



Appunti universitari
Tesi di laurea
Cartoleria e cancelleria
Stampa file e fotocopie
Print on demand
Rilegature

NUMERO: 2147A

ANNO: 2017

A P P U N T I

STUDENTE: Sgroi Alice

MATERIA: Sistemi di bordo - 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.**

SISTEMI di BORDO

1 02.03.15
A.A. 2014/15

Prof. Paolo Maggiore (mail: paolo.maggiore@polito.it)

DIMEAS - N° Ufficio → (011/090) 6850

ESAME: { 24 domande a risp. multipla (errore = 0 pt) +
1 esercizio (5 pt) + 1 domanda aperta (2 pt)

• Partiamo con delle definizioni:

"Impianto o sottosistema (sistema di bordo) è un'entità ottenuta dall'unione di un certo num. di componenti, legati tra loro come ~~esse~~ "matricosche". * è un vero e proprio schema a blocchi! ← vd grafico slide 11

È tutto composto come da "pacchetti", anche su Simulink avremo dei "rettangoli" da collegare, ma loro tramite dei collegamenti. La parte importante è capire questa "freccetta" che esegue il collegamento cosa trasporta (può essere materia, energia, temperatura) e si deve essere sicuri che il pacchetto ricevente sia in grado di riceverla e capirla.

ESEMPIO →

- Valvola di un sist. idraulico.
Funzione svolta: regolazione pressione olio idraulico
- Impianto idraulico.
Funzione svolta: alimentazione energetica dei comandi di volo, tramite l'olio idraulico (vettore ENERGETICO)

La visione sistemistica porta a definire il tutto con una **VISIONE GERARCHICA** → per importanza delle funzioni svolte!

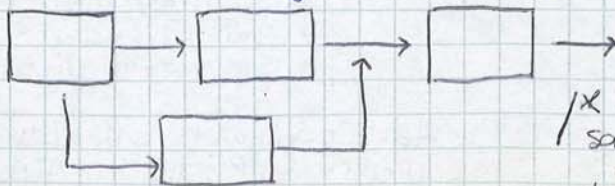
ESEMPIO →

- Sistema: velivolo; funz. svolta: controllo assetto
- Sotto-sistema: impianto idraulico; funz. svolta: azionamento comandi di volo
- Componente: attuatore (ad es.); funz. svolta: movimento delle superfici mobili

OSS Il numero dei sottosistemi dipende dalla "complessità" del velivolo. ↳ cioè dalla sua CLASSE!

• Tornando all'organizzazione dei sotto-sistemi:

- Prima si crea un'organizzazione per ogni sotto-sistema



Schema a blocchi (Simulink)

!x I componenti dell'impianto sono tutti ben distinti uno dall'altro, separati e indipendenti. Sono poi uniti da elementi di trasporto

- Poi si considera l'interazione tra i vari sotto-sistemi

INTRODUZIONE

STRUTTURA DI UN TURBOFAN

Un esempio

Serbatoio di combustibile (ATA)

Scambiatore di calore

Questo è olio di lubrificazione

Turbofan

Quel processo di spillamento che poi alimenta l'impianto pneumatico

raffreddo l'olio che passa poi attraverso delle valvole per essere regolato a seconda delle utenze a cui poi serve

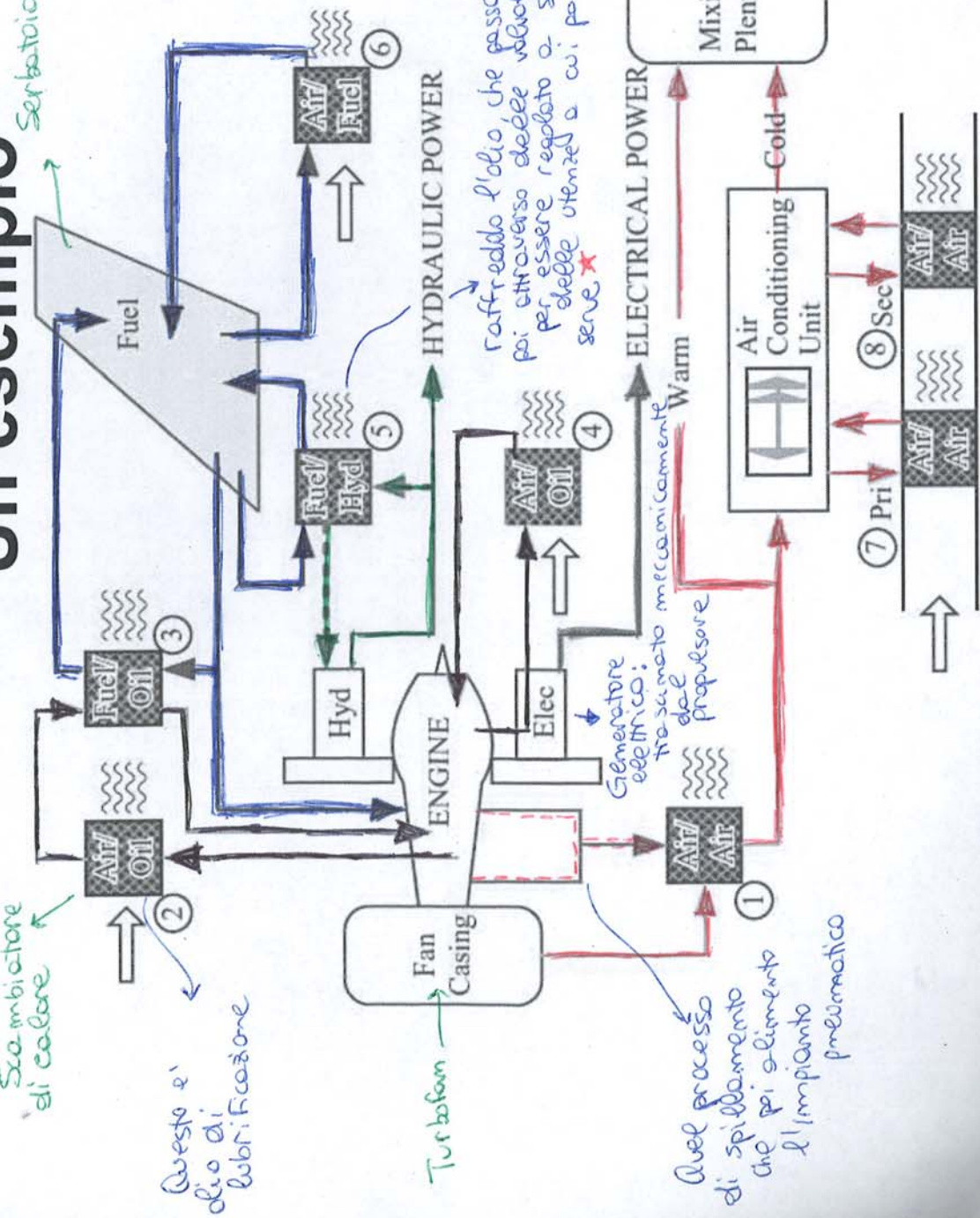
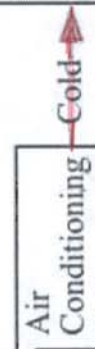
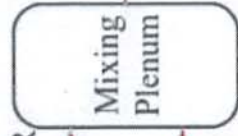
Generatore elettrico: trasmette meccanicamente dal propulsore

OCCHIO: l'olio per attrito surriscalda o presimulere

E' aria persa perché non viene rimessa nel ciclo.



AVIONICS & CABIN

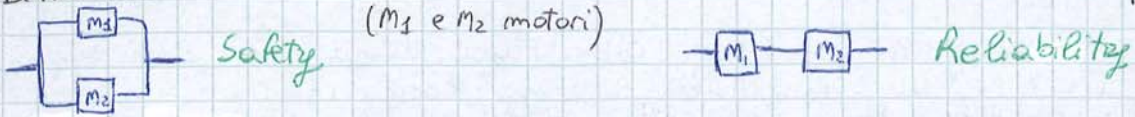


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2014/2015 - Paolo Maggiore

Legenda schema di dx: Viene fuori una matrice in cui in ordinate:
 leggo la criticità dell'evento: **I: CATASTROFICO** **III: MARGINALE**
II: CRITICO **IV: TRASCURABILE**

Imvece nelle ascisse leggo la frequenza:
A: FREQUENTE **C: OCCASIONALE** **E: IMPROBABILE**
B: PROBABILE **D: REMOTO**

OSS Differenza tra sicurezza e affidabilità nella visione di un progetto



- A livello di sicurezza (e quindi criticità) cioè di importanza in base a quale degli elementi si danneggia, si può fare una "classifica": → di **CRITICITÀ**

- Impianti **PRIMARI**: un loro guasto può compromettere la sicurezza (es: comandi di volo) del velivolo e delle persone a bordo.
- Impianti **SECONDARI**: un loro guasto può degradare il comportamento del velivolo e far abortire la missione, ma non compromette la sicurezza.
- Impianti **AUSILIARI**: un loro guasto può degradare la missione e/o creare disagi, ma non la interrompe!

FATTORI DI PROGETTO

① Gioca un ruolo importante anche la componente **PESO**.
 C'è un ufficio apposito "WEIGHT BALANCE": si occupa di mantenere una giusta relazione tra obiettivi voluti, peso, ed emissioni;
 Se voglio un aereo migliore, aumento le prestazioni, miglioro i componenti → aumento il peso: velivolo più grande, perché ho maggiore stress strutturale, serve più spinta, devo potenziare i motori → conseguenze: costi maggiori
 ↳ Bisogna in pratica vedere se "il gioco vale la candela" fattore ambientale (impatto)

② **Componente ambientale.** → in quota è bassissima (≈ -50°C)
 Si deve sempre tenere conto della temperatura alla quale si lavora; il velivolo però, tra propulsori ecc., scalda.
 Inoltre i valori di temp. e umidità, variano a seconda di quota, periodo dell'anno, zona del mondo...
 A seconda di tutte queste cose, le materie gommose (ruote) ma anche gli elementi elettrici possono subire "modificazioni".
 Influisce la densità dell'aria: lo scambiatore si comporta in modo diverso. → Tutti i componenti, per quanto ottimizzati, hanno rendimento

OSS Tutto è ancora più critico in campo **SPAZIALE**. inferiore al 100% (termodin. parzialmente!)

③ Fattori operativi

Si fa riferimento al fatto che i componenti (soprattutto da un pto di vista strutturale) devono resistere (e rispondere bene) alle accelerazioni oppure agli spostamenti lungo l'asse z (sono quelli su cui un velivolo è maggiormente sottoposto).
 Anche in questi casi sono ancora più importanti le situazioni.

~ Richiami di FISICA

- Grandezza INTENSIVA VS grandezza ESTENSIVA

(velocità, pressione) / tensione (v) → Non dipende dalla quantità di materia o dalle dimensioni del corpo/scambio, ma solo dalla natura e dalle condizioni

↳ (forza, portata) / corrente → Dipende dalle quantità o dalle dimensioni. E' cioè ADDITIVA!

- Principio di Pascal: legato ad un volume di fluido chiuso. Se si esercita una pressione esterna sulle pareti, tale pressione si distribuisce uniformemente su tutto il fluido. (p=const.)

- Continuità: quanto entra in un volume di controllo, necessariamente deve uscirne, a meno che non vi siano fori o perdite di qualche tipo. (Diretta conseguenza del princ. di conservazione dell'energia).

→ Applicheremo l'eq. di continuità alla meccanica dei fluidi!

- Energia cinetica: sempre applicata ai fluidi:

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

densità ← ↳ velocità

- Energia di pressione

- Energia potenziale:

$$E_p = \rho g z$$

"altezza (quota) misurata da un certo riferimento"

↳ Lavoro compiuto da un fluido denso in un tubo a sezione costante, per spostare un pistone di superficie unitaria per una lung. unitaria

- Energia interna:

$$E_i = c_v T$$

calore specifico a v=cost → temp. assoluta

- Conservazione dell'energia

Sulla base del 1° princ. della termodinamica, le variazioni di energia di un sistema equivalgono al lavoro che viene esercitato sul sistema stesso → cioè l'em. si conserva!

Per un tubo di flusso, le variazioni complessive delle 4 em. viste devono uguagliare il lavoro e i calori forniti dall'esterno:

$$P_2 + \frac{1}{2} \rho_2 v_2^2 + \rho_2 g z_2 + c_v T_2 = P_1 + \frac{1}{2} \rho_1 v_1^2 + \rho_1 g z_1 + c_v T_1 + \underbrace{L + q}_{\text{calore e lavoro!}}$$

intesi per unità di volume! ←

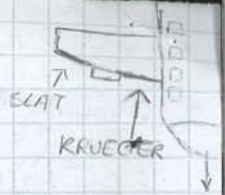
Utili 2 parti diverse nel bordo d'attacco:

SLAT

(evitiamo i fenomeni di stallo)

+

KRUEGER



L'obiettivo è quello di aumentare il coeff. di portanza. Si crea una fessura con l'ala, che muove l'aria verso il dorso dell'ala, emergizzando il flusso stesso.

Per essendo sul bordo d'attacco, sono chiamati "Krueger Flaps". Si estendono in avanti e verso l'alto.

nel F37 ci sono tutti e 2, ma non è detto che non possa essercene uno solo.

Gli ipersostentatori sul bordo di fuga, si chiamano invece FLAP

~ Comandi di volo PARTICOLARI (velivoli militari)

① Controllo azionario di beccheggio con "CANARD" (Eurofighter)
Sono, per intenderci, delle "ali" piccole poste sulla punta (muso) del velivolo.

② FLAPERONS (F16)

Sono una fusione di flap e ailerons. Si trovano sul bordo di fuga dell'ala e sono a comando indipendente.

Si muovono verso il basso per diminuire la portanza (soprattutto a basse quote e velocità).

→ Moto antisimmetrica.

③ ELEVONS (Arro Vulcan)

Sono una fusione tra equilibratore e alettoni. Usati su ali a DELTA, senza impennaggio orizzontale. Si estendono lungo tutto il bordo di fuga. Si muovono verso l'alto.

④ TAILERONS (Tornado)

non hanno altri alettoni: tutto il bordo di fuga è occupato da FLAP.

Sono una fusione di stabilizzatore e alettoni. Anch'essi sono a comando indipendente. Si muovono in modo simmetrico quando svolgono il pitch, in modo antisimmetrico per il roll.

RIASSUMENDO... la distinzione tra primari e secondari:

PRIMARI

Modifichiamo la traiettoria generando MOMENTI

Sono azionati con continuità dal pilota

Devono restituire al pilota la sensazione legata al comando e quindi essere istintivi

SECONDARI

Modifichiamo le caratteristiche del VOLO

Sono azionati occasionalmente (decollo, atterraggio...)

Sono "stabili": raggiunta una posizione la mantengono sino a nuovo "ordine".



Boeing 737: bordo di fuga

Aileron

Aileron balance tab

Outboard flap

Ground spoiler

Flight spoiler

Ground spoiler

Inboard flap

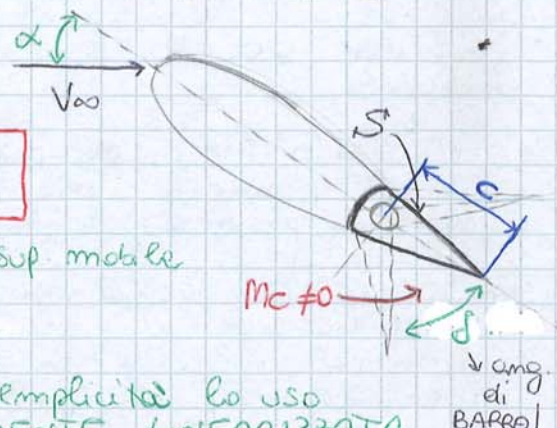


Secundari
Aerofreni
Iper-sostentori



- Se invece do incidenza (o con timone, o alettori, o equilibratura) causa una differenza di simmetria tra ventre e pancia.

In generale, quindi, indico:



Dipende sia da α che da δ

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

coeff. del momento di cerniera, in funzione dei parametri α e δ . In generale, per semplicità lo uso come un' espressione **DOPPIAMENTE LINEARIZZATA**

$$C_{mc} = k_0 + k_a \alpha + k_b \delta$$

Ovviamente se cambio assetto, o secondario di α come intervengo, il sistema mi darà una risposta:
 es: il pilota tira la cloche: il movimento viene trasmesso al comando (rigido) e si alza la superficie mobile. Si genera il momento voluto, e si causa PORTANZA. Il muso si alza!
 Man mano quindi il pilota è sottoposto a 2 forze che man mano si sovrappongono: quella legata a δ e quella legata ad α .

In particolare la forza esercitata dal pilota ~~...~~ sarà direttamente proporzionale a M_c :

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

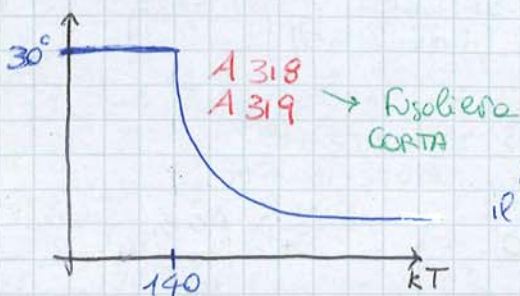
↳ parti delle aste rigide che trasfondono le forze!

