



Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 582

DATA: 17/07/2013

A P P U N T I

STUDENTE: Cappo

MATERIA: Introduzione alla Meccanica del Volo + Es. + Temi
Prof. Gili

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

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

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

Politecnico di Torino

**Appunti, esercizi svolti
e temi d'esame**

**INTRODUZIONE
ALLA
MECCANICA
DEL VOLO**

Corso tenuto dai Prof. Gili e Guglieri
3° anno Ing. Aerospaziale

A.A. 2012-2013

Appunti di Cappo Matteo

Questa dispensa contiene gli appunti originali delle lezioni tenute dal Prof. Gili (attenzione alle notazioni non trovate sui libri) e parte di quegli appunti sono stati riscritti (per renderli più comprensibili e ordinati), integrandoli con contenuti del libro “Introduzione alla Meccanica del Volo”, Guglieri e “Meccanica del volo”, Casarosa: per completezza sono inserite entrambe le cose. Le lezioni sugli argomenti “Propulsione” e “Elicottero” sono state tenute dal Prof. Guglieri.

La maggior parte degli esercizi svolti che troverete non è stata svolta a esercitazione nel corso EASA Part 66, in quanto si è tenuta una sola esercitazione sull’aliante; nonostante ciò all’esame erano comunque presenti esercizi mai svolti a lezione (quindi è utile farseli per conto proprio).

In coda agli appunti sono presenti alcuni temi d’esame.

MECCANICA DEL VOLO

L'ATMOSFERA

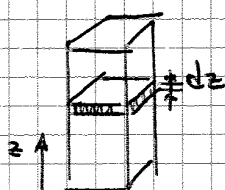
ISA - International Standard Atmosphere

$$p = \rho R^* T \quad \text{con } R = 8314 \frac{\text{J}}{\text{mol} \cdot \text{K}} \quad \text{e} \quad R^* = \frac{R}{M}$$

$$\frac{p_1}{p_2} = \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^\gamma \quad \gamma = \begin{cases} 1,66 & \text{MONOATOMICI} \\ 1,4 & \text{BIATOMICI} \\ 1,33 & \text{PLURIATOMICI} \end{cases}$$

CONDIZIONI STANDARD

$$T_0 = 15^\circ \text{C} \quad p_0 = 1 \text{ atm} = 101325 \text{ Pa}$$



$$dp = -\rho g dz \quad p = \rho R T \rightarrow \rho = \frac{p}{R T}$$

$$dz = -\frac{dp}{\rho g} = -\frac{dp}{p} \frac{R T}{g}$$

Integrando

$$z_2 - z_1 = \frac{R T_m}{g} \ln\left(\frac{p_2}{p_1}\right)$$

ATMOSFERA REALE

TROPOSFERA

La temperatura ha andamento del tipo

$$T = T_0 + h z$$

$$\text{con } h = \frac{dT}{dz} = -0,0065^\circ \text{C/m}$$

0 - 11 000 : TROPOSFERA

11 000 m : TROPOPAUSA

11 000 - 20 000 : STRATOSFERA

$$\downarrow$$

$$\frac{dT}{dz} = -6,5^\circ \text{C/km}$$

Calcolo del gradiente di pressione

$$\frac{dp}{dz} = -\rho g = -\frac{p}{R T} \cdot g$$

$$\frac{dp}{dz} = \frac{dp}{dT} \cdot \frac{dT}{dz} = \frac{dp}{dT} \cdot h = -\frac{p}{R T} \cdot g$$

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{R h} \cdot \frac{dT}{T} = -\frac{g}{R \frac{dT}{dz}} \cdot \frac{dT}{T}$$

