



**Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino**

**Appunti universitari**

**Tesi di laurea**

**Cartoleria e cancelleria**

**Stampa file e fotocopie**

**Print on demand**

**Rilegature**

**NUMERO: 1474A -**

**ANNO: 2015**

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

**STUDENTE: De Meo**

**MATERIA: Evoluzione Veicoli Aereospaziali. 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.**

# EVOLUZIONE DEI VEICOLI AEROSPAZIALI

## ICAO

dipende dalle nazionalità unite e ha un carattere globale



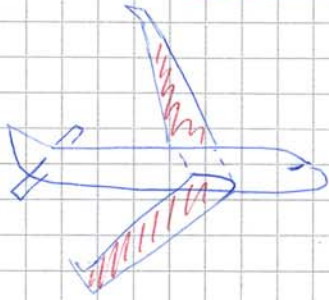
AIRWORKNESS → operare in modo sicuro

SICUREZZA → libertà di non essere sottoposti a rischi inaccettabili

"libertà dell'ingegnere di non volare in carcere"

AFFIDABILITÀ → preobiettività x un sistema di non avere guasti in un certo periodo di operazioni e in ben determinate condizioni operative.

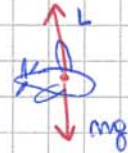
ELEMENTI COSTITUTIVI



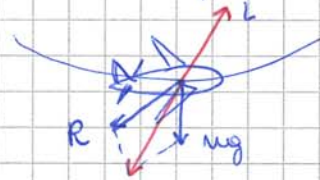
AA  
(wing)

→ ciò che permette il volo  
genera la forza di sustentazione  
(portanza)

- bilancia il peso  
contrastando il peso che ostacola il volo



- bilancia le reazioni inerziali  
ovvero le accelerazioni a cui è soggetto il corpo durante  
il suo moto.



(es) Se la velocità cambia la direzione  
del vettore velocità

↓ conseguenza

traiettorie curvilinee

↓ che genera

forza centripeta

↓ che genera

reazione inerziale

↓ che si somma alle

+ forza peso

} reazione inerziale (R)  
+ forza peso (mg)

↓ viene bilanciato da

forza di sustentazione

(cerchiamo di ottenere la min. resistenza  
possibile!)

## CELLA (oim frame)

FUSOLEZZA, IMPENNAGGI, ALA, GONDOLE ROTRICI

ROBUSTEZZA → capacità di sopportare carichi senza rotture

RIGIDEZZA → capacità di deformarsi limitatamente sotto azione di carichi senza che si ingenerino



ROTTURE

limitando al max il peso per aumentare il carico pagante

Es ROTURA in campo AEROSPAZIALE

raggiungimento di un pct di deformazione plastica permanentemente superiore a un certo limite

Es rotture come fratture è contemplato solo in cond. straordinarie tanto da non essere considerata nel progetto

Anche la flessibilità troppo elevata può comportare problemi

Rotture in modo "subdolo" → fessure generative nel materiale per affaticamento

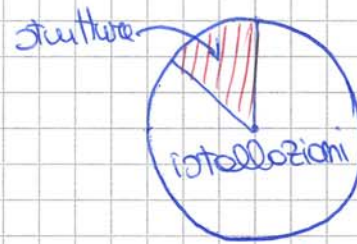
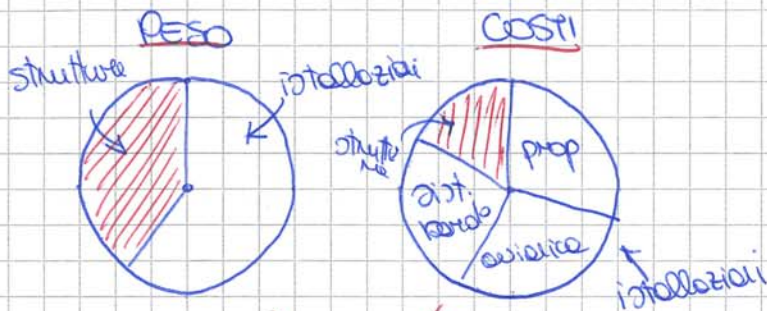
# IMPIANTISTICA DI BORDO (general system)

tutto ciò che non è "airframe"

- ARREDAMENTO
- AVIONICA (elettronica di bordo)
- IMPIANTI DI BORDO (caldi, cervello, motori, paralizzamento...)
- molto importanti!

- incidenza elevata sui costi e peso.

interventi manutenzione



importanti per operatività!

costo al kg (sistemi) > costo al kg (strutture)

- Stioi Marchetti 260 → Ala dritta bassa (acceleratore all'estremità)  
tipo columbat

St 260

velocità moderata (500 km/h)

motore interno (con presa d'aria)

struttura robusta (manovra di livello)

prestazioni aerobatiche

addestramento

- CESSNA → Ala alta "appiattita"

motore poco potente

costo ridotto

fusoliera allungata

- ROBIN HR 100 → Ala bassa → o

colpita dal flusso d'aria senza disturbare fusoliera

- PIPER PA 31 → Ala bassa

bimotore ad elica

velocità superiore (300 km/h)

profilo più sottile

- PARTENOVIA P 68 → Ala alta amucata

imbarco più facile

comando fisso

## • VEICOLI DA TRASPORTO MILITARE

- necessità di carico scattico (Alo alto)
- forme non molto aerodinamiche (x funzionalità)
- impermeaggio alto
  