Conclusione:

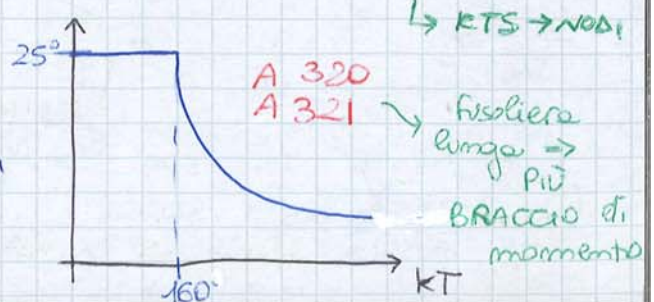
Succede che all'aumentare dell'incidenza aerodinamica, l'asimmetria del flusso porta la superficie mobile ancora ad allinearsi, annullando M_c . Se il pilota vuole mantenere in posizione asimmetrica la superficie mobile (es. di prima) deve applicare lui quel momento intorno all'asse di cerniera, e glielo trasmette come visto sopra!

~ Esempio

Sui diversi tipi di modello AIRBUS, a seconda ~~...~~ della lunghezza della fusoliera, cambia l'ANGOLO di deflessione (in relazione alla velocità)



(A320 e' il PADRE di tutti)



Compensazione aerodinamica

Oss La riduzione del C_{mc} non può essere troppo elevata, perché si rischia di far perdere la sensibilità del comando al pilota!

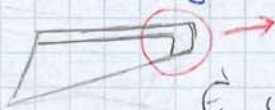
Il problema che si deve cercare di risolvere è il fatto che aeromobili grandi, con superfici alari mobili ~~altrettanto~~ grandi, richiedono dalla parte del pilota, l'applicazione di forze particolarmente elevate → forza F calcolata all'incirca

Si usano le **BALANCE TAB**: alette specializzate in questa compensazione → oppure i **BECCHI di COMPENSAZIONE** (stesso fine)
 La corrente aerodinamica li deve aggirare. Se si aumenta (appunto con questi becchi) la parte dell'aggirare, la corrente stessa genererà una pressione **INFERIORE**, quindi si riesce a ridurre in modo **GENERALIZZATO** il momento di cerniera. → Aumentando anche la superficie mobile, quindi si riduce il C_{mc}

↳ Di quanto si riduce lo si sceglie con particolari test da parte del pilota, in galleria del vento.

~ **Curiosità:** Il becco può essere utile anche per il bilanciamento di cui parleremo prima, aggiungendo una piccola massa.

SVANTAGGI: col becco, si corre il rischio del **GHIACCIO** e si aumenta il problema dell'aerodinamicità. Il problema è più grosso per i velivoli più evoluti (quelli **MOLTO VELOCI**) → molta resistenza



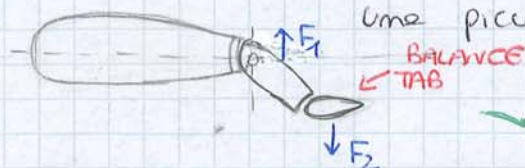
ALA o **EQUILIBRATORE**

SOLUZIONE:

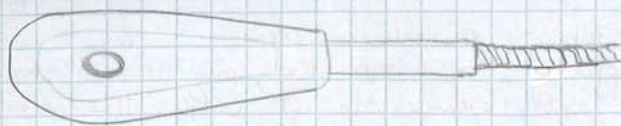
La vera e propria **BALANCE TAB**.

È un'ala, collegata con 2 cerniere e un'asticella rigida, che fa ruotare la balance tab in direzione opposta alla rotazione dell'equilibratore. Lavora

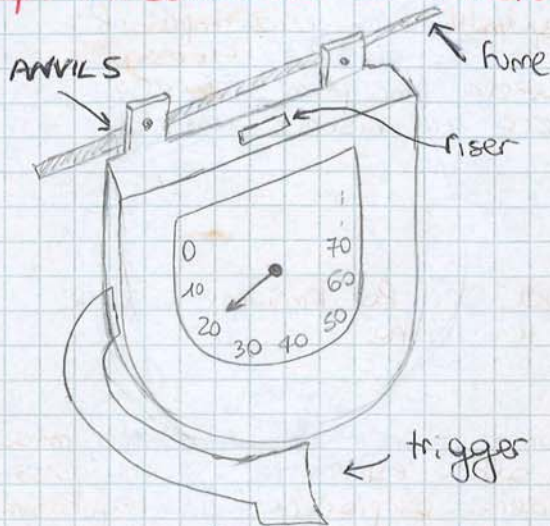
quindi in antagonismo con esso e genera il risultato voluto. → Ruotando in direzione opposta alla superficie mobile, l'area deflessa della superficie mobile crea una locale variazione di moto (dell'aria) che crea una forza F_2 intorno alle alette che causa una piccolissima **PORTANZA** inversa, quindi il C_{mc} decresce!



I bracci sono calcolati rispetto all'asse di cerniera quindi F_2 sarà **MINORE** di F_1 in modulo, ma con **BRACCIO MAGGIORE**



4. Misuratore di tensione



Si fa passare la fune tra gli "anvils". Dopo di che si solleva il "trigger" che fa alzare il "riser". A seconda della tensione che imprimiamo (regolata) e quella che effettivamente ha la fune, si legge il valore sulla lancetta.

COMANDI AD ASTE

Sono in lega d'alluminio. Per aumentarne la resistenza, è necessario aumentarne il diametro, in particolare la sezione. Si potrebbe avere stessa resistenza con sezioni più piccole, se si usasse l'acciaio, ma quest'ultimo ha momento di inerzia intrinseco molto maggiore, quindi in caso di compressione, con sezioni così piccole, possono incorrere difetti locali (cedimenti o ingobbamenti).

~ In generale

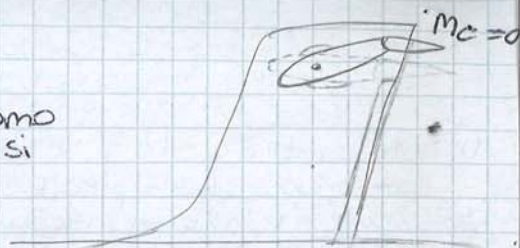
- Sono comandi (ovviamente) ad elevata rigidità, per evitare deflessioni durante il volo
- Le aste compiono dei moti sghembi, grazie alla presenza di snodi sferici
- Si ha stabilità dell'equilibrio elastico per i carichi assiali, regolato dall'espressione

$$P = \frac{\pi^2 E I}{\lambda_{avg}^2}$$

\rightarrow mom. d'inerzia
 \rightarrow lung. di riferim.
- Ogni TOT di lunghezza sono frammentati, per evitare tensioni elevate
- Anche qui non si deve avere il disaccoppiamento dalle oscillazioni alle frequenze principali della struttura o indotte dai motori, perché la ~~conseguenza~~ conseguenza principale sarebbe la RISONANZA. \downarrow specialmente negli elicotteri

Una rotazione dell'asse di portanza.

OSS Il trim più coinvolto è comunque quello del timone, perché, e man mano che il serbatoio si svuota, il baricentro si sposta!

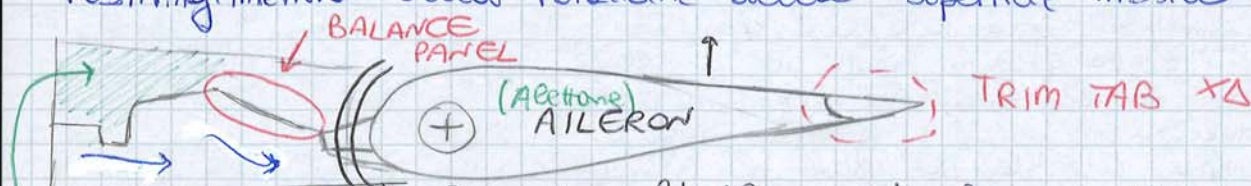


★ La molla della trim tab, ha una sua opportuna rigidità, ed è sulla lunghezza di questa molla che il pilota agisce, così da cambiare l'asse. In situazioni particolari, tipo ad alta velocità, la molla cede (automaticamente) un pochino, per evitare un "trimmaggio" elevato: se i comandi sono troppo graduali infatti, il pilota potrebbe non rendersi conto che rischia di superare i limiti strutturali del velivolo.

~ Curiosità Un tempo si usava una **SERVO TAB** (aletta servomotrice) in cui il comando agiva direttamente sulla aletta. È stata però abbandonata perché poco precisa: si affidava infatti a delle forze aerodinamiche, ma la superficie è troppo grande per poterla gestire correttamente!

BALANCE PANEL

Dispositivo usato in abbinamento (o a volte in sostituzione) alla balance tab sfruttata per differenze di pressurizzazione creata al restringimento della rotazione della superficie mobile.



Qui defluisce l'aria a pressione inferiore
 Qui c'è una pressione più elevata di quella ambiente, quindi **ARIA COMPRESSA**

Quando l'aileron si alza, si crea quello "spazio": la pressione esterna diminuisce, quindi l'aria fuoriesce, praticamente per la minimazione

L'impianto che pressurizza l'aria, a ridosso del comando di volo, è di particolare precisione, al ptò che piccole modifiche accidentali potrebbero comprometterne il funzionamento, motivo per cui è sempre presente il segnale "NO STEP".

La differenza tra i 2 valori, viene chiamata **ERRORE di POSIZIONE**, e muove la logica di azionamento, mirata proprio al comparamento delle 2 condizioni e all'azzeramento di tale errore

o in maniera meccanica o in maniera elettronica (tramite un computer!)

~ **Curiosità:** tali comandi NON vanno confusi con i cosiddetti comandi di **VELOCITA'**. Essi non trovano applicazione in campo aeronautico perché manca l'asservimento del marciante allo spostamento della servovalvola, perciò la velocità effettivamente mandata è proporzionata all'entità dello spostamento del comando in sel per trasformare questi comandi in comandi di posizione, bisognerebbe far arrivare alla servovalvola non il comando stesso, ma la differenza tra il comando e la posizione effettiva della superficie mobile. Sono usati nel movimento terra perché posso controllarli a VISTA!



Tutto questo nella classica teoria dei sistemi a blocchi si riassume nella forma ad anello chiuso con 1 retroazione.



Im quando $ERRORE = COMANDO - POSIZIONE$ è $> zero$, l'azionamento si attiva. Quando l'errore è nullo si interrompe.

~ Requisiti

- ① Trasmissione del segnale per via elettronica, digitale o ottica (fly-by-wire o fly-by-light)
- ② Deflessione superficie proporzionale alla domanda
- ③ Necessità di un sistema di sensibilità artificiale (molle, attuatori e smorzatori per restituire al pilota la sensibilità di manovra)



3: si parla di "ARTIFICIAL FEEL".

Il dispositivo più rudimentale è costituito da una molla, con appropriata rigidità, collegata ad uno stantuffo che vincola la rotazione della barra in modo tanto più energico, quanto più elevata è la pressione dinamica che fornisce la sensibilità alla velocità (ad esempio).

↳ Praticamente più il pilota ruota la barra più la molla si espande o si comprime. Questa molla agisce sul coefficiente C_{mc} →

4 bus e 4 pc di bordo che lavorano in parallelo: si "controllano" a vicenda, in modo che "per democrazia" si accorgano se uno dei 4 manda valori "sbilanciati" quindi lo segnalano e lo escludono

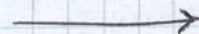
- Obbligo d'uso della normativa specifica per lo sviluppo di hardware e software: ci sono delle procedure di implementazione talmente rigide che, per scrivere (o spiegare) 1 riga di codice, ci sono centinaia di pagine di report.
 - ↳ si chiama SOFTWARE SAFETY-CRITICAL (NORMA RTCA-DO-178B)
- Presenza di un back-up meccanico per emergenza (in fase di estensione)

VANTAGGI:

- Minor peso e oneri di manutenzione (no aste, fumi...)
 - Comi comandi reversibili, ogni TOT di ore di volo, devo tenere il velivolo \approx anche un giorno per manutenzione. Questi comandi sono controllati elettronicamente, ma non necessitano manutenzione (fisicamente parlando).
- Protezione dall'inviluppo di volo: se i comandi sono troppo "leggeri" e dolci, il pilota può scaraventarsi sopra i comandi, ma la servovalvola non ~~per~~ permetterà mai di superare i limiti strutturali.
- Maggiore velocità di intervento sui comandi, quindi maggiore manovrabilità e quindi stabilità
- Riduzione carichi a fatica (ciclici) sulla struttura primaria, a causa di turbolenza ecc.
- Interfaccia più semplice con l'autopilota
- Riduzione dei costi di addestramento dei piloti: più i comandi sono standardizzati, meno sono le differenze di "insegnamenti" quando passiamo da un velivolo all'altro senza problemi.

PUNTI DEBOLI

- È necessario che abbia un'elevatissima ~~del~~ affidabilità, visto che manca il sistema meccanico
- Le linee di segnale (databus) devono essere ridondate (4 pc di bordo appunto)
- Necessità di validazione SOFTWARE e HARDWARE!
- Per concludere, possiamo tirare fuori i vantaggi generali dei comandi di volo potenziati in generale, a fronte dei maggiori costi e complessità del sistema

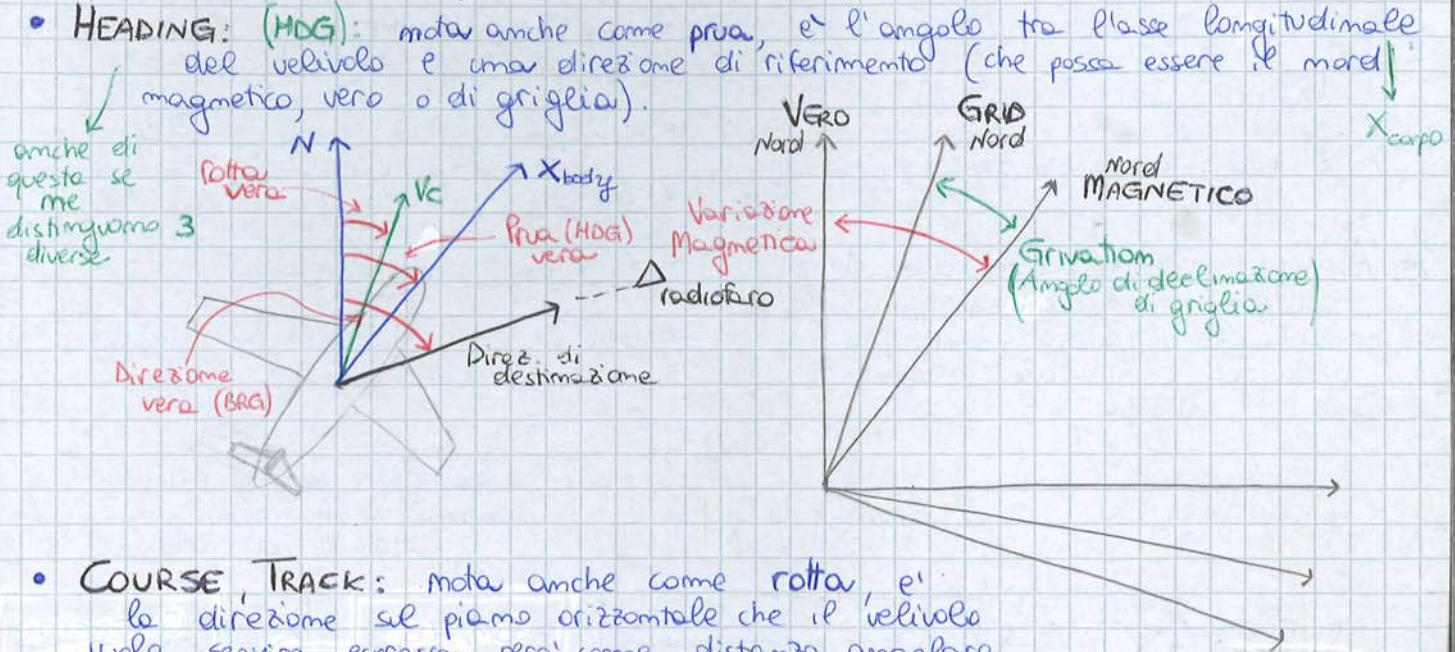


1 12.03.15

AUTOPILOTA (ATA 22)

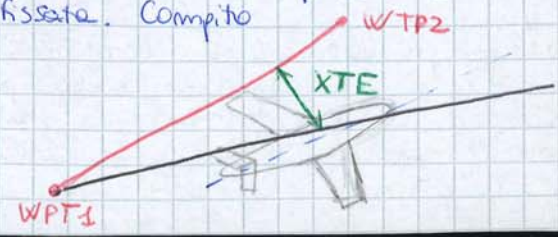
Partiamo con una serie di **DEFINIZIONI**:

- **WAYPOINT**: sono un set di coordinate che identificano un pto fisico (reale) nello spazio: essi vengono utilizzati per il tracciamento di ogni rotta del velivolo, che "così" come delle mollichime di pane, riesce a seguire. Esse creano infatti le cosiddette **aerovie**.
In generale questi waypoints possono essere astratti o fisici; questi ultimi sono identificati da un **radiofaro**.
- **BEARING: (BRG)**: è l'angolo formato da una linea congiungente 2 waypoints, oppure l'angolo tra una direzione generica (RADIALE) e una particolare di riferimento. Solitamente si può fare riferimento a 3 tipi di nord diversi: **magnetico**, **vero** o di **griglia**: si parla quindi di 3 BRG differenti, appunto magnetico, vero o di griglia (grid). Solitamente gli angoli, partendo dal nord, si misurano in senso **orario**.



- **COURSE, TRACK**: nota anche come **rotta**, è la direzione sul piano orizzontale che il velivolo vuole seguire, espressa però come distanza angolare da una direzione di riferimento. La **TRACK** differisce dalla **course** perché si riferisce al **suolo**, cioè tiene conto anche delle correnti d'aria.
- **ESTIMATED TIME EN-ROUTE: (ETE)**: l'impianto è in grado di calcolare il tempo necessario a raggiungere il waypoint successivo (non si considera la destinazione finale). Se invece è nota l'ora corrente, allora si può stimare l'ora esatta di arrivo alla destinazione finale (**ESTIMATED TIME TO ARRIVAL (ETA)**).

