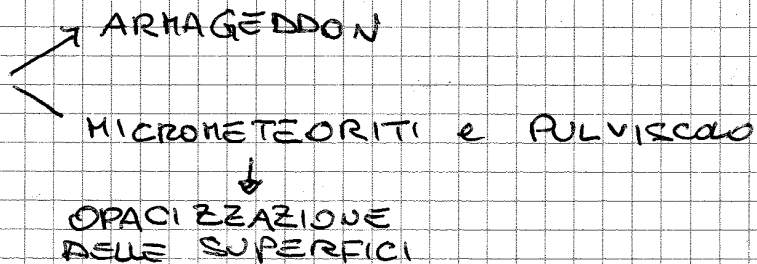
(Ai poli si richiude il campo magnetico e lì arrivano un botto di particelle elettromagnetiche)

- ACCUMULO DI CARICHE ELETTROSTATICHE sui satelliti

* Cariche differenziali su satellite → arco elettrico



METEORITI



OUTGASSING e SUBLIMAZIONE

- Outgassing da materiali organici (PLASTICA, ...) più inquinante esperimenti scientifici

- Nel vuoto anche i metalli non protetti possono sublimare

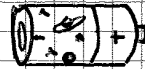
Perché sublimano? → PERCHÈ NELL'AMBIENTE INSISTE UNA PRESSIONE < A QUELLA DELLA TENSIONE DI VAPORE DEL MATERIALI = CESSO

SISTEMI DI BORDO

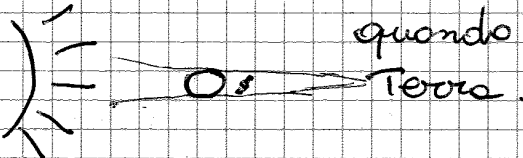
Spazio

29/03/2013

BATTERIE Spazio



Basse potenze in gioco. Le batterie servono ad alimentare lo spacecraft durante le fasi di ECLISSE → periodo di oscuramento dei pannelli solari quando l'oggetto transita dietro la



Batteria PESA DI + rispetto alle applicazioni AERONAUTICHE

- Batteria \Leftrightarrow definita dalla MISSIONE
 es. Satelliti GEO o sonde verso altri pianeti
- BATTERIE COMPATTE, ALTA DENSITA' DI ENERGIA
 POCHI CICLI DI CARICA E SCARICA
 perché c'è POCA ALTERNANZA
 GIORNO-NOTTE.

Tipi di batterie: Ni-Cd, Ni-H₂, Litio IONI

NICKEL-CADMIUM

Energy density: 30 - 40 Wh/kg

Deep Of Discharge: max 50% in GEO

↳ se scarichiamo la batteria + del 50% della sua carica entra in gioco

L'EFFETTO MEMORIA

- perdita dell'energia disponibile con i cicli di carica e scarica

[OMBRA = SCARICA, SOLE = RICARICA]



Andando avanti con i cicli il margine di capacità si

RIDUCE

È poi serve un RECONDITIONING:

durante una fase di sole

bisogna SCARICARLA AL 100% →

• DEGRADO A BASSE TEMPERATURE.

Architettura impianto elettrico è MOLTO DIVERSA da quelle degli aerei

• SOLAR ARRAY → pannelli solari


• UNREGULATED BUS USERS

Variazioni di tensione dovute a batteria che si scarica, sole che sta ondonando via, ...

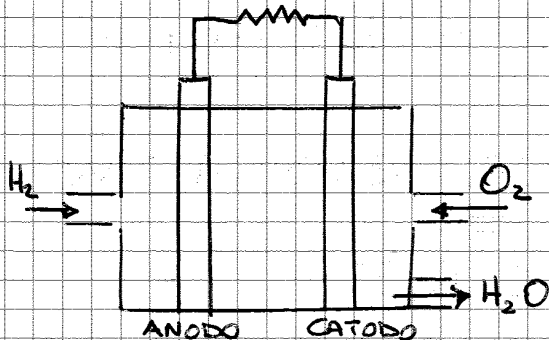
→ UTENZE DI BOCCA BUONA

■ REGULATED BUS USERS

DC/DC CONVERTER

Oscillatori (TRANSISTOR) 

CELLE A COMBUSTIBILE

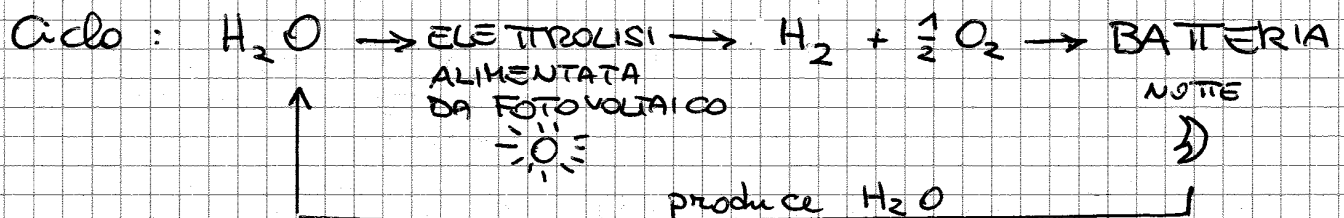


Ingredienti :

- O₂ GAS
- H₂ GAS
- un elettrolita
- 2 elettrodi
- membrana che fa passare gli ioni

Bisogna portarsi bombole di O₂ e H₂ gassosi!

Utilizzate x la prima volta sulle missioni APOLLO



Celle a combustibile: ACCUMULO INTELLIGENTE!

▲ AFC - Alkaline.

Elettrolita: idrossido di potassio KOH, però

ordine mabhiol.in

SISTEMI di BORDO

Spazio

30/05/2013

ULTIMA LEZIONE

— Curiosità: a causa dell'11 settembre e della relativa sospensione del traffico aereo sugli USA, la temperatura media al suolo è aumentata di $2/3^{\circ}\text{C}$! Perché? Perché è venuto a mancare lo schermo dato dalle scie di vapore degli aerei.

Albedo

a) CONTROLLO PASSIVO

Combinazione di materiali con opportune $\frac{\alpha}{\epsilon}$,
radiatori, superfici con certe colorazioni ...
NO PARTI MOBILI, NO CONSUMO POTENZA

b) CONTROLLO ATTIVO

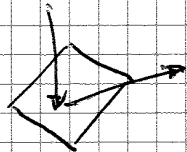
Pompe, termostati, riscaldatori
USATO x VINCOLI TERMICI MOLTO STRETTI (moduli
con astronauti)

Q. 1) SOLAR REFLECTOR

Q. 2) SOLAR ABSORBER

Q. 3) FLAT REFLECTOR: superfici che riflettono
l'energia incidente emettendola
in uno spettro da UV a IR.
 $\epsilon \downarrow, \alpha \downarrow$ $\frac{\alpha}{\epsilon} \approx 1$

VERNICE
ALLUMINIO



Q. 4) FLAT ABSORBER:

MLI - Multi-layer-insulator

FOGLI DI MYLAR alternati a reti