- C130 → propulsione a elica  
"Hercules" ala dritto alto  
"mazo" piccolo (maggior visibilità)  
imp. basso  
poco aerodinamico
  
- G222 → ala alto dritto  
propulsione a elica  
fimentato visibilità pilota
  
- C-5 Galaxy → motori turbo senza elica (800km/h)  
ala alto o freccia  
enorme  
imp. alto  
fusoliera brutta appiattita
  
- C17 → ala alto o freccia  
propulsori a getto  
fusoliera brutta  
cimbire



## • VEICOLI DI LINEA (Emex)

- autobus
- aeroplani veloci
- ala a freccia bassa
- motore turbo
- impennaggi alti

- REGIONAL JET → motori turbo  
ala bassa o freccia (poco o freccia)  
cimbati  
impennaggio a T

- DOUGLAS DC-9 → bicentrus indietus  
Boeing 717  
motori in fusolera

- BOEING 737 → wide body (dispersione di energia x resistenza)  
minore autoleo, + confort  
motori alto ala  
impennaggio basso (+ leggero + efficiente)

- BOEING 747 → 4 motori  
doppio ponte

- BOEING 767 → narrow body (- confort, + autonomia)  
bicentrus più avanti

- McDONNELL Douglas MD11 → 3 motori (americano)  
ala overwate (peso 3° motore)  
cimbati

## • VEICOLI MILITARI

### • addestramento

- S 211 → Ala intermedia o freccia  
presa d'aria  
motore interno  
biposto

- MB 339 → Ala dritta bassa  
cerchietti subalari  
aerobatico

### • intercettori

- GG1 → Ala bassa o freccia sottile  
motore in fusoliera 900 km/h  
presa d'aria

- AMX → motore piccolo in fusoliera  
ala intermedia  
missili all'estremità d'ala

- F104 → Ala piccolissima sottilissima  
Ala dritta profilo tagliente  
MAC 2 (fusoliera stretta ala piccola)  
fusoliera affusolata  
combustibile in fusoliera  
volo per tempo  
forma pulita (no trasporto missili)

# AERODINAMICA

## NOTAZIONE AIA

$b$  = apertura alare

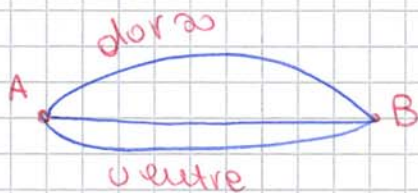
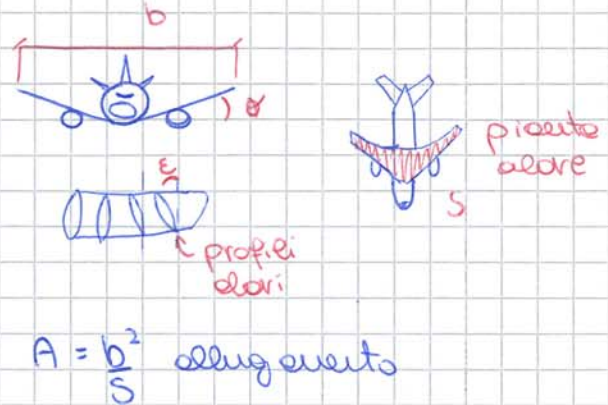
$\theta$  = angolo dietro

$\epsilon$  = angolo di vergamento

$S$  = superficie alare

## PROFILI ALARI

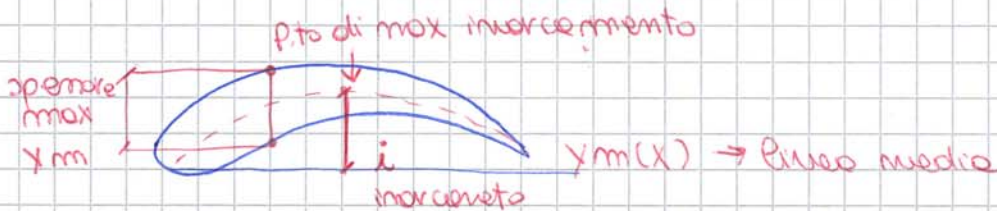
sezioni ottenute intersecando la superficie esterna dell'ala con piani longitudinali.