- **CROSS-TRACK ERROR: (XTE)**: distanza tra la posizione attuale del velivolo e la radiale prefissata. Compito dell'autopilota è mantenere nullo questo errore!



2 12.03.15

→ In definitiva nell'autopilota si considerano due anelli di controllo chiusi

PITCH (attitude)

Controlla appunto l'angolo di pitch, quindi la quota di volo. Il pilota alza o abbassa la cloche, cioè cambia la portanza e quindi agisce sul beccheggio

ROLL (attitude)

Controlla il rollio, quindi la posizione orizzontale; quando necessario tramite una "virata" cambia la posizione appunto orizzontale

↓ fanno tutti ↓
e 2 parte delle **INNER LOOPS**
Praticamente controlla rispettivamente, su **EQUILIBRATORI** e **ALZONI**

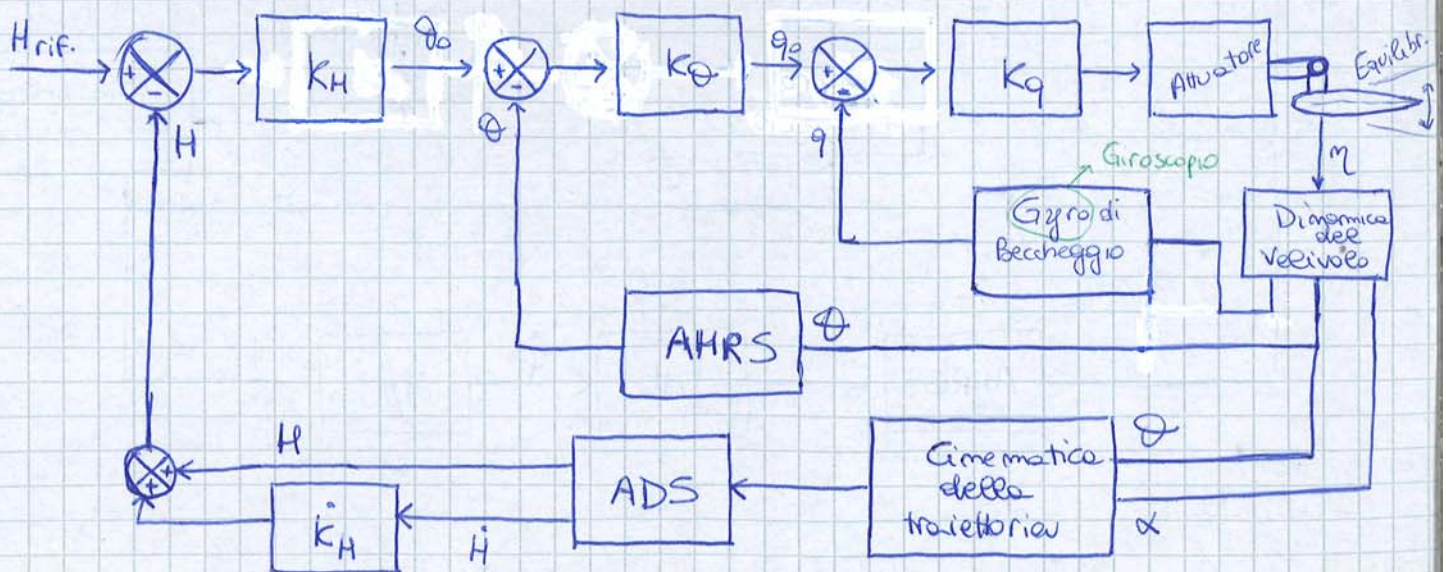
1) Controllo ALTITUDINE (Pitch → equilibatori)

~ Funzionamento:

Il velivolo è dotato di un apposito "giroscopio di pitch rate" in grado di fornire prontamente la velocità angolare di beccheggio: esso è molto rapido e preciso, per cui anche piccole variazioni sono subito registrate. In realtà però la misura dell'altitudine H richiede alcuni secondi, in quanto essa implica spostamenti di masse non indifferenti.

↓
In generale infatti, per una questione di precisione, il pilota più bravo del mondo non potrà essere preciso quanto questi macchinari, proprio a causa delle imperfezioni del velivolo e delle superfici (enormi) coinvolte!

~ Schema a blocchi:



3 12.03.15

$\dot{\psi}$: velocità angolare di rollio

Si può calcolare l'accelerazione centripeta

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

Assumendo ϕ piccoli, si può confondere $\tan \phi = \phi$:

$$\ddot{\psi} = g/U \phi$$

Inoltre ϕ_D è proporzionale a $\psi_E = \psi_{rif} - \psi$ ↑ comando
 e a K_ψ che è il guadagno dell'errore di prua: ↓ errore nella angolo di rollio
↳ effettivo

$$\phi_D = K_\psi \cdot \psi_E$$

Anche qui, per avere un controllo preciso e una buona stabilità, si vuole che l'anello interno di posizione abbia una elevata banda passante ed un sufficiente smorzamento.

Considerando l'anello esterno, la funzione di trasferimento che lega la velocità angolare di rollio p , con l'angolo di barra degli attuatori ξ è:

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

L_ξ = derivata del mom. di rollio relativa all'angolo di alettoni
 L_p = derivata del mom. di rollio relativa alla velocità di rollio p
 T_R = tempo di risposta al rollio = $\frac{I_x}{L_p}$ ↑ mom. d'inerzia del velivolo attorno all'asse di rollio

Ora, il legame tra la velocità di sbandamento e le 3 velocità rispetto agli assi corpo è:

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \Theta + r \cos \phi \tan \Theta$$

che ipotizzando Θ e ϕ piccoli da soltanto $\dot{\phi} = p$

da cui, semplicemente

$$\phi = \int p dt$$

OSS In generale si tratta di calcoli abbastanza semplificati. Vengono cioè fatte delle ~~ipotesi~~ **assunzioni**, considerando un moto di **PURO ROLLIO**, quindi stimando nulli gli accoppiamenti con moti di beccheggio o imbardata. Inoltre non si considerano accoppiati i modelli di outer loop sulla altitudine e sulla prua, cioè non si considera cambio di quota se il velivolo sta rollando, o viceversa!

→ Ancora a favore dello YD gioca una forza, nella 4 16.03.15 direzione di M' , generata però dalla velocità angolare $\dot{\delta}$. Questa è generata da variazioni repentine ma piccole del timone che generano un flusso di attrito viscoso! \rightarrow circa 3° ; viene mosso in base ad una opportuna legge \propto alla vel. angolare

Praticamente, se il velivolo è sottoposto ad un'imbardata, con velocità Ω nasce, per effetto giroscopico dello YD, una coppia

$$C = J_R \omega_R \Omega$$

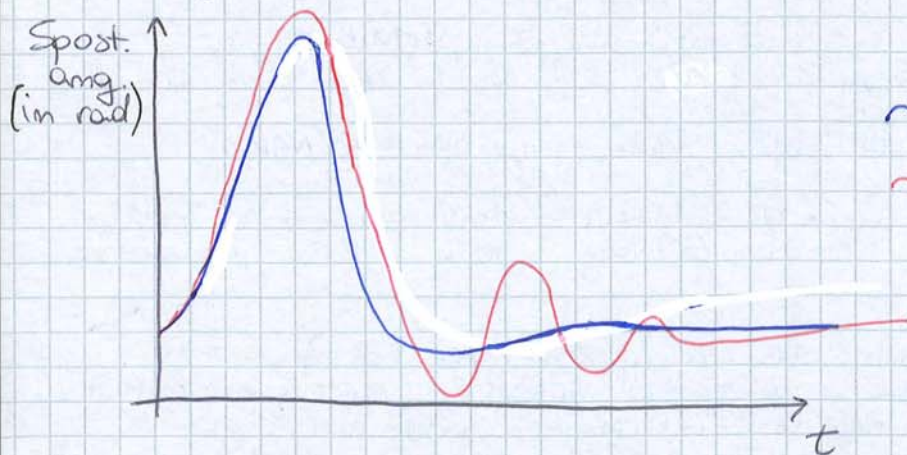
\rightarrow corrisponde alla $\dot{\delta}$ di prima (vel. ang.)

• Inoltre lo YD è un sistema full-time, agisce cioè continuamente per tutta la durata del volo, in sovrapposizione ai comandi di volo; esso infatti, a differenza dell'autopilota, non ha nessun feedback sul pilota, quindi non interferisce mai con la pedaliera.*

A livello "elettronico" risulta composto da sensori giroscopici, che rilevano le oscillazioni di imbardata; unità di calcolo, che elabora il segnale

* Vi è comunque una frizione che scollega lo YD. In fase di DECOLLO, ATERRAGGIO e FORTI TURBOLENZE, questo ultimo deve essere scollegato; esso infatti smorza ogni variazione dalla stabilità, comprese quelle date dal pilota. Nei casi sopracitati il pilota ha bisogno che il velivolo sia reattivo, non si può permettere di lasciare lo YD attivato!

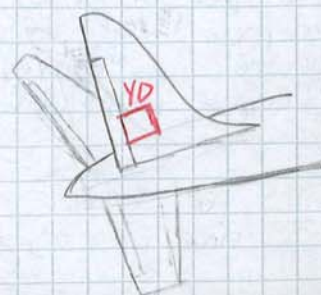
Parlando ~~in~~ in termini di "controllo", lo YD rende la risposta meno "nervosa"



\sim con YD
 \sim senza YD

\sim Esempio: B737

Su questo velivolo è montato esattamente nel timone. Il giroscopio è collegato direttamente assieme alla valvola che controlla l'attuatore



5 16.03.15

* - EFIS (Electronic Flight Instrument System)
 e FCS

Strumenti che gestiscono l'interfaccia grafica attraverso cui il pilota controlla il lavoro dell'autopilota.

- ACARS e TCAS

Ricordo che servono per identificare e individuare eventuali altri velivoli in avvicinamento

- Altri...

che ad es. individuano la presenza di guasti a bordo, o un qualche generico malfunzionamento: questi dati vengono subito e automaticamente comunicati a terra così da poter organizzare (se necessaria) una repentina manutenzione.

• In generale comunque il FMS inizia ad avere successo e ad essere montato su svariati velivoli a partire da metà degli anni 80; il motivo di tanto successo è da cercare in caratteristiche varie, tip:

- Benefici economici: proprio per l'ottimizzazione della rotta e quindi delle prestazioni del velivolo → riduzioni di costi operativi

- Supporto tecnico: soddisfa perfettamente anche i requisiti più difficili delle ATC, compreso quello delle 4D navigation. Lo si è appie perfettamente e tanti altri apparati (GPS/INS, LORAN C, VOR/DME, ILS). Ha infine notevole capacità di calcolo e di memorizzazione dei dati in forma digitale.



... RIASSUMENDO

Le funzioni svolte dal FMS sono:

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

Gioca infine un ruolo importante nella pianificazione dei compiti da eseguire durante il volo, fornendo al pilota indicazioni circa eventuali ~~le~~ modifiche da apportare in particolari circostanze.

CARRELLO

(ATA 32)

1 16.03.15

È una parte fondamentale del velivolo. A seconda della categoria, può rappresentare dal 3 al 7% del peso max al decollo, e dal 15 al 20% di quello a vuoto.

I componenti principali di un carrello sono:

- organi e cinematismi di estrazione/retrazione → il carrello è controllato come fosse un comando secondario, perché ha solo 2 posizioni: ON/OFF
- ammortizzatore
- freno → solo sul carrello principale
- ruota e pneumatico
- sensori
- attuatori per lo sterzo e il blocco della posizione (sia estratta che retracts)

~ **Curiosità:** a proposito del sistema frenante, il campo aerospaziale è il primo per cui si è sviluppato, ed è stata necessaria la nascita del sistema ABS. Inoltre il carrello è l'unica parte del velivolo in cui è possibile (anzi necessaria) la saldatura. In campo aerospaziale, infatti, non la si usa!

- FUNZIONI del carrello

1. Permettere movimenti al suolo (corsa per il decollo, decelerazione dopo l'atterraggio, spostamenti in aerodromo)

↓
Per questo è dotato di ruote, munite di freni e con sufficienti proprietà sterzanti.

2. **ASSORBIRE** e **DISSIPARE** l'energia verticale posseduta al momento del contatto col suolo (in atterraggio ovviamente)

↓
Per questo è dotato di **AMMORTIZZATORI**

- ARCHITETTURE possibili del carrello.

Le due più usate sono quella **SEMPLICE** (A sx) e quella a **FORCELLA** (a dx) → VEDI SLIDE 5

↓
Configurazione usata maggiormente in particolari velivoli militari. Ha la capacità di smorzare emergenze maggiori, soprattutto in caso di pesi maggiori, e in atterraggi particolarmente difficili. Permette inoltre una migliore e più facile manutenzione.

↓
La differenza sostanziale tra i 2 sta nella posizione dell'ammortizzatore. Nel primo è infatti interno, nel secondo è esterno, per cui la gamba richiede una architettura diversa!

! Uno dei problemi principali è comunque quello di riuscire a modificare o il carrello o il velivolo (adattare la geometria dei 2) per trovare lo spazio al carrello quando deve essere retracts!

2 16.03.15

~ **Curiosità**: C'è comunque una sorta di "fermo" che si attiva alla fine delle retrazione, in modo da assicurare il mantenimento delle posizione del carrello.

In generale comunque, tutti i casi particolari cui accennavo prima, il cinematisma viene realizzato in modo che: l'estrazione avvenga all'indietro, così che forza peso e carico aerodinamico lavorino nella stessa direzione (meno resistenza). Graficamente, significa che il carico sull'attivatore, in funzione della corsa, non cambia segno.



L'area sottesa alla curva rappresenta il lavoro necessario alla operazione di estrazione. L'efficienza di questo tipo di cinematisma è sempre tra il 60-80%, e lo si ottiene dividendo l'area totale per l'area del rettangolo definito tra forza max e spostamento massimo.

- Buona parte del lavoro necessario ai movimenti di un carrello è eseguito da un **MARTINETTO IDRAULICO**

↳ solo in caso di velivoli molto piccoli vengono usati quelli elettrici

Questi non solo controllano il movimento di estrazione e retrazione delle gambe, ma si accoppiano a dei dispositivi elettronici* di attivare i dispositivi di blocco e sblocco, in entrambe le posizioni, o di controllare il portellone, quando non è parte integrante della gamba.

↳ Se possibile lo si evita perché è necessario un martinetto in più che implica maggiore peso, costo (manutenzione) e meno affidabilità.

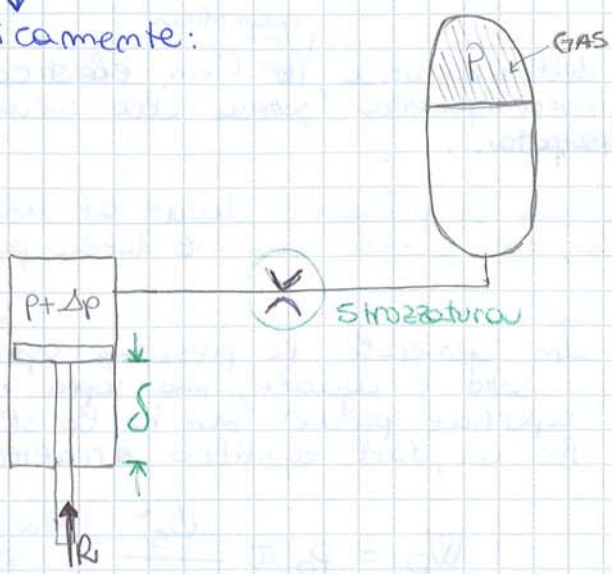
* Vi è, ad esempio, un particolare dispositivo ~~che~~ dotato di sensori di peso e schiacciamento che evitano la chiusura del carrello quando il velivolo è a terra. Questi sensori segnano zero quando il velivolo è in volo, perché non c'è più contatto col suolo: sono molto utili ai piloti, soprattutto in fase di decollo, per avere la certezza che tutto il velivolo è staccato da terra.

A proposito di blocchi, vi sono i cosiddetti "security locks", noti anche come "spine di sicurezza" (ground lock pins and collars). Questi servono per bloccare il carrello quando il velivolo è a terra, ma non sono usati nelle fasi di rullaggio, ma sono **OBBLIGATORI** nelle fasi di tramo del velivolo a terra. Presentano inoltre delle lunghe fasce rosse "REMOVE BEFORE FLIGHT", in quanto la loro mancata rimozione

3-18.03.15

una parte all'altra. Quando il pistone si muove infatti l'olio fluisce da una parte all'altra, passando in mezzo alla strozzatura; così la pressione sul pistone è somma di quella statica, di quando l'accumulatore a gas era in condizioni di equilibrio, e di quella dinamica dovuta alle perdite di carico.

Praticamente:



Quando il pistone spinge, la forza R schiaccia sull'olio, aumentandone la pressione. In particolare, l'olio si troverà ad avere quel surplus Δp di pressione, che sarà esattamente quello necessario (e che quindi "sprecherà") per riuscire a passare dalla strozzatura.