A = bordo d'attacco

B = bordo di fuga

AB = corda

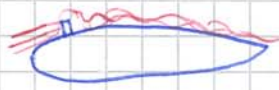


-  biconvesso (usato x elio)
-  biconvesso simmetrico (usato x elio derivato)
-  piano convesso (ventre piano)
-  concavo convesso

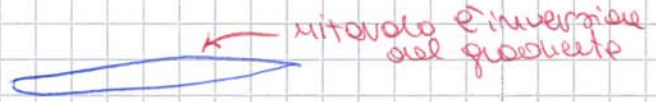
elevato spessore elevato incurvamento  $\rightarrow$  elevato forze aerodinamiche

spessore ridotto  $\rightarrow$  volo ad alta velocità

per evitare la separazione dello S.L. posso perturbare  
così che il flusso aerodinamico resti + aderente alla  
superficie la resistenza aerodinamica non diminuisce  
la resistenza al flusso)



uno rivetti

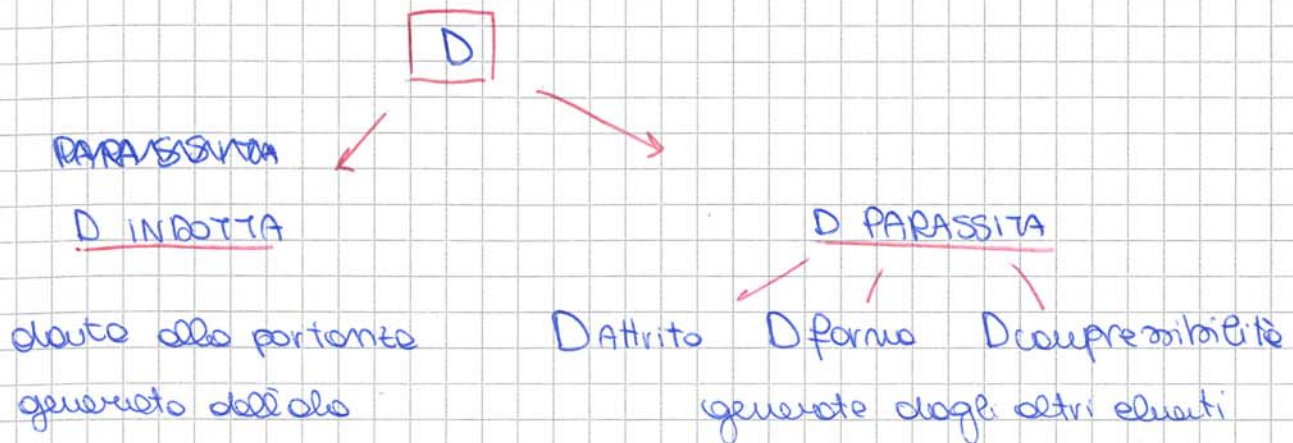


ogive nelle  
forme

il flusso turbolento contorna meglio i corpi ed è  
quindi meno soggetto a staccarsi

## RESISTENZA AERODINAMICA

comp. della  $F_D$  che si oppone al movimento

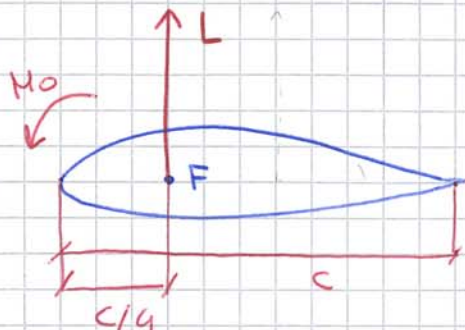


$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A}$$

- D Attrito → azioni tangenziali dovute alla viscosità × Molecole aderiscono ogni allo strato limite o molecole lo superficie investito dal flusso. Vortici che si generano dissipano energia
- D forma → causato dalla separazione del flusso d'aria dalle superficie i vortici dissipano energia. variazioni di pressione che porta le molecole e alcune del vortice al loro dissipano energia. le forme affusolate riducono la turbolenza che dissipa energia (evitare cuspidi e corpi tozzi)
- D compressione → nel compressori e nell'espansione l'aria si "mangia" un po' di energia → (in regime transonico l'aria si riscalda di + e si dissipa + energia)
- D indotta → dalla portanza vortici di estremità

## MOMENTO AERODINAMICO

momento a cobrore  $> 0$  } beccheggio  
 momento a picchiare  $< 0$  }



$$M_0 = \text{cost}$$

caso derivato da portanza  
 sempre applicato in un pto  
 fisso a c/g Fuoco

in supersonico  $\rightarrow$  il flusso si sposta indietro  
 $\downarrow$   
 brusco momento a picchiare  
 $\downarrow$   
LEX

## LEX

in subsonico  $\rightarrow$  creano vortici di estremità che compensano  
 quelli dell'estremità dove ridurremo resistenza indotta

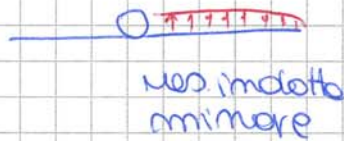
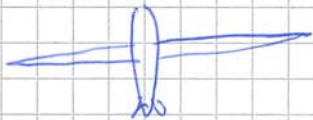
in supersonico  $\rightarrow$  controtorzo e arretramento della  
 portante genero che si ha nel passaggio da sub a sup  
 generando portanza avanzata.

SVERGOLIAMENTO → evita lo stallo contemporaneo di tutte le parti dell'ala  
 stallo prima sulla parte centrale così posso usare gli alettoni  
 stallo d'estremità causa Evoluta a vite

Rotazione attorno ASSE Z → imbarcolato

$\Delta p$  → variazione di pressione dorsale/ventrale → vortici di estremità

ala allungata



angolo d'estremità piccolo  
pochi vortici

angolo di portanza solo sull'estremità

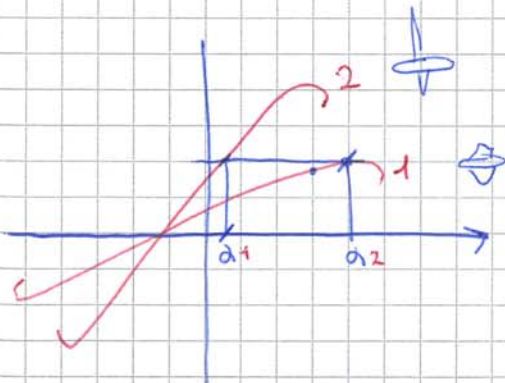
ala poco allungata



resistenza indotta maggiore

angolo di portanza su tutto l'ala

portanza inferiore



angolo di CL l'ala allungata piccolo  
angolo di attacco minore

coef. angolare di portanza  $\rightarrow Cl' = \frac{5,7}{1 + \frac{5,7}{\pi A}}$

① WINGLET

- riduzione vortici d'estremità
- riduzione resistenza indotta
- miglioramento capacità portanti
- riduzione consumi
- maggior peso
- maggior complessità
- maggior resistenza d'attrito

## STABILITÀ

### → Statica

Attributo dell'equilibrio ~~(statico)~~

Se altero la condizione di equilibrio il sistema può reggere in 3 modi

- 1) torna alla posizione di partenza → STABILE
- 2) si sposta e trova un nuovo onetto → INDIFFERENTE
- 3) continua ad allontanarsi → INSTABILE

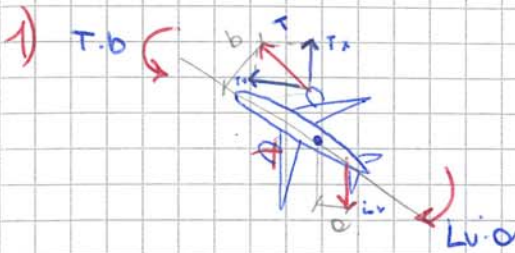
### → dinamica

Una volta raggiunto lo stato statico è necessario che questo sia anche dinamico ovvero che se il veicolo viene spostato dal suo onetto di equilibrio tende a ritornarvi automaticamente o con oscillazioni sufficientemente smorzate.

Se il momento stabilizzante è eccessivo questo tende ad onolare nel verso opposto e poi a tornare indietro creando un effetto turbolento.



→ equilibrio attorno all'asse z

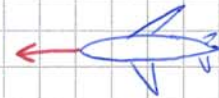
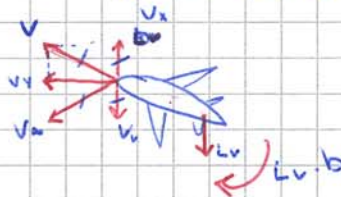
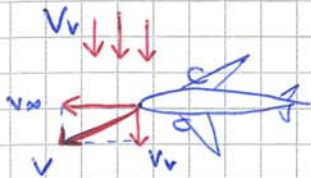


$$\left. \begin{aligned} L_v \cdot a &= T \cdot b \\ L_v &= T_x \end{aligned} \right\} \text{equilibrio}$$

2) vento laterale →

generazione di un rapporto forza laterale →

ritorno all'equilibrio



La rotazione continua con la  $V_h$  e da una nuova  $U$

$$U = V_v + U_h$$

il pilota agisce sull'imp. verticale generando una forza  $L_v$  che genera un momento  $L_v \cdot b$  che fa variare la direzione della velocità di volo in modo da compensare il moto laterale

3) stabilità statica direzionale

equilibrio → perturbazione  $\Delta \alpha$  →

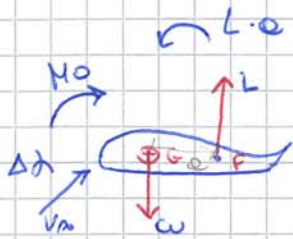
ritorno all'equilibrio



La variazione di incidenza genera un momento  $V \cdot a$  che viene compensato dall'azione stabilizzante della deriva che genera naturalmente il forza  $L_v$  che genera un momento  $L_v \cdot b$  che si oppone alla variazione di incidenza

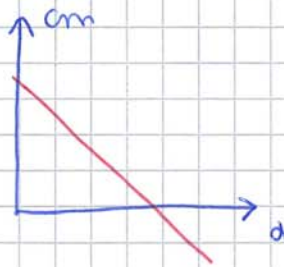
• Ulivolo senza coda

impennaggio orizzontale deve spostare il fuoco dietro il baricentro affinché si generi un momento aerodinamico che si opponga alle perturbazioni per, in questo caso però il momento  $M_0$  picchiate ~~si approporziona alla velocità~~ <sup>potrebbe portare ad angoli negativi</sup> quindi è necessario adottare profili speciali che vedano  $M_0$  costante



$M_0$  costante,  $F$  dietro  $G$

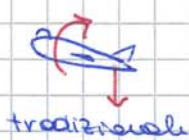
STABILE → all'aumentare di  $\alpha$  aumento  $L$  che genera un momento  $L \cdot e$  picchiate che si oppone alle variazioni di incidenza



se  $\alpha$  cresce  $C_m$  diminuisce

• Ulivolo codato

impennaggio orizzontale posto davanti ed il vantaggio è quello di poter compiere manovre senza scorte di quota (aumento incidenza → aumento portanza → aumento quota)