In formule: partendo dall'equilibrio delle forze:

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

area del cilindro dell'ammortizzatore

pressione di precarico

volume di precarico ammortizzatore

coeff. perdite nella strozzatura

è una velocità

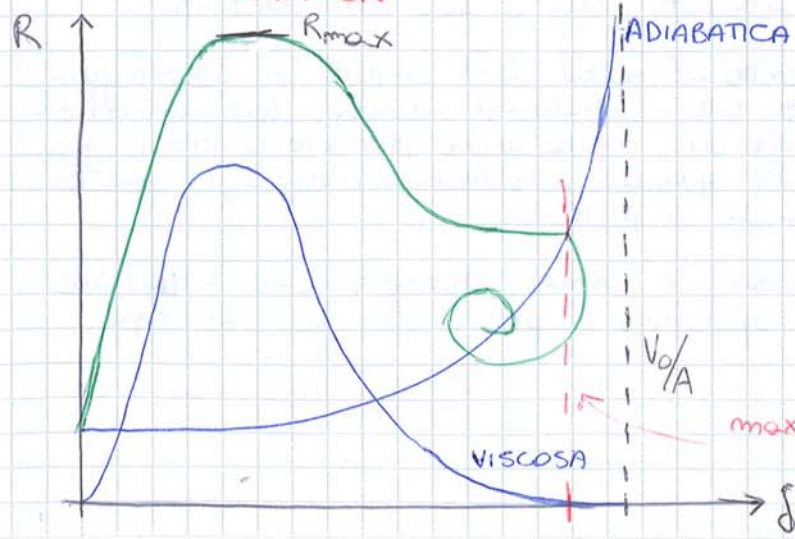
rapresenta la perdita di carico nell'olio

P lo posso scrivere così perché è aumento di pressione avviene tramite un'adiabatica

$$= A p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A\delta} \right)^\gamma + A^3 k \left(\frac{d\delta}{dt} \right)^2$$

Componente STATICA

Componente VISCOSA



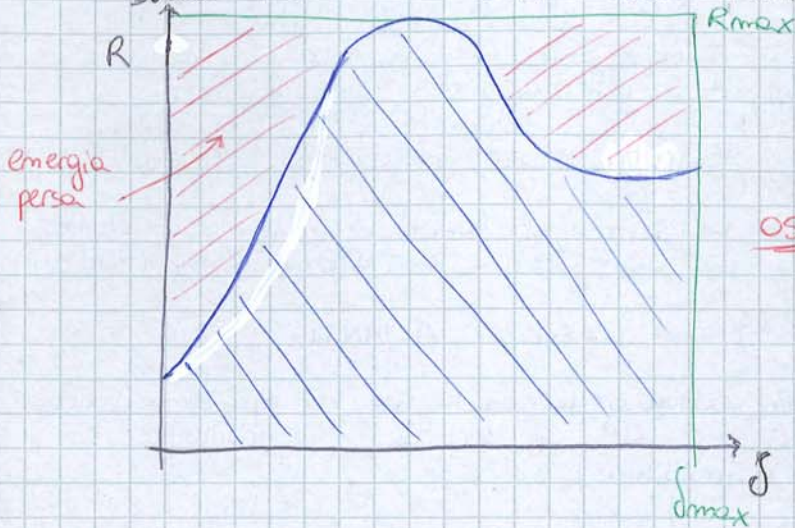
ADIABATICA Riportando su un grafico, il primo termine è una curva con concavità verso l'alto e asintoto in $\delta = V_0/A$.

Il secondo termine è legato alla derivate $\frac{d\delta}{dt}$, quindi avrà valori nulli per il min e il max schiacciamento dinamico.

★ Succede che l'olio preme contro il gas, comprimendolo = 4 18.03.15
 lo, perché al risalire del pistone all'interno dell'olio, anche se ~~non~~ per trarre dai fori sul pistone, allo stesso tempo il volume a sua disposizione diminuisce, perché occupato dallo stelo.

• Ovviamente tutte le scelte relative ad ogni singola parte che compone il carrello devono essere fatte con criterio. Come in tutte le cose su livello aerospaziale, anche per il dimensionamento di attuatori, ruote, pneumatici... si devono seguire particolari criteri.

In base alle scelte fatte, si calcola poi l'efficienza dell'ammortizzatore sulla base della curva della formula di R vista in precedenza:



$$\eta = \frac{\text{area sotto curva}}{\text{rett. definito da } R_{\max} \text{ e } \delta_{\max}}$$

OSS Questi tipi di ~~am~~ ammortizzatori hanno l'efficienza più elevata di tutti, compresa tra lo 0,70 e lo 0,90. Mentre quelli ad aria (ad es. cioè senza gas) hanno $\eta = 0,95$, quelli in gomma (dissipano per elasticità) hanno $\eta = 0,60$

↳ Un altro valore importante per la classificazione dei tipi di ammortizzatore è il rapporto

$$\frac{\text{efficienza}}{\text{peso}}$$

e anche in questo caso, gli

deopneumatici risultano i migliori → pesano meno e hanno efficienza maggiore!

~ Dimensionamento carrello

① Attuatore: definire la forza max necessaria → F_{stello}
 stimare la velocità in base ai tempi di estrazione → V_{vuoto}
 in generale lavorare in modo asimmetrico, in fase di retrazione tira tanto olio, e poi in qualche modo dissipa. Considerare il peso proprio in opposizione alla retrazione il peso e successivamente la forza aerodinamica la situazione peggiore in funzione dei bracci.

② Ruote e pneumatici: valutare il peso sulle gambe (di solito 20% sul ruotino, 80% nel principale)
 scegliere m e grandezza ruote (per ogni gamba)
 scegliere le relative press. di gonfiaggio degli pneumatici
 valutare quindi la pressione specifica sulla pista dovuta al peso del velivolo

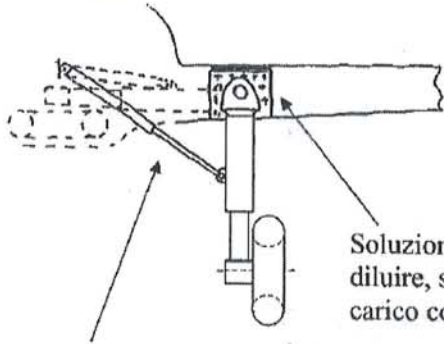
↳ Vediamo quindi le caratteristiche principali degli pneumatici, che, per il carrello, sono il punto debole →

ATA 32

Retrazione del carrello (8)

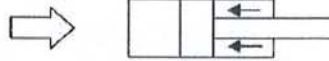
Quadrilatero articolato: si realizza un arco a 3 cerniere

Asta di controventatura con snodo bloccabile



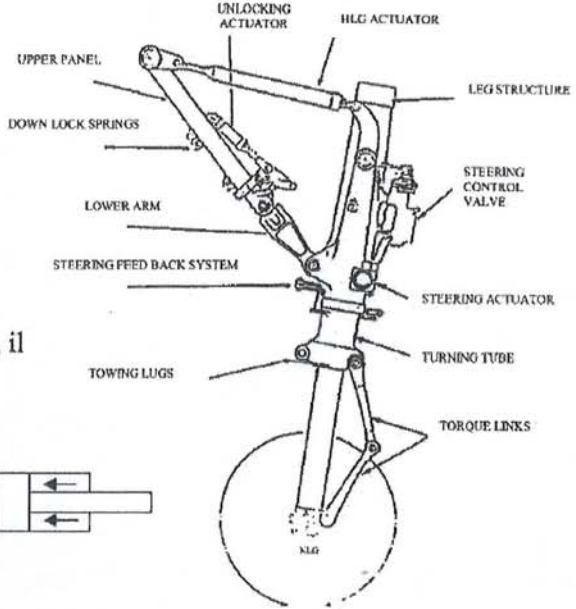
Soluzione strutturale: diluire, sul longherone, il carico concentrato.

In retraction, quando deve vincere il peso, questo attuatore lavora nel senso meno favorevole.

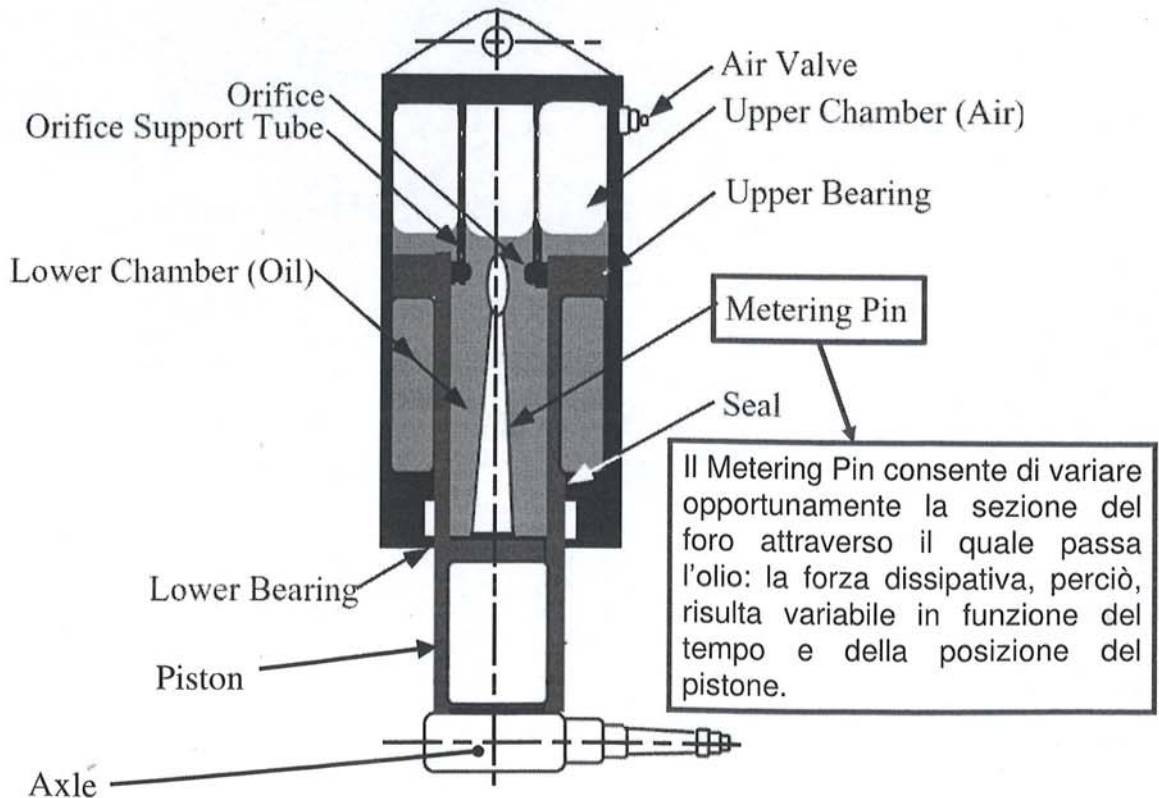


N.B. L'attuatore è troppo delicato per fungere da asta di controventatura.

ATR 42 (carrello anteriore)



Ammortizzatore oleopneumatico (7)



Il Metering Pin consente di variare opportunamente la sezione del foro attraverso il quale passa l'olio: la forza dissipativa, perciò, risulta variabile in funzione del tempo e della posizione del pistone.

5 18.03.15

~ FRENI del carrello

Devono in particolare assolvere a 3 compiti:

1. rallentare dalla velocità di atterraggio fino all'arresto, o in generale alla velocità di rullaggio.
2. controllare il moto del velivolo, in direzione e velocità, durante la fase di rullaggio.
3. tenere fermo il velivolo in condizioni di stazionamento, anche (soprattutto) quando si provano i motori al decollo.



Di tutte le più gravosa e sicuramente la PRIMA! Dobbiamo considerare infatti che i freni aeronautici assorbono l'energia cinetica trasformandola in calore; sono quindi soggetti a grandi surriscaldamenti. Inoltre buona parte di questo calore viene trasferita alle ruote e poi rilasciata pian piano (tanto i tempi tra una frenata e l'altra sono di solito considerevoli). Si capisce che la prima funzionalità è la più gravosa perché l'energia cinetica da smaltire è elevatissima!

2 pedali della pedaliera!

~ Curiosità:

Il comando per la frenata è comunque controllato con 2 sistemi indipendenti: uno per ogni gamba. In questo modo è possibile una frenata differenziale, usata per il controllo della direzione del moto del velivolo.

VEDI SCHEMI B757 e B727 (SLIDE 38 → 43)

↳ In questo ad esempio abbiamo una doppia alimentazione: pneumatica e idraulica, ovviamente indipendenti

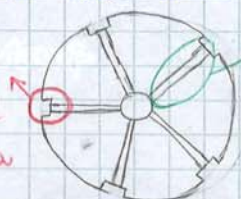
~ Struttura e funzionamento

Tantanto sono TUTTI A DISCO. Rispetto a quelli "a ganasce", infatti, richiedono una manutenzione più economica e disperdono meglio il calore. Ovviamente sono costituiti da ROTORE e STATORE.

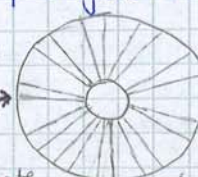
Impilamento di dischi, coattati sull'asse e accoppiati al cerchione in modo da ruotare con esso mentre scorrono lungo l'asse. Hanno degli intagli radiali per limitare la deformazione causata dal calore

Dischi impilati in modo alternato a quelli di statore. Anch'essi hanno degli intagli per evitare la deformazione, e sono inoltre utili come supporto alle pastiglie di attrito (FERODI)

slots per montare i dischi mobili sul cerchio della ruota



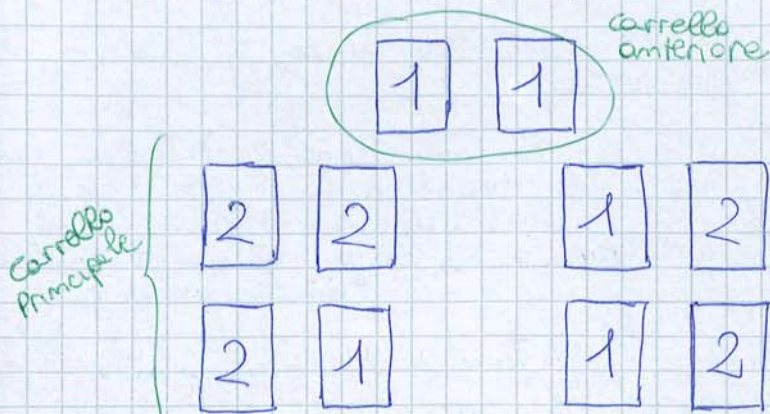
Qui in particolare sono più larghi alle estremità perché lì il disco riscalda ancora di più quindi avrei un gradiente non indifferente!



6 23.03.15

→ La visualizzazione della temperatura dei freni nel cockpit è gestita dall'EICAS Status Display. Ovviamente anche qui è tutto regolato da determinati criteri:

↳ gestisce in forma **GRAFICA** i dati (feedback) di ogni sistema di bordo



Ogni quadrato fa riferimento ad OGNI SINGOLA RUOTA. Sono indicatori della temperatura non solo i numeri, ma anche i colori, non solo del numero, ma anche del rettangolo!

- Valore tra 0 e 2: tutto turchese. La temp. è BASSA!
 - Valore ^{tra} 3 e 4: avendo superato il 2, il rettangolo diventa BIANCO; la temp. è nella norma.
 - Valore da 5 a 9: avendo superato il 4, anche il numero è diventato BIANCO; le temp. sono ALTE/ALTISSIME!
- ! Basta che UNA SOLA RUOTA abbia già un valore 5, e NON SI DECOLLA, perché in caso di aborto di decollo, il freno potrebbe non rispondere!

- Per avere la massima efficacia nella frenata, si deve avere un sistema che impedisca il bloccaggio delle ruote: **ANTISKID**

↓
Finziona con lo stesso principio degli ABS delle automobili: il contatto tra il battistrada e il suolo deve rimanere nell'attito statico, e questo diventa difficile in caso di frenata intensa!

PRIMA: dispositivi analogici basati sull'accelerazione angolare della ruota. tramite appositi sensori, quando l'acc. ang. superava una certa soglia (piccola al punto da poter portare il bloccaggio della ruota), una elettrovalvola interveniva riducendo la pressione di mandata dell'impianto frenante ad un valore inferiore a quello che lo aveva generato. Poi iniziava a farla risalire e diminuiva la pressione se si avvicinava troppo al valore "critico".

SVANTAGGI → fluttuazione troppo elevata della pressione, sottoposte a continui alti e bassi.

OGGI: controllo molto più fine dei sistemi di bloccaggio; tramite dei dispositivi digitali, si controlla la pressione dei freni, evitando però quelle continue fluttuazioni e riuscendo a mantenere la ruota anche dentro un RANGE di scivolamento OTTIMALE! Permette inoltre carse di atterraggio più brevi.

7 23.03.15

→ Inoltre, dato che il pilota non può effettivamente verificare se i carrelli sono a posto, sono presenti dei sensori in grado di controllare la posizione (ESTRATTA o RITRATTA) di ogni singola gamba del carrello.

Se una gamba si abbassa ma l'altra no, il pilota ritrae anche l'altra e atterra di pancia! La SIMMETRIA per un velivolo è fondamentale!

• L'USURA nei carrelli si misura in termini di m. di cicli: si parla dello ordine di 20'000 aci prima della sostituzione

RIASSUMENDO...

Il sistema frenante (BRAKE SYSTEM) comprende:

- "normal/reserve" sistema idraulico frenante
- "alternate" sistema idraulico frenante
- accumulatore
- sistema di protezione antiskid
- sistema autofrenante
- freni di "parcheggio".

Legato anche ai controlli di temp. sui freni di cui abbiamo già parlato.

Approfondimento sulla posizione "DISARM"

Il sistema si disattiva automaticamente se:

- il pilota frena coi pedali
- la manetta viene mantenuta alta dopo l'atterraggio
- la leva della velocità di frenata viene spostata dalla posizione di max, dopo che il velivolo ha toccato terra.
- il sistema autofrenante o antiskid sono in crash.