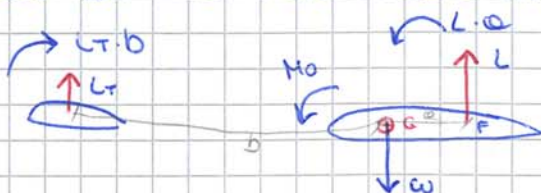
molto più è omelto ma disturbo portanza



molto più omelto aumento portanza

codato

STABILE (dipende da  $L_T$ ) → all'aumentare di  $\alpha$  aumento  $L$  e  $L_T$  e  $L_T$  è stabilizzato mentre quello di  $L$  è destabilizzante



$M_0$  picchiate,  $F$  dietro  $G$

# COMANDI DI VOLO

costituiti da superfici mobili combinate la forma dell'ala

## COMANDI DI VOLO PRIMARI (creatori di momenti)

- 1) Alzatori → momento  $m_{ex}$  → antisimmetrici
- 2) Equilibratore → momento  $m_{ey}$  → simmetrici (asiali)
- 3) Timone → momento  $m_{ez}$  → destro / sinistra

- proporzionali e ad azionamento continuo
- modificano la traiettoria generando momenti
- azionati con continuità dal pilota
- devono dare sensazione giusta dell'azione del comando ed essere intuitivi (certezze otti del pilota)

## COMANDI DI VOLO SECONDARI (creatori di forze)

- 1) Flap → simmetrici → bordo di fuga
  - 2) Slot → simmetrici → bordo d'attacco
  - 3) Aerofreni → creano aumento di resistenza (CD) (riducono efficienza x aumentare angolo di attacco)
- } creano aumento di sustentazione ( $C_{Lmax}$ )

- azionamento on-off
- modificano caratteristiche di volo
- azionati occasionalmente
- "stabili": portati in una posizione e manteniamo fino ad un nuovo intervento da parte del pilota

## SPOILER

piacche mobili sul dorso dell'ala

- creano aumento di resistenza e diminuzione di portanza
- possono agire su una ala semi-ala (alzatrici)
- possono essere azionati simmetricamente (aerofreni)
- aeroplani militari (manovre estreme)

# PRESTAZIONI

Capacità del veicolo di compiere determinate operazioni

## • Aria tipo

- La densità dell'aria influenza le forze

aria calda → meno densa → portanza minore

aria fredda → + densa → portanza maggiore

- La densità varia con l'altitudine perché aumenta la pressione, il gas si espande, la densità diminuisce

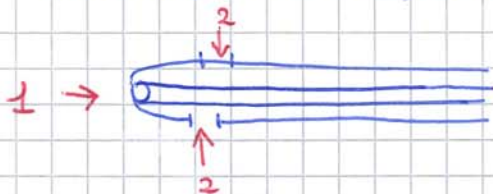
salgo di quota → aria meno densa → portanza minore

scendo di quota → aria + densa → portanza maggiore

## • Misure di velocità

### TUBO DI PIVOT

misura la velocità rispetto all'aria



$$1) p_{tot} = p_s + p_d$$

$$2) p_s = p_{stm}$$

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

$$p_{tot} - p_s = p_d$$

$$p_s = p_{stm}$$

$$p_{tot} = p_{stm} + \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$IAS = 9 \sqrt{\frac{CWS}{C_{Lmax}}}$$

Indicated Air Speed

velocità di Stallo

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S = CW \quad \text{in equilibrio}$$

poi che posso conoscere con tubo di pitot

$$\frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{CW}{C_L S} \rightarrow \text{carico alare}$$

POSSO CONOSCERE  $V$   $C_L$

per capire se sto esagerando con la portanza o quindi rischio lo stallo

• Peso dell'aeroplano e sua suddivisione

↑ peso per le componenti =  
zero fuel weight

• Fattore di carico o contingenza

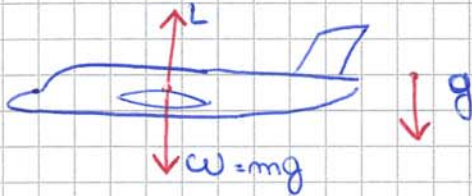
rapporto tra accelerazione effettiva del baricentro e g

$$m_x = \frac{O_x}{g} \quad m_y = \frac{O_y}{g} \quad m_z = \frac{O_z}{g}$$

$$L = m \omega$$

→ moto R.U.

$$\begin{matrix} O_x = 0 & O_y = 0 & a_z = g \\ m_x = 0 & m_y = 0 & m_z = 1 \end{matrix}$$



$$L = mg = m a_z = m m_z g = m_z \omega$$

$$\underline{L = m_z \omega}$$

me moto R.U. ie  $m_z$  è unitario  $L =$

→ volo a m non unitario

1) manovre

2) volo in aria agitata

## ROBUSTEZZA e RESISTENZA

- **Robustezza** → capacità della struttura di resistere ai carichi senza rotture
- **Resistenza** → capacità del materiale di resistere alla deformazione che nasce al suo interno per i carichi applicati alla struttura

## PORTARE ed EFFICIENZA

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

$C_D$  ↑ coef. di resistenza  
 $C_{D0}$  ↑ coef. di resistenza parassita  
 $C_{Di}$  ↑ coef. di resistenza indotta

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A}$$

↑ parabola

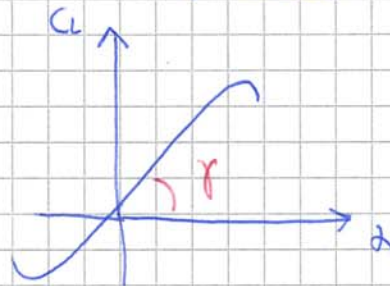
$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A}$$

$$D_{00} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0}$$

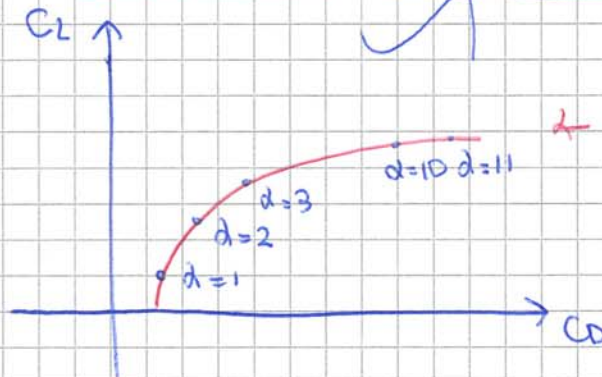
$$\alpha = \frac{C_L}{C_L'}$$

↑ incidenza

$$C_L' = \frac{S_L \gamma}{1 + \frac{S_L \gamma}{\pi A}}$$



$$\tan \gamma = C_L'$$



$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

efficienza

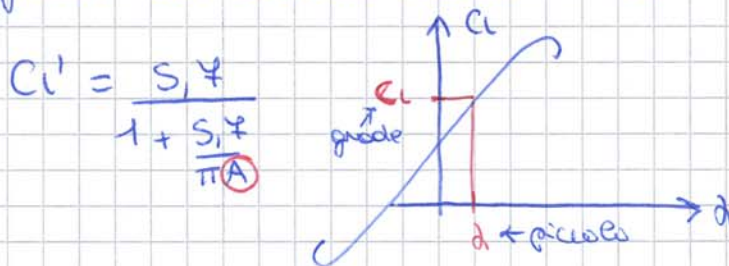
• Allungamento alare  $A = \frac{b^2}{S}$   $A = \frac{b}{C_{m}}$

↳ Effetti allungamenti

1) minor resistenza indotta  $D_i$  (minor consumi)

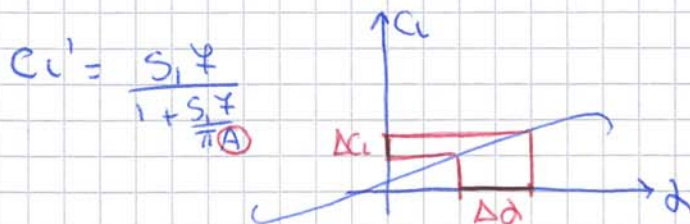
$$D_i = \frac{c_w (w/S)}{\frac{1}{2} \rho v^2 \pi A}$$

2) Valori elevati di  $C_l$  vengono raggiunti con borse  $d$  grazie all'elevato valore di  $C_l'$



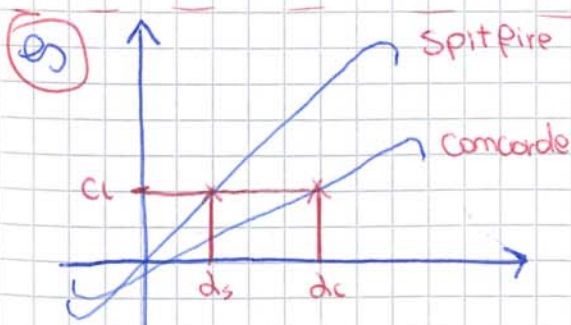
↳ Ridotti allungamenti

1) minor sensibilità alle variazioni grazie al ridotto valore di  $C_l'$  e parità di  $\Delta d$  a  $C_l$  minore  $\Delta C_l$



2) Sono gli unici possibili per le super aeree

3) minor peso e minor deformabilità (+ resistente)



A parità di  $C_l$  il Concorde (che ha allungamento molto ridotto) deve volare ad  $d$  molto maggiori x mantenere lo stesso velocità dello Spitfire (A elevato)

### ↳ DECOLO TO

estrazione iperostentatori



$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_{Lmax TO}$$

$$U_{min TO} = \sqrt{\frac{2Cw/D}{\rho C_{Lmax TO}}}$$

### ↳ ATTERRAGGIO L

estrazione iperostentatori



$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_{Lmax L}$$

$$U_{min L} = \sqrt{\frac{2Cw/D}{\rho C_{Lmax L}}}$$

$C_{Lmax L} > C_{Lmax TO}$  per la maggior estensione



$U_{min L} < U_{min TO}$  resistenza indotta maggiore

$$U_{TO} = 1,2 U_{min}$$

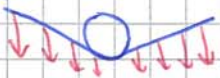
$$U_L = 1,3 U_{min}$$



# STRUTTURE

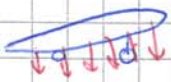
- il guscio deve resistere in qualunque condizione di volo (deve resistere a tutte le forze)
- le strutture devono progettare e individuare delle forme (xk le forme creano e minimizzano forze)
- Il progetto delle strutture dipende dai carichi applicati:
  - forze propulsive
  - forze concentrate
  - forze di momento
  - forze aerodinamiche
  - forze interne di pressione
  - carichi
    - concentrati → forze applicate in pt. particolari
    - distribuiti → forze