Se il sistema autofrenante va in "DISARM" durante il decollo, comunque l'indicatore rimane in "RTO". Solo dopo la fine del decollo si disattiva effettivamente, andando in OFF

OSS In generale, comunque, a seconda della posizione in cui si trova l'indicatore, un messaggio (ECAS) illuminato, appare sul display, così da farlo sempre presente al pilota, che magari può non accorgersi che il sistema autofrenante ha cambiato impostazione.

- Grande FLESSIBILITA' (e quindi facilità) nell'installazione
- facilità di PROTEZIONE DA SOVRACCARICHI
- Elevata AFFIDABILITA', per facilità di accumulo di energia, dov poter sfruttare in situazioni di emergenza
- Scarse esigenze di MANUTENZIONE
- BASSA INERZIA e quindi risposta in frequenza relativamente alta, quindi trasferimento di potenza facile e veloce
- FACILITA' DI CONTROLLO, che è modulato tramite una serie di valvole, sia a basse che ad alte velocità.

~ Aspetti negativi:

- Possibilità di PERDITA di FLUIDO, per eventuali forellini o guarnizioni che non tengono
- Difficoltà di sincronizzazione di avviamento di più attuatori in parallelo
 → soprattutto se derivati dal PETROLIO
- SCARSA RESISTENZA A TEMP. ELEVATE: devono infatti stare lontani dai propulsori; ha la tendenza a solidificare, ostruire le valvole e nel peggiore dei casi anche infiammarsi.
- Quando necessaria la manutenzione, ha un onere molto più alto → qualunque piccolo intervento richiede poi le operazioni di SPURGO: velivolo fermo per ore, ~~con~~ con l'impianto idraulico attivato, per rimuovere le bollicine d'aria che inevitabilmente si formano nell'olio.
- Necessità di FILTRARE e RAFFREDDARE il fluido

~ Struttura

① Gruppo di GENERAZIONE

Esso deve avere la giusta portata di pressione: questo viene garantito dalle POMPE

Di solito ce n'è più di una per questioni di ridondanza, una ad azionamento meccanico, l'altra ad azionamento elettrico, collegata ad un motore di alimentazione secondario (sempre per sicurezza)

Possono essere ancorazionate da turbine ad aria compressa, da piccole eliche poste al vento relativo (RAT ~ Ram Air Turbine) o manualmente!

Ce n'è una o più per ogni circuito indipendente di bordo. Essa è una "GENERATRICE di PORTATA" poi in base a come essa muove l'olio, l'è e come essa genera resistenza, si crea una pressione.

② Rete di DISTRIBUZIONE e COLLEGAMENTO

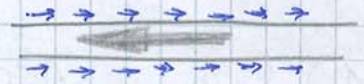
fa riferimento a tutto ciò che fonde da raccordo tra le pompe stesse, tra le pompe e le utenze...

È quindi costituita da tubazioni, raccordi, e valvole di diversa tipologia!

Questo solo alcuni velivoli militari. In casi di emergenza, si riesce a fornire quel po' di potenza necessaria per controllare i soli ipersustentatori e planare a motori spenti!

→ Nel nostro caso, il sistema viene reso più utile inserendo sul tratto rettilineo una pompa M, che aspira l'olio dal serbatoio (a dx) e lo manda a sx. Se la pressione con cui arriva alla pompa, o meglio, con cui viene fatto uscire dalla pompa, è P_m , allora si avrà una $P_2 < P_m$.

Il risultato è che, essendo l'olio in moto, non possiamo più considerarla una situazione, quasistatica, quindi non possiamo più trascurare gli attriti. Con l'olio in moto quindi la pressione di MANDATA (P_m) non sarà costante, ma diminuirà via via che ci si allontana dalla pompa, per via degli attriti tangenziali con le pareti stesse.



Si avrà una CADUTA DI PRESSIONE

Questo accade perché la pressione è l'unica forma di energia che può essere intaccata nel momento in cui si ha l'attrito, che appunto dissipa. Infatti, il tubo è orizzontale, quindi non si ha variazione di em. potenziale, il tubo è a sezione costante, quindi non si ha variazione di velocità, che tra l'altro è una velocità bassa, quindi non si hanno variazioni di temperatura!

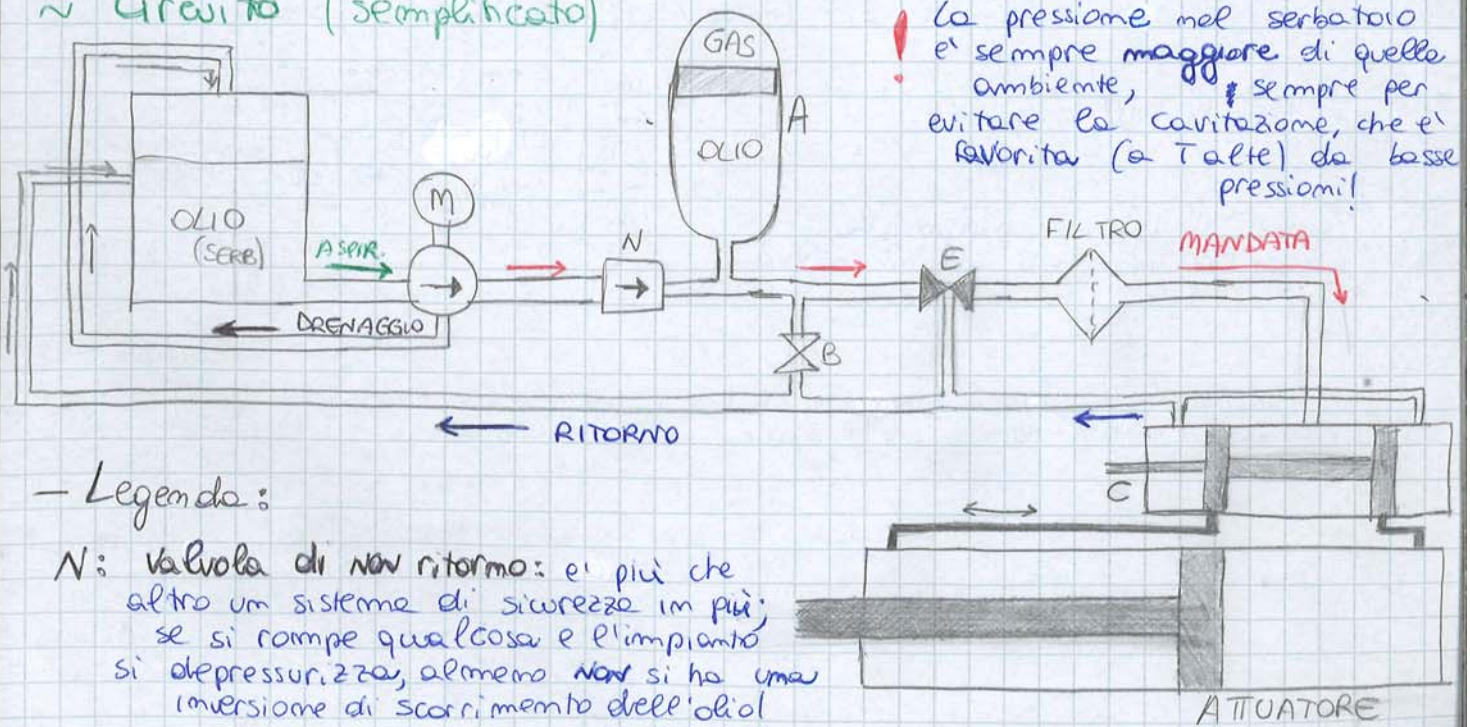
Si calcola quindi il $\Delta p = P_2 - P_1$. (pressione a valle meno a monte)

Im modo semplificato, la potenza per far circolare una portata in volume Q nel solo tubo, cioè sufficiente a contrastare la viscosità dell'olio, la si calcola come:

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

~ Gravito (semplificato)

30.03.15



- Legenda:

N: valvola di non ritorno: è più che altro un sistema di sicurezza in più; se si rompe qualcosa e l'impianto si depressurizza, almeno non si ha una inversione di scorrimento dell'olio!

→ Ovviamente, per questioni di sicurezza, si si assicura che il sistema non abbia nessun tipo di problema neanche lavorando a pressioni molto più elevate. Quanto più alte devono essere queste pressioni "di sicurezza" non è determinato dal solito coeff. 1,5 usato in aeronautica, ma è bensì un valore ancora più elevato, fisso. In particolare si fa differenza tra:

VALORE DI PROVA
(PROOF) **42 MPa**

A questo valore di pressione il sistema deve riuscire a funzionare perfettamente senza perdite o stress di nessun tipo

VALORE DI SCOPPIO
(BURST O ULTIMATE) **84 MPa**

A questo valore di pressione sono ammessi piccoli cedimenti nelle guarnizioni o trascurabili perdite, ma comunque l'impianto deve rimanere integro e funzionante

! I valori di pressioni di prova e di scoppio sono regolamentati dalla **FAR 25**

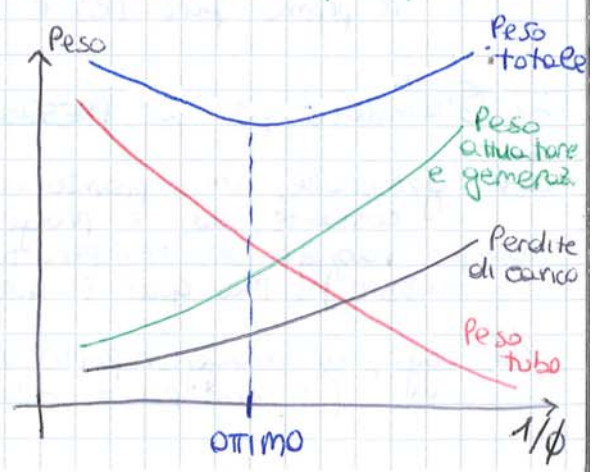
Tutti gli impianti nominali a 21 MPa sono collaudati con questo valore di pressione e scoppio

~ **Curiosità:** la tendenza futura è quella di aumentare ancora la pressione nominale dell'impianto. L'idea è ~~che~~ che, aumentando la pressione di alimentazione, si ha la possibilità di realizzare attuatori di minor superficie → minor cilindrata e portata → minor volume e peso dell'impianto. I moderni A-380 o B787 lavorano tra i 35 e i 60 MPa per cui le pressioni di prova e di scoppio saranno molto maggiori di quelle viste finora!

TUBI → suddivisi a seconda se di mandata, di ritorno, di aspirazione o di drenaggio

- avendo flussi a bassa velocità, dovranno essere tali da ridurre al minimo le perdite di carico, così da evitare la **CAVITAZIONE** dell'olio
 - è quando l'olio raggiunge l'ebollizione: si creerebbero delle bollicine di vapore che romperebbero immediatamente la pompa non appena cerca di comprimerne
- piccoli ma **MASSICCI**. Saranno di **acciaio** (o titanio)
 - Per questo pesano tanto, per questo si cerca di alzare la pressione come dicevamo prima!
- Maggior diametro e meno massicci. Saranno di **alluminio**

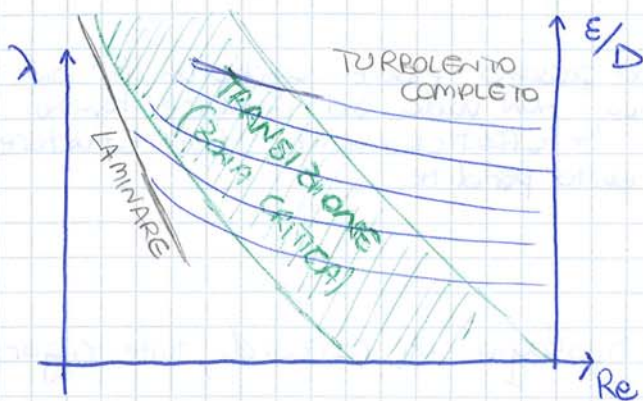
• La scelta del tubo adatto viene fatta tramite ~~varie~~ varie curve, che rappresentano vari fattori, così da individuare il pto di **OTTIMO** (ϕ è il diametro dei tubi)



- Anche i fluidi idraulici (olio) sono normalizzati. In generale comunque è un olio molto più denso di quello usato, ad esempio, in campo automobilistico; è inoltre di un colore rosso acceso per motivi di sicurezza: in caso di perdite o traboccamenti è facile da individuare. ~~È~~ È inoltre **tossico**, per cui i vapori non devono essere respirati, e va smaltito tra i rifiuti chimici. (Skydrol è la marca più usata)

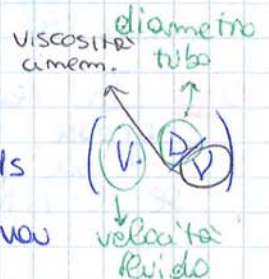
~ Perdite di carico

- Tramite una serie di esperimenti (~1930), si calcolano le perdite di carico distribuite nelle tubazioni tramite i **DIAGRAMMI DI MOODY**



~ Legenda

- λ = fattore d'attrito
- Re = n° di Reynolds
- ϵ/D = rugosità relativa
- ρ = densità fluido



Le curve sul grafico servono per riuscire ad ~~in~~ identificare, su seconda dei parametri noti, quelli non noti (che dipendono dalla natura del tubo). Di solito si entra col valore di Reynolds in questione (dal basso) e poi si calcola il λ , così da poter calcolare l'effettiva perdita di carico (pressione):

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

Formula di MOODY

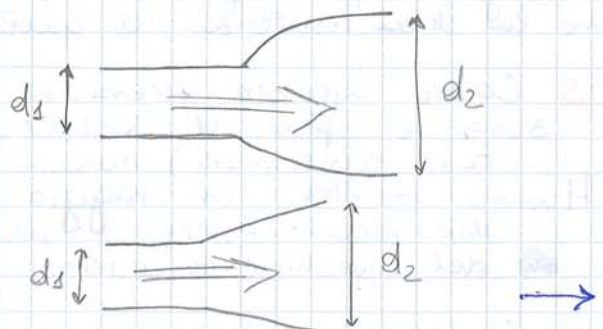
OSS $\frac{L}{D}$ è il parametro che caratterizza la snellezza del tubo (lunghezza su diametro)

! **LAMINARE** $\rightarrow Re < 2500$, poi turbolento!

- Oltre a quelle distribuite nel circuito, nascono inevitabilmente delle perdite **concentrate** in corrispondenza soprattutto delle repentine variazioni di sezione delle tubazioni. In particolare si calcola

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

dipende dalla geometria del tipo di variazione di sezione.



~ Dimensionamento

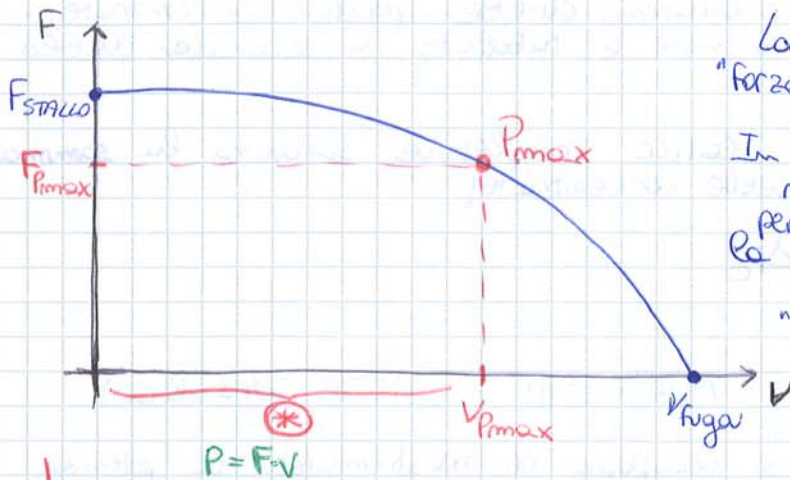
VEDERE COME ES. DI CALCOLO DA SLIDE 27 → 33

A livello teorico, dopo le considerazioni fatte, possiamo dire che quella forza F dipenderà soprattutto dal quadrato della velocità delle perdite con una legge tipo

$$F = S_1 P_m - K_{TOT} V^2$$

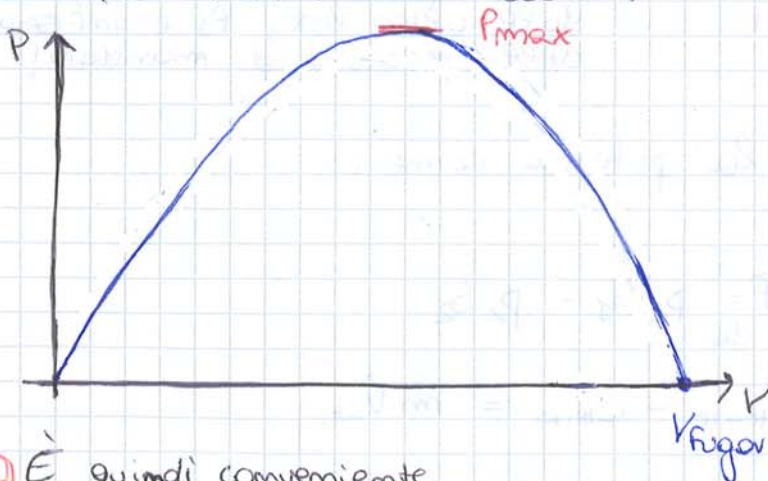
→ in realtà c'era una espressione molto più complessa da cui abbiamo trascurato vari parametri

Questa rappresenta una curva quadratica nel piano



La forza massima è denominata "forza di stallo" perché è quella che porta all'arresto del martinetto. In questa condizione la velocità è nulla, quindi lo sono anche le perdite di carico. Quando invece la velocità è massima, è nulla la forza che è come fosse "mangiata" tutta dalle perdite di carico. Questa velocità è chiamata di fuga perché è quella che il martinetto assume a vuoto (senza carico)