## - veicolo fermo



lo soggetto al suo peso + combustibile

in realtà solo durante il volo è soggetto a pressioni ben + elevate dovendo sostenere tutto il veicolo tende a piegarsi verso edo



lo fusiere tende a piegarsi verso il basso

## - veicolo in volo



durante la manovra veicolo soggetto a varie forze aerodinamiche e azioni inerziali

Il peso dell'edo va a sottrarsi alla portanza compensando di estremo pressione di cui è soggetto edo che tende a deformati

1 Newton  $\rightarrow$  circa 10 kg  
 1 Deca newton  $\rightarrow$  circa 1 kg

- ①
- $U = 500 \text{ km/h}$
  - $\omega = 160000 \text{ N}$
  - $S = 50,5 \text{ m}^2$
  - $A = 11$
  - $C_{D0} = 0,019$
  - $z_{\text{cruise}} = 7000 \text{ m}$
  - $C_{L \text{ max}} = 1,9$  senza ipersostentatori
- 1) Apertura alare  $b$
  - 2) coefficiente di portanza alle velocità massima  $C_L$
  - 3) Resistenza aerodinamica in crociera
  - 4) Velocità minima di sostentamento senza ipersostentatori

1)  $A = \frac{b^2}{S}$       $b = \sqrt{As} = 29,5 \text{ m}$

2) In crociera la portanza è uguale al peso  
 $L = \omega$

$$C_{L \text{ cruise}} = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U^2 S} = \frac{\omega}{\frac{1}{2} \rho U^2 S} = 0,59$$

$\rho$  lo otteniamo dalla tabella delle curve

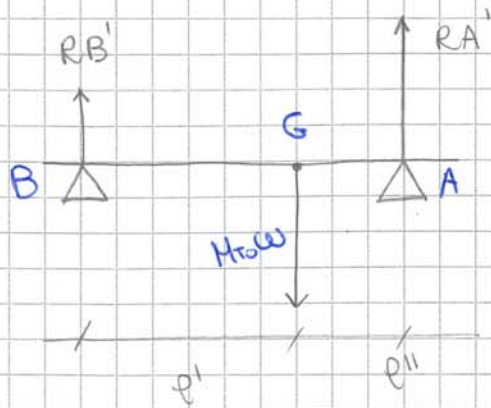
$\frac{\rho}{\rho_0}, \frac{p}{p_0}, \frac{T}{T_0}$       $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$

$$\alpha_{\text{cruise}} = \frac{C_{L \text{ cruise}}}{C_{L'}}$$

↓  
incidenza aerodinamica

$$= \frac{0,59}{\frac{9,7}{1 + \frac{5,7}{\pi^2}}} = 0,11 \text{ rad} = 6,3^\circ$$

scelta di grande allungamento parte a valori di  $C_L$  più vicini a quelli ideali



A B → vincoli

Da un'equazione di equilibrio intorno a B si ottiene

$$\textcircled{B} R_{A'}(e' + e'') - M\tau\omega e' = 0$$

$$R_{A'}(4,15 + 0,4) - 33000 \cdot 4,15 = 0$$

$$R_{A'} = \frac{33000 \cdot 4,15}{(4,15 + 0,4)} = 30100 \text{ N}$$

$$F_{A'} = \frac{R_{A'}}{2} = 15500 \text{ N} \rightarrow \text{forza a cui è soggetta}$$

ciascuna gamba di cervello  
principale

Perché non abbiamo  
calcolato  $R_{B'}$ ?

In condizioni dinamiche

$$R_{A''} = m_{\text{tot}} \cdot a = G \cdot 30000 = 120000 \text{ N} \rightarrow \text{su due gambe}$$

A è il numero proprio?

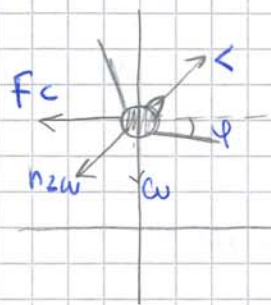
$$F_{A''} = \frac{R_{A''}}{2} = 60000 \text{ N} \rightarrow \text{su una gamba}$$

4

Il veicolo  $\gamma$  compie Po virata coerente

$U = 900 \text{ km/h}$   
 quota  $z = 100 \text{ m}$

$C_L = 1,2$   
 $n_z = 6,5$



Calcolare  $R_{\text{min}}$  il raggio minimo di virata a tale velocità

$$R = \frac{V}{\frac{\omega}{\Omega}} = \frac{U^2}{g \sqrt{n_z^2 - 1}} = \frac{(900/3,6)^2}{g \sqrt{6,5^2 - 1}} = 1,96 \text{ m}$$