Parlando in termini di POTENZA, questi due punti avranno, per definizione di potenza stessa, $P=0$. Su un grafico analogo, ma con la potenza sull'asse delle ordinate, viene fuori una cubica:



Espressa dall'equazione

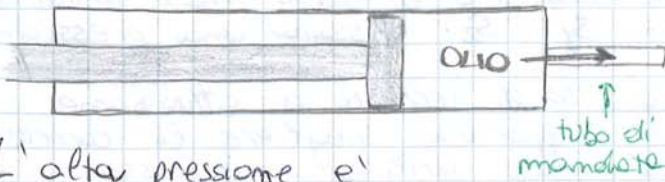
$$P = \underbrace{S_1 P_m V}_{F \cdot V} - K V^3$$

Risolvendo la derivata posta uguale a zero, si trova la P_{max} che ci permette di calcolare anche la forza e la velocità corrispondenti:

$$\left[\begin{aligned} F_{P_{max}} &= \frac{2}{3} F_{stallo} \\ V_{P_{max}} &= \sqrt{\frac{F_{stallo}}{3K}} \\ &\parallel \\ &V_{fuga} / \sqrt{3} \end{aligned} \right]$$

⊛ È quindi conveniente far lavorare l'attuatore solo in questo intervallo di velocità. Per velocità maggiori di $V_{P_{max}}$ infatti la potenza inizierà a diminuire, proprio per quella dipendenza quadratica delle perdite di carico con la velocità stessa!
 vedi sul grafico con $F-V$

Volumetriche



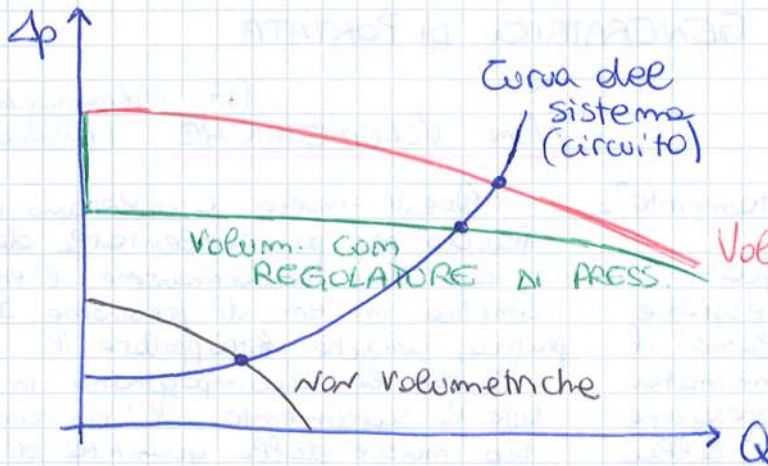
L'alta pressione è causata dal fatto che comprimiamo il fluido in quella camera. La diminuzione di volume, che poi spinge l'olio in mandata, riesce a generare pressioni praticamente infinite, per questo una eventuale "chiusura" della mandata (che sia per intasamenti o simili) genera l'immediata esplosione della pompa!

Non Volumetriche



Il moto del pistone cede quantità di moto al fluido, quindi em. cinetica, che è mutata in pressione nel momento in cui il fluido va verso la mandata!

~ Curve caratteristiche



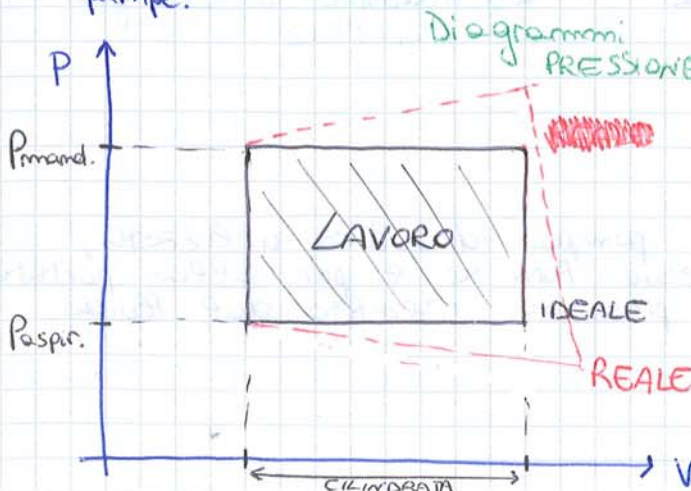
Intersecando queste curve (tipiche di ogni pompa) con la curva di funzionamento del circuito, si ottiene il PTO DI LAVORO

La scelta della pompa si fa in modo che il pto di lavoro possa garantire lo smaltimento della portata richiesta alla pressione massima!

~ Calcoli sulle pompe idrauliche

01.04.15

Considerando le perdite per attriti, o le perdite volumetriche (olio che trafila e che viene recuperato tramite i tubi di dremaggio, si possono fare delle considerazioni sul ciclo di lavoro delle pompe:



Ricordiamo che queste pompe lavorano aspirando da una valvola e appena il pistone torna indietro spinge l'olio in mandata. La cilindrata è definita come lo spazio spazzato dal pistone (la distanza tra pto morto superiore e pto morto inferiore)

→ Calcolando le COPPIE che riguardano quest' albero rotante, possiamo dividerle in TEORICA e REALE

$$C_T = \frac{Q \cdot \Delta p}{\omega}$$

vel. ang. dell' asse
potenza idraulica

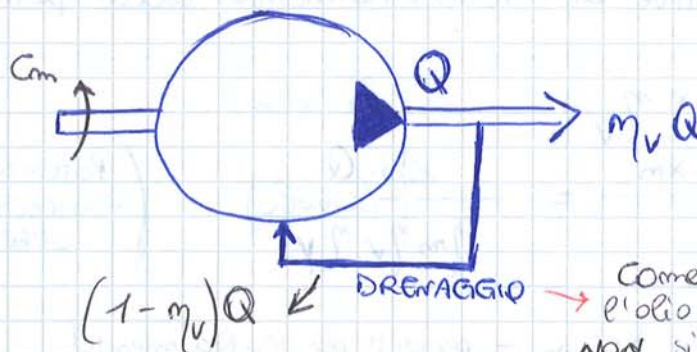
$$C_R = \frac{Q \Delta p}{\omega \eta_G}$$

rendimento GLOBALE

$$\eta_G = \eta_v \eta_m$$

Di solito il produttore della pompa riporta questo η_G

↓
Lo schema tecnico sarebbe



La mandata effettiva è questa, ma nei calcoli devo usare solo Q, senza moltiplicare per η_v , se no ho quel 5% di conti sbagliati!

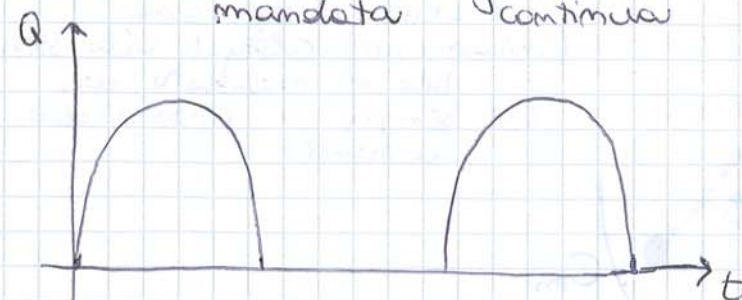
→ Come già detto, serve a far uscire l'olio che trabila da punti in cui NON si possono mettere guarnizioni*

- Nelle pompe a pistoni (in generale quelle volumetriche) quindi la pressione dipende da quanto fluido è presente a valle e dalla sua compressibilità: un eccesso di portata determina infatti un aumento di pressione, una scarsa portata ne determina invece un calo!

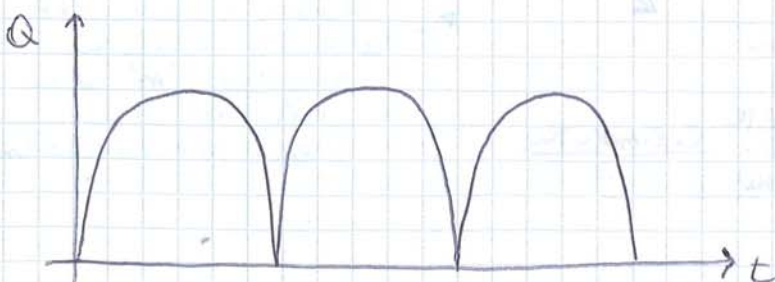
↓
Una pompa a UNICO cilindro avrà $Q = v \cdot S \cdot \eta_v$

Al solito però, come accennato, il massimo non garantisce una mandata continua

↓
velocità e sezione del pistone



Unico cilindro

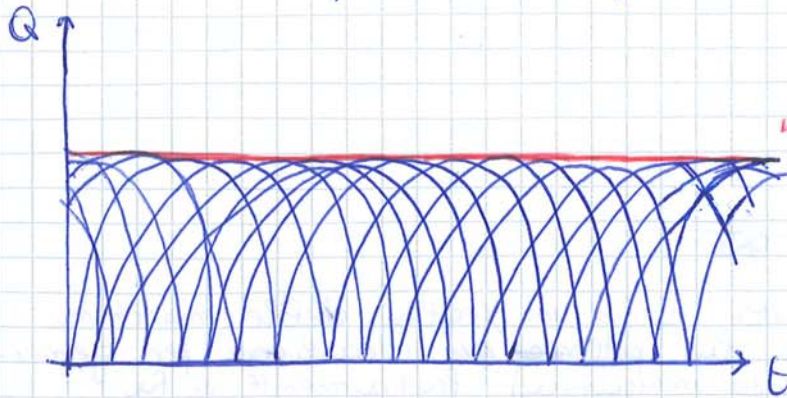


Due cilindri, sfasati di 180°

*** VEDI SLIDE 48**

8 | 03.04.15

→ Si è riusciti ad ottenere una certa uniformità con una pompa a 5 pistoni



← sommatoria pressoché costante

Una pompa di questo tipo per funzionare ha bisogno di un PIATTELLO INCLINABILE e un TAMBURO ROTANTE

rispetto all'asse di rotazione del tamburo. I vari pistoncini sono tenuti con degli smodi sferici, per cui quando questo si inclina da una parte o dall'altra cambia la cilindrata delle pompe, spostando di volta in volta il pia morto superiore (o inferiore). Quindi a seconda dell'angolo α di inclinazione del piattello varia la portata finale.

↳ ruota grazie ad un albero rotante che attraversa la piastra o il piattello. Il fatto che sia rotante permette poi di avere una piastra su cui ci sono 2 aole e semi cerchio per aspirazione e mandata



Alcune nuove pompe hanno dei sensori che misurano, riescono ad "autoregolare" l'inclinazione del piattello a seconda della portata

~ **Curiosità:** Alla fine posso considerare il moto come le giostre che ruotano e nel frattempo i cavallucci salgono e scendono

- Di solito il n. di cilindri utilizzati varia da 7 a 9. In effetti si potrebbero fare pompe con 3 o con 11, ma si è scelta una giusta media, cercando di ridurre al minimo le perdite, sia di volume che per attrito meccanico.

↳ in effetti più i cilindri sono grandi, minori sono gli attriti meccanici di viscosità.

Sempre in numero **DISPARI**. Perché? Il piattello inclinabile è legato ad una flangia che viene eccitata da un martinetto idraulico. La flangia è un elemento simmetrico, per cui risentita tantissimo delle vibrazioni, in seguito al moto della pompa e si causerebbero, per quanto piccoli, dei giochi nei pistoncini. Per cercare di ridurre tutto questo, si smorzano le vibrazioni sulla flangia rendendo **ASIMMETRICO** il carico (appunto n. dispari di pistoncini). La pompa così lavora meglio, è molto meno rumorosa e più rigida proprio perché smorza le vibrazioni!

↳ Tanto l'irregolarità della portata **NON DIMINUISCE** con un numero di pistoncini **PARI**

9 | 01.04.15

~ ATTUATORI NON LINEARI

Anche se per i comandi di volo primari si impiegano quasi esclusivamente gli attuatori lineari, esiste questa altra categoria di martinetti idraulici che riescono a CONVERTIRE un moto ROTATORIO in lineare:



Im generale sono molto comodi appunto per convertire il moto da rotativo su lineare. Sono usati spesso nei comandi di volo secondari (ipersostentatori).
 Gli svantaggi derivano dagli attriti di strisciamento dei fianchi del filetto e quindi anche dall'usura!

Una soluzione trovata consiste nell'utilizzare sistemi a CIRCOLAZIONE di SFERE o rulli: questi rotolano anziché strisciare, per cui riducono tantissima usura e attrito, e sono in grado inoltre di sopportare grandi carichi (molto ROBUSTI)

L'idea di queste sfere consiste nel TRASFORMARE l'attrito radente in volvente

VEDI SLIDE 58 → 61 per i disegni

~ Esempi

09.04.15

Nel B-747 vengono utilizzati questi motori idraulici per l'azionamento degli ipersostentatori: la trasmissione del moto degli attuatori meccanici degli ipersostentatori avviene tramite un albero di torsione che viene posto in rotazione dal motore idraulico e che si connette poi, tramite una trasmissione meccanica, all'attuatore a vite!

Nell' A-340 invece flap e slat sono azionati in modo elettrico. Im generale è più scomodi perché non si riesce ad avere una massima precisione a livello geometrico, però per flap e slat va ancora bene!

- Ci sono due modi di utilizzare questi motori, per trasmettere coppia alla vite.

SOMMA IN VELOCITÀ

SOMMA IN COPPIA

- I motori, mormalmente uguali, sommano la velocità e la trasferiscono alle vite, tramite DIFFERENZIALE

- I motori, mormalmente uguali, sommano la coppia, trasferendola alle vite.

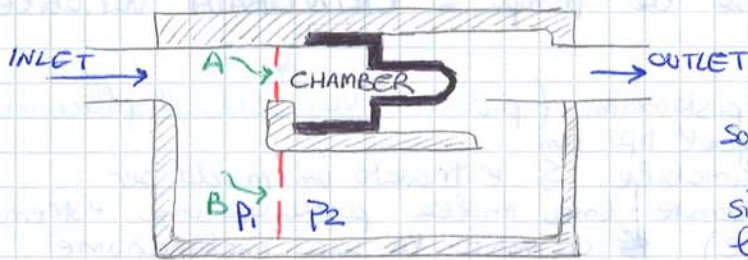
① Valvole

VEDI SLIDE 65

Le più importanti da attemziomare sono:

- regolatrice di pressione
- riduttrice di pressione
- valvola di shut-off (valvola di pressurizzazione)
- valvola di priorità → c'è anche nel carrello
- valvola di non ritorno

↳ Trovamo il più largo impiego (sia per Boeing che per Airbus), i **FUSIBILI IDRAULICI**. → Hydraulic fuse
Essi fungono da regolatori di portata: si occupano cioè di regolare/limitare la portata nei condotti idraulici, fino ad un valore prefissato, qualunque sia la pressione nel circuito.



Funziona che la strada "principale" è quella tramite l'orifizio B. I due passaggi sono calibrati, per cui quando vi è un eccesso di portata, si apre l'orifizio A, e perché la camera (PUPPET) si sposta un po' a destra e assorbe l'olio in eccesso. Tutto questo non è gestito da nessun sistema

I regolatori vengono utilizzati principalmente nel carrello di atterraggio perché garantiscono una **COSTANZA** nell'attuazione. Questo particolare metodo è però usato anche nel sistema frenante. Se il pilota dà un colpo di freni scriteriato, che potrebbe mandare troppo olio, e causare danni, tipo il bloccaggio delle antiscivolo, il regolatore interviene così.

elettronico/informatico. Semplicemente se la portata in ingresso è troppo alta, $P_1 \gg P_2$, quindi automaticamente la camera si sposterà a dx, perché al suo estremo la pressione è bassa e l'olio sta spingendo dall'orifizio A.

② Servovalvole

Vi sono quelle per comando in velocità e quelle per comando in posizione.

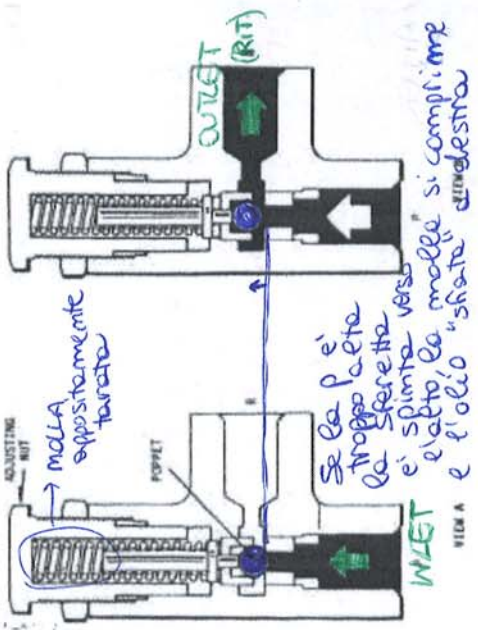
- Le prime non sono utilizzabili in campo aerospaziale; necessitano di un controllo a vista, perché non c'è un comando sull'attuatore, quindi sono utilizzate solo per il movimento terra.

↳ le avevamo accennate nei comandi di volo.