→ raggio minimo di virata cos'è? per  $n_z = 6,5$   
 ↓  
 $n_{\text{max}}$

NB: Po  $U$  tangenziale =  $U$  angolare  $\cdot$  braccio  
 $\omega \Omega \cdot R$

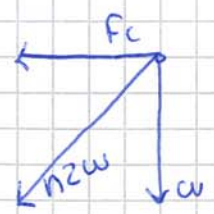
~~Q~~

$$\Omega \omega = g \frac{\sqrt{n_z^2 - 1}}{U} \quad U = g \frac{\sqrt{n_z^2 - 1}}{\omega \Omega} \quad \leftarrow \text{cos'è?}$$

$\Omega \omega V = \left[ \frac{100}{2} \cdot \frac{m}{2} \right] = \hat{Q}_c = \frac{F_c}{m} = \frac{F_c}{\omega/g}$

$\hat{Q}_{\text{centrifuga}} \quad F_{\text{centrifuga}}$

$$\omega = \frac{F_c g}{\omega V}$$



$$F_c = \sqrt{n_z^2 - 1} \cdot \omega$$

$$\Omega = \frac{g \sqrt{n_z^2 - 1} \cdot \omega}{\omega V}$$

Formule

Accoppiamento alare

$A = \frac{b^2}{S}$  ← Apertura alare  
 ← superficie alare

Portanza

$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{Lmax}$

$\rho_0 = 1,225 \text{ Kg/m}^3$

Incidenza aerodinamica

$\alpha = \frac{C_L}{C_L'}$  ←  $C_L' = \frac{5,7}{1 + \frac{5,7}{\pi A}}$

coef. ang. di incidenza

Resistenza aerodinamica

$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$

$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A}$

coef di resistenza indotta  $C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A}$   
 $C_{Di}$

← coef di resistenza aerodinamica

↑  
coef. resistenza parassite

U minima

$U_{min} = \sqrt{\frac{C_D}{\frac{1}{2} \rho S C_{Lmax}}}$

Raggio di virata

$R = \frac{V}{\Omega} = \frac{V^2}{g \sqrt{n^2 - 1}}$

←  $n = \frac{L}{C_D}$

fattore di carico o contingenza

$$U = 500 \text{ km/h} = 138,8 \text{ m/s}$$

$$W = 160000 \text{ N}$$

$$S = 59,5 \text{ m}^2$$

$$A = 11$$

$$C_{D0} = 0,019$$

$$z_{cruciat} = 7000 \text{ m}$$

$$C_{Lmax} = 1,4$$

1) Apertura alare b

$$A = \frac{b^2}{S} \quad b^2 = AS \quad b = \sqrt{AS} = \sqrt{11 \cdot 59,5} = 25,5 \text{ m}$$

2)  $L = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U^2 S}$$

$$L = W \text{ in crociera}$$

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho U^2 S} = \frac{160000}{\frac{1}{2} \cdot 0,563 \cdot (138,8)^2 \cdot 59,5} = 0,54$$

$$\frac{p}{p_0} = 0,47$$

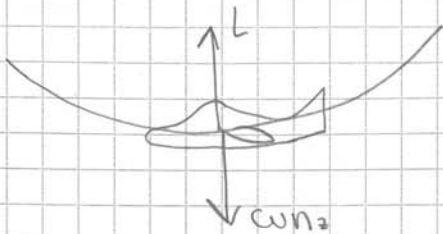
$$p = 0,47 \cdot 1,225 \text{ kg/m}^3 = 0,563 \text{ kg/m}^3$$

3)  $D = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_D$

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A} = 0,019 + \frac{0,54^2}{\pi \cdot 11} = 0,027$$

$$D = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_D = \frac{1}{2} \cdot 0,563 \cdot (138,8)^2 \cdot 59,5 \cdot 0,027 = 804 \text{ N}$$

4) 
$$U_{min} = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho C_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{160000/59,5}{\frac{1}{2} \cdot 0,563 \cdot 1,4}} = 86,3 \text{ m/s} = 310,6 \text{ km/h}$$



$$m = 3000 \text{ kg} \quad S = 20 \text{ m}^2 \quad b = 11 \text{ m}$$

$$z = 2500 \text{ mm} \quad v = 500 \text{ km/h} \rightarrow 138,8 \text{ m/s} \quad n z = 5$$

$$C_L \quad \alpha$$

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} = \frac{m n z}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} = \frac{3000 \text{ kg} \cdot 5 \cdot 9,81 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3 \cdot \text{s}^2}}{\frac{1}{2} \cdot 0,98 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot (138,8) \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 20 \text{ m}^2} = 0,78$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = 0,77 \quad \rho = 0,77 \cdot 1,225 = 0,98 \text{ kg/m}^3$$

$$\alpha = \frac{C_L'}{C_L}$$

$$C_L' = \frac{S,7}{1 + \frac{S,7}{\pi A}}$$

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{(11)^2 \text{ m}^2}{20 \text{ m}^2} = 6,05$$

$$C_L' = C_{L1} S$$

$$\alpha = \frac{0,78}{4,16} = 0,18 \text{ rad} = 10,3^\circ$$