ATA 29

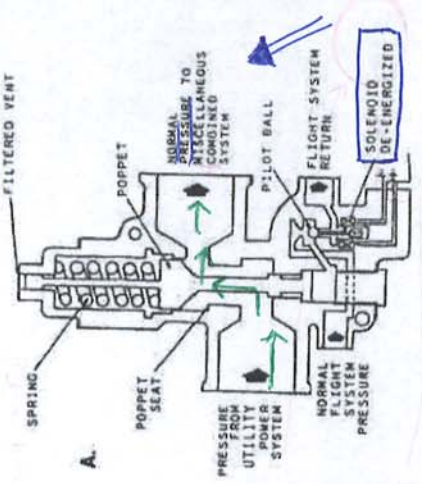
Valvole di pressione

Valvola RIDUTTRICE di pressione
PRESSURE RELIEF VALVE

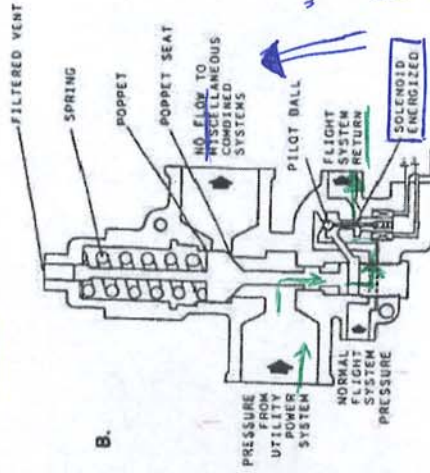


Se la P è troppo alta la sfera viene spinta verso l'alto e l'olio "shatta" (si comprime) a sinistra.

Valvola di pressurizzazione
SOLENOID SHUT-OFF VALVE



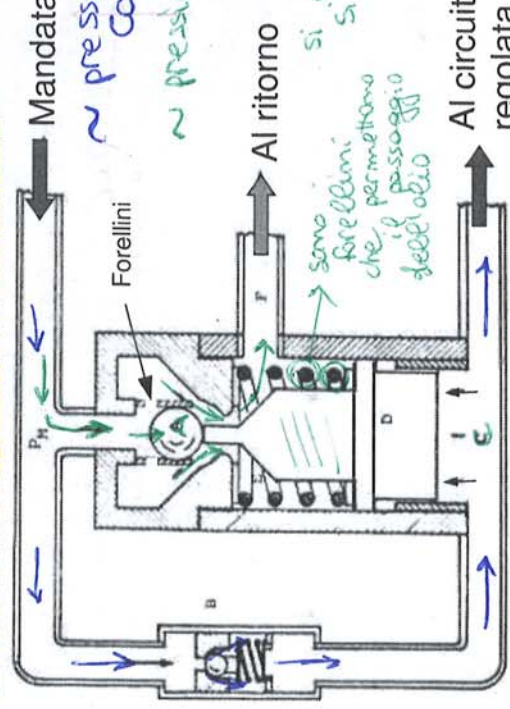
CONDITION 1
FLIGHT SYSTEM PRESSURE NORMAL, SOLENOID DE-ENERGIZED. NORMAL FLOW TO MISCELLANEOUS SYSTEMS.



CONDITION 2
FLIGHT SYSTEM PRESSURE NORMAL, SOLENOID ENERGI-ZED. NO FLOW TO MISCELLANEOUS SYSTEMS.

Chiamata anche "valvola di isolamento" perché passo di saturare e non alimentare più le utenze (può essere utile a terra depress. i com. di volo e dare potenza ai freni)

VALVOLA REGOLATRICE DI PRESSIONE



Mandata pompa
~ pressione olio CORRETTA (giro largo)
~ pressione olio ALTA
Al ritorno
sono forellini che permettono il passaggio dell'olio

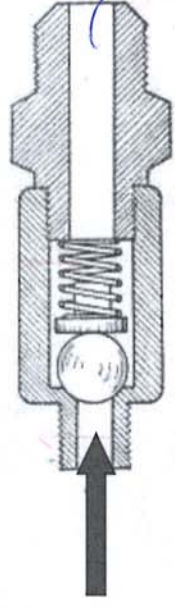
Al circuito: pressione regolata

VALVOLA DI PRIORITA'

uscite con tutte le utenze (primarie e secondarie)
uscite con tutte le utenze (primarie e secondarie)



VALVOLA DI NON RITORNO



L'olio arriva da sx verso dx. Spinge la sfera e passa.
Si intrisce che con un sistema del genere l'olio che vuole andare da dx verso sx si trova il percorso sbarrato

Al contrario delle valvole, serve se la pressione è BASSA. La molla spinge il pistone verso dx e isola B. Così tutte le utenze alimentate solo A

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2014/2015 - Idrraulico - Paolo Maggiore

• dinamica della pressione nel circuito, soprattutto durante i transitori

11 13.04.15

- costituisce una riserva integrativa di olio: potrebbe tornare utile, in modo temperato, durante dei particolari azionamenti che assorbono grandi portate; evita così le cadute di pressione nel circuito.
 → si evita il rischio di cavitazione

- Esistono varie configurazioni di accumulatori idraulici (a gas):

1. A pelo libero → poco usato per il pericolo di inquinamento dell'olio col gas
2. A sacca/membrana → poco usato in campo aerospaziale, utili invece nel settore delle macchine utensili e del movimento terra!
3. A pistone
4. A soffiello

~ A sacca/membrana

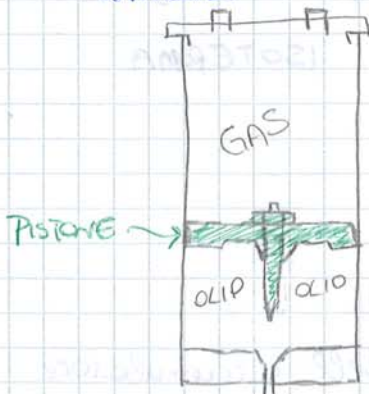


Dentro la sacca c'è di solito AZOTO: inerte e economico. Fuori dalla sacca l'olio. La sacca è in gomma, e ogni ciclo si gonfia e si sgonfia (cambia la pressione del gas).

Questo è il pt. debole di questo tipo di accumulatore: oltre a patire i continui cicli a fatica, viene anche attaccata (la gomma) dal fatto di essere sempre immersa in olio. Se poi si dovesse spaccare andrebbe ad inquinare l'olio con frammenti solidi!

~ A pistone

Sono migliori della sacca, perché il pistone metallico garantisce una sicura separazione del gas dall'olio. Fino a dieci anni fa era l'unico utilizzato, oggi si preferisce quello a soffiello.



Svantaggi:

- le tenute richiedono una attenta e frequente manutenzione, per il problema del trafilamento dell'olio.
- bastano pochissime bollicine di gas nell'olio per ridurre di tantissimo le prestazioni e generare malfunzionamenti nelle servovalvole!

~ A soffiello (metal bellows)

Oggi sono utilizzati praticamente in tutti i velivoli. (AIRBUS e BOEING). È di moderna introduzione, ma presenta

12 | 13.04.15

~ **Curiosità:** Un accumulatore ausiliario è presente anche per il sistema frenante. Considerando poi la tendenza degli accumulatori a scaricarsi, viene sempre fatta un'interfaccia di ricarica e di controllo pressione del gas.

SERBATOIO

~ **Funzioni** (oltre il normale contenimento di carburante)

- permettere la separazione di eventuale gas in sospensione (può sempre capitare che il pistone [soffietto] si perfori)
- assorbire le variazioni di volume complessivo di liquido, generato dalle varie utenze per riformire altre parti o trattamenti
- dissipare calore (se non fosse sufficiente agiscono gli scambiatori, che usano l'aria esterna o il combustibile stesso).

~ **Elementi principali:**

- bocchettone per il rifornimento, con apposito filtro
- finestrella per il controllo del livello
- sonda di livello con trasduttore
- linee di mandata alle pompe dell'impianto principale
- linee di mandata alle pompe dell'impianto ausiliario (questo invece pesca dal fondo)
- filtri per depurare anche la linea del ritorno
- varie linee di ritorno (da utenze o drenaggi vari).

→ di solito c'è se non c'è la finestrella. Comunque sarebbe più utile un manometro che con trasduttore elettrico rimanda la pressione in cabina

→ l'aspirazione non viene fatta dal fondo per evitare di aspirare impurità possibili sfuggite al filtro.

↳ di solito commesse in modo tangenziale, o sul pelo libero, così da ridurre il rischio di gorgogliamenti o schiume. Può essere fatto colare tramite una cassa a forma di tegola; lo strato d'aria viene reso solido, così eventuali gocce di gas evaporano.

↳ tutto questo è per evitare la cavitazione. Viene comunque reso non più necessario dalla pressurizzazione dei serbatoi (Dopo)

si parla di 2 o 3 bar di pressione

- I serbatoi sono **PRESSURIZZATI**. Lo si fa perché non si vuole mandare alla pompa un liquido che sia prossimo alla vaporizzazione (fenomeno della cavitazione) cosa che all'aumentare della quota è favorita.

Come avviene questa pressurizzazione?

→ si riduce anche la forza sugli attuatori

In alcuni casi viene usata aria spillata (e depurata) dall'impianto pneumatico; in altri casi si sfrutta la stessa pressione dello impianto idraulico (tramite un sistema di riduzione)

↳ ormai poco usata

→ L'esempio più tipico è quello del pistone in moto dentro al cilindro del martinetto lineare. 13 13.04.15

- Queste guarnizioni sono comunque realizzate con un elastomero, per cui sono abbastanza elastiche; le più comuni sono rotonde o ad anello, inserite poi in apposite scanalature. Spesso vengono realizzati dei bordi in teflon per evitare che in seguito alla troppa forza realizzata dalle parti in moto, si trovi ad essere "trascinate", rischiando di spezzarsi (elettrici in circolo) o intasare comunque il passaggio.

→ slide 103 per chiarimenti grafici

~ Azionamento pompe

Può avvenire principalmente in 3 modi:

- Dal propulsore stesso tramite scatola ingranaggi (accessory drive gearbox) → nel turbocelica (ad es.) non ha gearbox, quindi tramite il riduttore dell'elica
- Tramite un piccolo motore dedicato (può essere elettrico, idraulico o pneumatico) → in alcuni casi anche una piccola turbina, in realtà è molto rumorosa quindi se si evita
Ram Air Turbine
- Tramite RAT (di solito per emergenze); → ventolina che inizia a girare
caratterizzante velivoli ETOX

1) Nel primo caso si evita l'uso di motori dedicati; è una soluzione che comunque ~~non~~ permette di gestire grandi potenze. In generale, comunque, tramite un PTO (Power Transmission Overdrive) questa è la soluzione che più viene preferita.

2) Il secondo caso permette l'ottimale collocazione sul velivolo per una questione di baricentro; possiamo inoltre funzionare a terra con motori spenti, ma si possono anche spegnere quando non servono. Inoltre sono più accessibili (quindi più comodi) per la manutenzione. Queste pompe girano inoltre a giri costanti e sono vicine ai serbatoi.

~ Gearbox

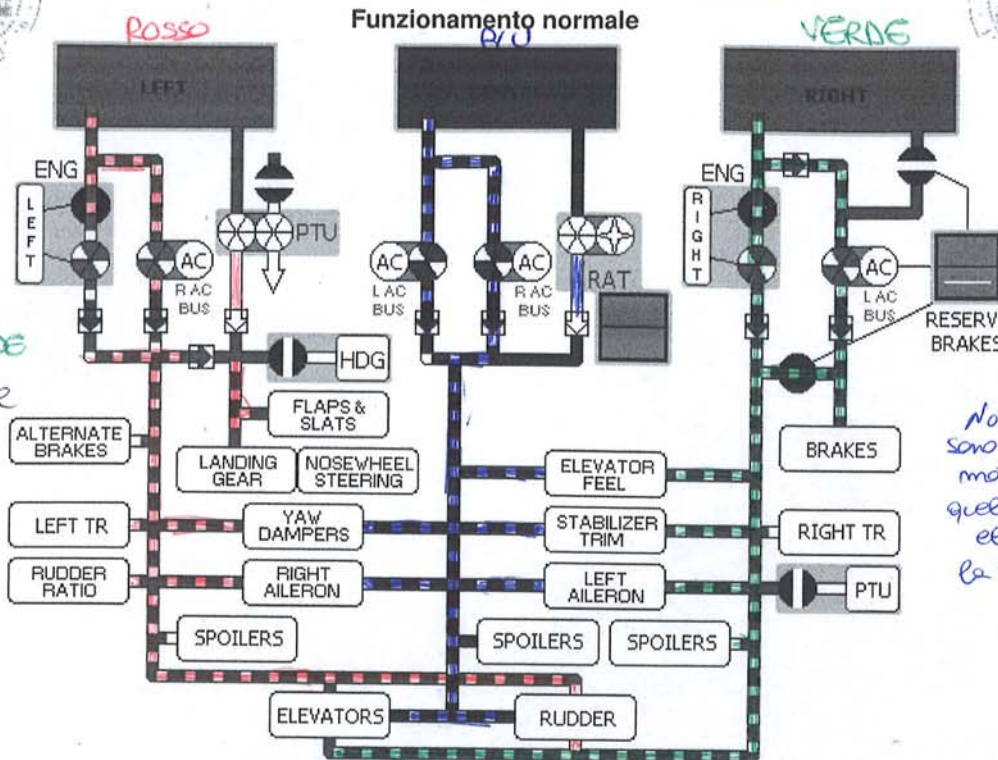
Può essere integrato col propulsore (EIGB) o con la struttura primaria (AIGB). Con l'ipotesi "all electric" si riduce il peso della gearbox, perché minor numero di prese di moto.

↓
Qui ci sarà ^{anche} una pompa volumetrica ad ingranaggi, per il circuito di lubrificazione / raffreddamento.

→ è un olio diverso, appunto lubrificante; la pompa non è ai pistoncini!

Sistema idraulico B-757

Funzionamento normale

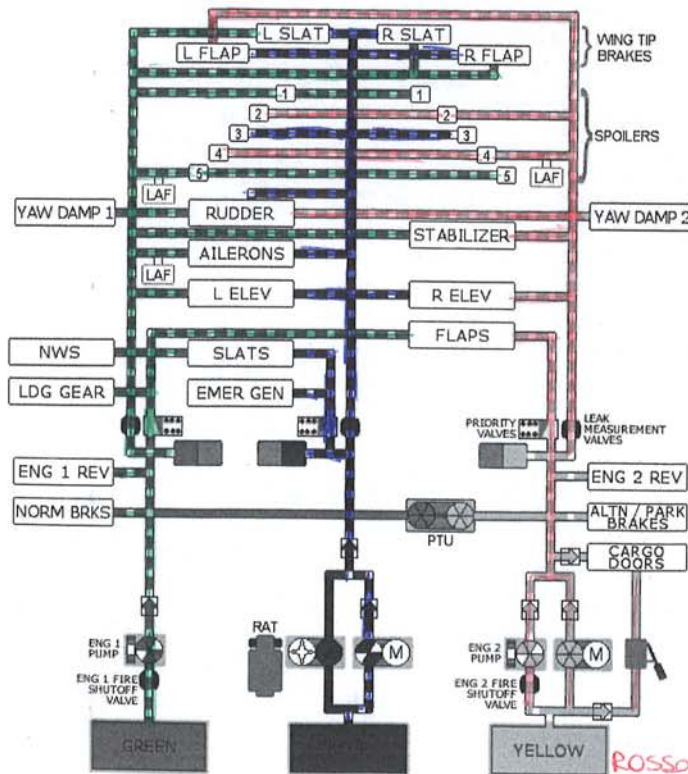


ROSSO e VERDE sono i principali. Il blu li alimenta entrambi in caso di emergenza

Note che i principali sono legati ai motori (ENGINE) quello blu a motori elettrici (AC) e la RAT per emergenza

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2014/2015 - Idraulico - Paolo Maggiore

Sistema idraulico A-320



Idem a prima: i principali verde e rosso (engine) il blu per emergenza (RAT) se si attiva il blu, parte il generatore di emergenza.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2014/2015 - Idraulico - Paolo Maggiore

Contiene molte additivi che riducono il rischio di ghiaccio o di esplosioni interne!

Il tipo più diffuso è il **JET FUEL**, (che a sua volta ha poi 3 categorie diverse), ma ce. me sono anche altri:

- ① Jet A: Combustibile in uso (e prodotto) negli Stati Uniti.
 Densità = $0,807 \text{ kg/l}$ (a 15°)
 Pot. calorifico = $43,15 \text{ MJ/kg}$
 $T_{\text{cong}} = -40^\circ\text{C}$
 * Flash point = 38°
 Temp. autocombustione: 210°

È in generale molto leggero, quindi eventuale acqua si va a depositare direttamente sul fondo: si faranno quindi periodici controlli per espellerla: il limite max di contaminazione è infatti di 30 parti per milione (30 ppm)

↳ che è pochissimo!

* (Parentesi)

Il flash point è la temp. di infiammabilità; è cioè la temp. più bassa misurata alla quale si formano vapori in quantità sufficiente da generare combustione con la sola presenza dello ossigeno. Di solito si ovvia il problema puntando delle ventole che allontanano (smaltiscono) i gas formati. Se però sono a $T < \text{Flash point}$, non devo preoccuparmi perché anche con un fiammifero non partirebbe la combustione, anzi sarebbe come lanciare un fiammifero in acqua!

- ② Jet A-1: simile al precedente; cambia solo il punto di congelamento
 $T_{\text{cong}} = -47^\circ\text{C}$

- ③ Jet B: questo è derivato dal nafta-cherosene del petrolio. È più difficile da gestire rispetto ai 2 precedenti, per via del suo flash point BASSO, dall'altro lato, però, congela più difficilmente, motivo per cui trova largo utilizzo nei paesi a clima rigido.

- ④ Combustibili militari: differiscono di poco da quelli civili. La caratteristica che si cerca di fargli avere è di avere un flash point alto, per evitare combustioni in momenti "critici". (Alcuni in questo campo raggiungono anche $fp = 60^\circ$).
 In generale li si indica con la sigla JP- seguita da un numero (es.: JP-8 somiglia tanto al Jet A-1; JP-4 invece è simile al Jet B)

- ⑤ Combustibile per **GENERAL AVIATION** → motori a **PISTONI**
 Di solito utilizziamo un combustibile particolare: Avgas, prodotto con un elevato numero di ottano e un basso flash point. Recentemente si è però scoperto che la sua combustione produce una pericolosa neurotossina → l'idea è quella di realizzare motori a **DIESEL**, i quali sarebbero probabilmente molto più efficienti e meno inquinanti.

- Ora, viste le grandi dimensioni dei serbatoi, e la grande quantità di combustibile presente al suo interno sono necessari degli interventi **ANTI SCIA BORDIO**. Le oscillazioni del combustibile, infatti, generate dal movimento del velivolo, potrebbero generare fastidiosi momenti, durante le manovre di volo.



Questo è soprattutto frequente nel caso di serbatoi molto allungati (ad es. quelli ALARI)

- ↳ La soluzione è quella di inserire delle paratie, ognuna delle quali avrà dei fori per consentire al combustibile di spostarsi (lentamente) da una parte all'altra → saranno fori con valvole di non ritorno, che tendono a radunare il combustibile verso il centro del velivolo

↳ sempre per una questione di baricentro.



↳ "Sump box"

- Nella parte inferiore è ricavato un pozzetto di raccolta dal quale (passando per un filtro) parte la tubazione di mandata. Questo comunque non pesca dal fondo, per evitare impurità ed eventuali condensate d'acqua.

↳ nella parte inferiore del pozzetto vi sono delle prese di drenaggio, così da poter ripulire periodicamente i serbatoi



Nei velivoli acrobatici, questo pozzetto si chiude quando si è in volo a rovescio, così da fare da riserva per garantire l'alimentazione dei motori (anche le pompe peschimo cherosene dai serbatoi).

↳ "venti scop" (VD SLIDE 17)

- I serbatoi sono inoltre dotati di sfiori in grado di assicurare la necessaria ventilazione, o lo sfogo d'aria durante il riempimento!

↳ i serbatoi sono **PRESSURIZZATI**, così da limitare perdite per vaporizzazione e limitare le possibilità di cavitazione. Si pressurizzano o con aria dal sist. pneumatico o con particolari bombole di azoto, collocati al centro dell'ala (nella fusoliera).

↳ qualche F37 lo usa (pochi)

Oggi un nuovo sistema usato in campo per lo più militare, permette di separare (chimicamente) l'aria atmosferica dalla CO₂.... Questo processo, che riduce la possibilità di esplosione dei serbatoi, è sicuramente una soluzione più leggera dei bomboloni di azoto visti prima → si chiama **OBI GAS** (On Board Inert Gas Generating System).

↳ l'idea è quella di togliere l'ossigeno, così da limitare la possibilità dell'esplosione!

⇓
Conviene anche economicamente!

- Si intuisce che il problema della distribuzione del combustibile non va sottovalutato. Anche per rispondere a queste esigenze, ci sono varie architetture.



Uno dei casi più semplici è quello di un velivolo monomotore in cui ~~il~~ il serbatoio è sempre ad una quota più alta del carburatore. Così basterà la forza di gravità a fare andare il carburante al carburatore: l'impianto si comporrà semplicemente del serbatoio, di una valvola di escursione (per isolare il serbatoio dal motore), un filtro e una valvola di sfogo.

↳ Nel caso di velivoli grandi, ma in generale PLURIMOTORI, sono necessarie le elettropompe. Il problema più grande che deve sempre trovare soluzione è la possibilità che tutti i motori siano alimentati da tutti i serbatoi. Questo implica che i serbatoi siano collegati tra loro; così o si alimenta anche con gli ausiliari o si travasano gli ausiliari nei principali, ma comunque si deve realizzare ciò.

perché?

↳ parleremo più avanti di CROSSFEED

Questa soluzione si rende necessaria sempre per situazioni di emergenza. Se uno dei motori va in avaria, si deve garantire che l'altro sia sempre perfettamente alimentato, ma non possiamo svuotare solo il suo serbatoio e lasciare eventualmente mezzo pieno quello del motore in avaria → il baricentro sarebbe enormemente compromesso!



Quindi le elettropompe: sono tipicamente a corrente alternata, con motori SENZA SPAZZOLE: queste ultime potrebbero causare scintille e in generale sono meno affidabili. Come approfondiremo dopo, vanno montate più sù monte possibile, e ~~le più~~ le più usate sono quelle centrifughe, immerse direttamente nel combustibile!

NB queste si occupano soprattutto di far arrivare il combustibile (qualunque sia la portata in questione) alla pressione richiesta, che deve essere almeno superiore alla tensione di vapore del combustibile stesso (cavitazione)

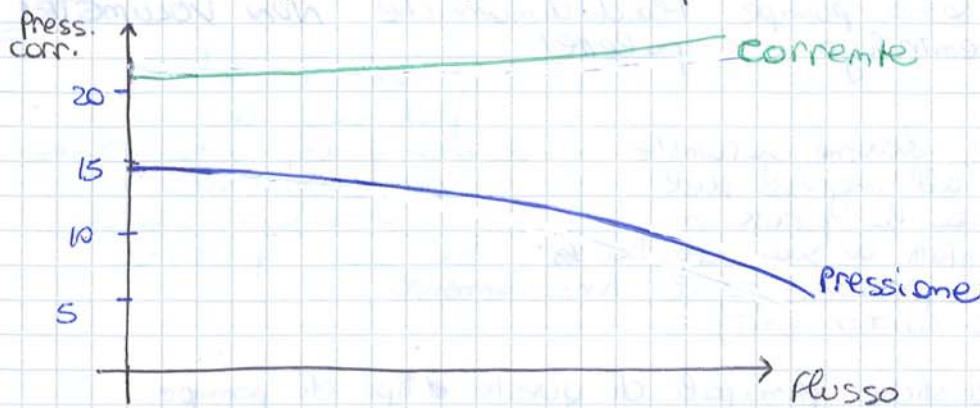
- Per i velivoli nei quali il peso massimo ammesso all'atterraggio (per una questione di capacità di tenuta strutturale del carrello) è inferiore del peso massimo al decollo (differenza $\geq 5\%$), in caso di atterraggio d'emergenza subito dopo il decollo (i serbatoi sono ancora pieni) vi sono dei dispositivi per la rapida dispersione del combustibile in atmosfera (sono degli UGELLI sulle ali)

Si parla di **FUEL DUMPING**. → Anche l'A-340 o il B-747 ce l'hanno

(F-111)

↳ **Curiosità:** il Panavia-Tornado ha una versione particolare di questo sistema, chiamato "Dump-and-Burn". Questo particolare modello infatti è in grado di emettere il cherosene e poi bruciarlo → si riduce un po' l'impatto ambientale!

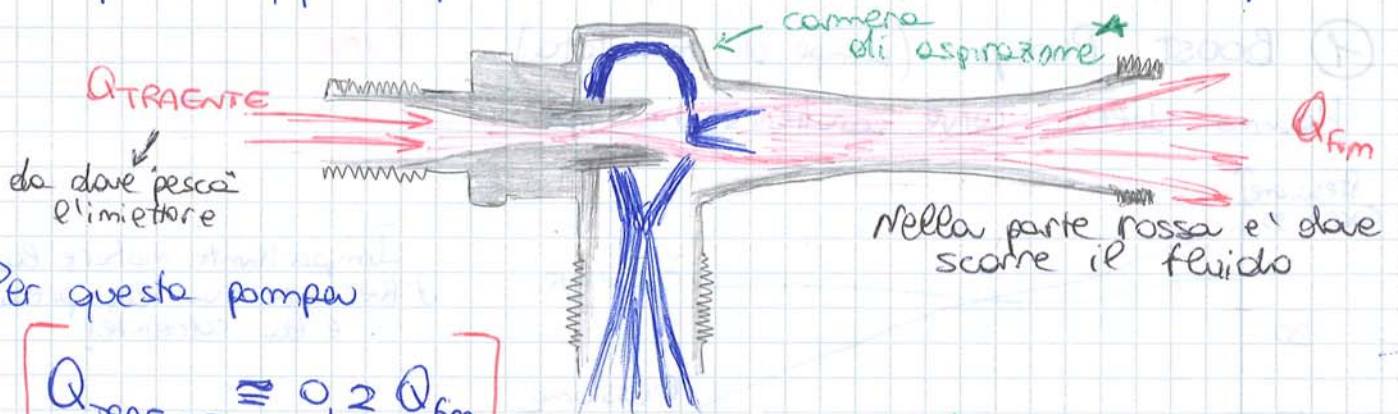
per mandarle alle pompe principali senza rischiare la cavitazione.
 La differenza con le precedenti è solo "numerica", mantengono cioè valori più bassi, sia di pressione che di corrente.



③ Imiettori

→ eiettore → apparecchio generico che solleva un liquido senza usare elem. meccanici, usando l'em. di un altro fluido; INIETTORE è un EIETTORE, NO VICEV

Richiamano il fluido da zone periferiche del serbatoio verso l'aspirazione delle pompe principali. È quindi un metodo di immissione del fluido diverso dal semplice travaso: essa infatti amplifica la portata, perché trascina per viscosità (per questo basso rendimento) una portata di fluido, tramite una sezione ristretta (si ha quindi un piccolo incremento di pressione, per recupero dell'em. cinetica associata al flusso).



Per questa pompa

$$Q_{\text{TRAGENTE}} \cong 0,2 Q_{\text{fm}}$$

→ per questo è detto "AMPLIFICATORE" di portata

★ Il flusso ad alta velocità crea un vuoto, e quindi si trascina materiale nella camera di aspirazione

~ Dimensionamento

Per il dimensionamento delle pompe dell'impianto combustibile partendo dalle curve caratteristiche delle volumetriche, si deve tenere conto che il pct di lavoro deve essere compreso tra

- due pressioni (p_{max} e p_{min}) dettate dal corretto funzionamento delle FCU
- due portate (Q_{max} e Q_{min}) per il regime di funzionamento dei propulsori →

Se i serbatoi tra i quali avviene il travaso sono alla stessa pressione, la pompa deve quindi fornire la sola Δp uguale alle perdite sulla linea



Se poi la pompa di travaso è la stessa che va ad alimentare il motore, la Δp non può essere molto maggiore di quella richiesta per il motore.

~ **Curiosità:** particolare è la pompa per l'alimentazione dell'APU: essa deve infatti funzionare con la sola energia fornita dalla batteria (propulsori spenti) (unica in DC)

- Così come abbiamo visto per l'impianto idraulico, vi è una standardizzazione di pressioni:

	[kg/cm ²] p di esercizio	p di prova	p di scoppio
Impianto combustibile	4,22	8,44	12,66
Impianto di rifornimento sotto pressione	8,44	12,66	16,88

- Delle misure di max e min sono date anche per le temperature:

	T combustibile		T di prova	
	MIN	MAX	MIN	MAX
Impianti normali (classe I)	-54°C	57,2°C	-62°C	71°C
Impianti in cui il Comb. risente di riscaldamento aerod. e/o usato come refrigerante (classe II)	-54°C	T _{max} del Combustibile usato	-62°C	T _{max} dell'ambiente

A queste temperature l'impianto combustibile deve dimostrare piena funzionalità!

~ Cross feed

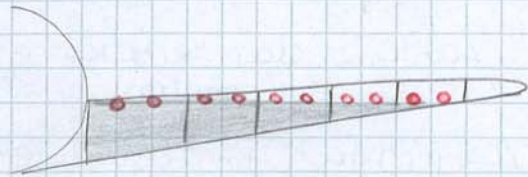
Come avevamo già accennato, per i velivoli plurimotori deve essere possibile alimentare tutti i motori con tutti i serbatoi (o anche alimentare contemporaneamente 2 motori con un serbatoio, se necessario); per questo si parla di alimentazione incrociata (crossfeed, appunto)



Avviamente questo comporta valutare le variazioni di portata, di pressioni e di perdite di carico che deve essere in grado di "sopportare" l'impianto in caso di emergenza



- Ora, nota la forma dei serbatoi considerando anche le "lamine" che separano ~~le~~ in vari pezzi il serbatoio, è intuitivo che non basta una sola sonda per ogni serbatoio: se ne posizionano circa due in ogni zona in cui vi è un campo a livello variato, per cui la risposta totale consisterebbe nell'elaborare e unire le singole informazioni raccolte da ogni singola pompa.



OSS In generale comunque una delle prime cose che sono state "chieste" ai calcolatori di bordo, è proprio quella di elaborare i dati riguardo il volume del combustibile presente a bordo. Infatti è più facile implementare una curva di taratura, e darla al calcolatore digitale, piuttosto che ricorrere alla costruzione di sonde sagomate capaci di dare direttamente l'indicazione volumetrica (condensatori)

↓
OCCHIO: per far sì che la massa di combustibile indicata sia corretta devo avere la corretta indicazione di temperatura, così da poter considerare le variazioni di volume legate alla densità del combustibile stesso!

- ★ Si sta dicendo che poiché i serbatoi non hanno una forma regolare, per poter calcolare in modo corretto il volume di cherosene, bisogna adattare i capacitatori, mutandone la forma → spesso si deve smorzare il segnale di livello, ad esempio in questo caso si può forare finemente l'armatura.

22 04.15

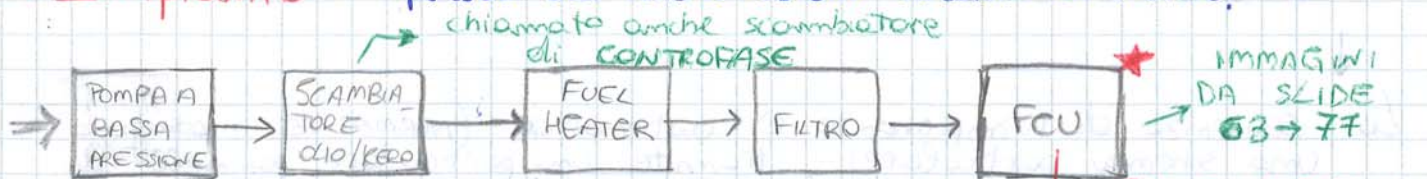
~ Riformimento

Partiamo dal fatto che tutti i bocchettoni sono dotati di un filtro grossolano per evitare che le impurità di grandi dimensioni arrivino nel serbatoio; sono inoltre tarati per impedire che il serbatoio sia pieno a tappo: un volume di "sicurezza" deve essere lasciato vuoto per poter contenere eventuali dilatazioni del cherosene in seguito a cambi di condizioni ambientali

↓
 Il rifornimento può avvenire a terra o in volo. Nel primo caso può avvenire o semplicemente per gravità (e in quel caso i bocchettoni saranno SOPRA il serbatoio) oppure con l'imvio di combustibile sotto pressione. → 1000 l/min con $p \approx 50 \text{ psi}$
 Quest'ultimo caso, usato nei velivoli grandi e generalmente civili, implica un unico pannello centralizzato, tramite il quale si riempiono tutti i serbatoi. Si deve sempre creare un ponte elettrico di terra tra il velivolo e l'autobotte, per evitare "scariche" dovute ai ponti di gap.
 Infine, anche in questo caso sarà presente un bocchettoni sopra il serbatoio, così da permettere il riempimento per gravità in caso di necessità.

OSS Ovviamente nel cockpit c'è un'interfaccia che riassume al pilota lo stato dei serbatoi → nei velivoli EICAS è presente addirittura una schermata con tutte le condizioni di tutto l'impianto combustibile.

~ **Impianto** → percorso del cherosene: dal serbatoio al motore!



- Tramite la prima pompa, che si comporta come da scambiatore di calore, viene prelevato il cherosene.
- Esso viene poi fatto passare da uno scambiatore olio-combustibile, che è ad alto rendimento perché i 2 sono nello stesso stato fisico (liquido-liquido)
- Al prossimo stadio, in teoria il cherosene è già abbastanza caldo. Qualora non lo fosse, questo oggetto (dotato di misuratore di temperatura) lo riscalda prelevando aria calda (che poi defluisce di nuovo fuori) o dalle APU o da qualche propulsore
- Infine il cherosene prosegue, viene filtrato per togliere eventuali impurità rimaste, e poi entra direttamente nel FCU.

~ Fuel Control Unit

↳ almeno 150 psi contro i 60 psi con cui aveva iniziato il cherosene

È in generale un insieme di apparati che servono a gestire un motore a turbina. I motori a turbina a gas sono controllati in base alla quantità di carburante fornito alla camera di combustione: il modo più semplice sarebbe quindi usare una valvola d'afflusso comandata dal pilota. Per questioni di rischio, in realtà il pilota regola solo la leva di potenza (manetta) richiesta al motore. La FCU invece, posta tra il pilota e la valvola d'afflusso, opera come un computer, determinando la quantità di combustibile corretta.

↳ oggi calcolatore digitale prima era analogico

Esistono 3 tipi di FCU:

- **Idromeccanica:** Comprende una serie di sensori, come la misurazione di pressione in uscita dal compressore, in camera di combustione, di scarico. In alcuni casi la valvola d'afflusso è integrata.
- **Electronic Engine Control (EEC):** funziona come la precedente, con la differenza che dei componenti elettrici prevengono il surriscaldamento del motore. Se si guastano, la EEC funziona tranquillamente come una normale idromeccanica.
- **Full-Authority Digital Engine Control (FADEC):** in questo caso la manetta è collegata solo per via elettrica alla FCU. Il FADEC si comporta infatti come un computer digitale che controlla il movimento di una servovalvola.

* Siamo dentro al propulsore: non c'è scoppio; le pompe ad alta pressione alzano la p del cherosene e lo mandano agli iniettori; questi disintegrano il cherosene liquido in particelle infinitesime così da "spruzzarlo" in modo COSTANTE