Integriamo da quota 0 a una quota generica

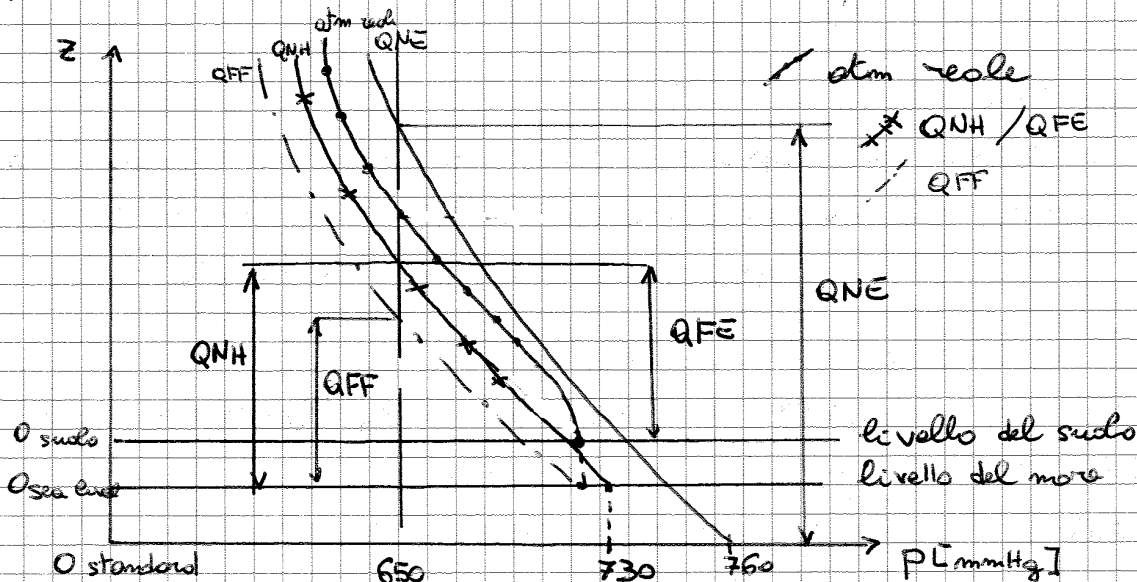
$$\int_{p_0}^{p^*} \frac{dp}{p} = -\frac{g}{R h} \int_{T_0}^{T^*} \frac{dT}{T} \rightarrow \ln \frac{p^*}{p_0} = -\frac{g}{R h} \ln \frac{T^*}{T_0}$$

$$\rightarrow \frac{p^*}{p_0} = \left(\frac{T^*}{T_0} \right)^{-\frac{g}{R h}} \quad -\frac{g}{R h} = -\frac{9,81 \text{ m/s}^2}{287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \cdot -0,0065 \frac{\text{K}}{\text{m}}} = 5,25$$

QUOTE BAROMETRICHE

- **ALTIMETRO:** è come un barometro, sente la pressione statica e (in base a una taratura) ci dà una quota

REGOLAZIONI DELL'ALTIMETRO:



QNE - REGOLAZIONE ISA STANDARD

(Flight Level)

Flight Level 0 per una $p = 760 \text{ mmHg}$.

Corrisponderebbe a una quota reale \Leftrightarrow a livello del mare ci fossero esattamente 760 mmHg (e se il gradiente $\frac{dp}{dz}$ reale fosse come quello standard)

QNH - Si usa come pressione di azzeramento dell'altimetro (Altitude) quella reale al suolo TRASLATA A LIVELLO DEL MARE usando il GRADIENTE STANDARD.

Se decolliamo da una pista a 600 ft su livello del mare l'altimetro darà 600 ft e non 0.

QFE - Regolazione come QNH ma misura quote DAL SUOLO (Height)

QFF - Si usa come p di azzeramento quella reale al suolo TRASLATA al livello del mare usando il GRADIENTE REALE, quindi tenendo conto delle temperature al suolo.

→ a seconda della REGOLAZIONE l'altimetro dà una quota diversa



$$\rightarrow M_{\infty} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\frac{\Delta p}{p} - 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma-1}}}$$

$$M_{\infty} = \frac{TAS}{\sqrt{\gamma RT}} \rightarrow TAS = M_{\infty} \sqrt{\gamma RT} = M_{\infty} \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}}$$

volendolo "e tutti i costi sviluppare":

$$TAS = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\frac{\Delta p}{p} - 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma-1}} \cdot \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}}}$$

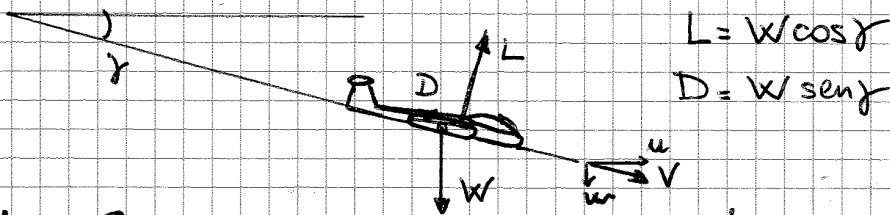
$$TAS_{COMPRESSIBILE} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p}{\rho} \left(\frac{\Delta p}{p} - 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma-1}}}$$

COMPRESSIBILE SUPERSONICO

Relazioni dell'URTO RETTO.

VOLO LIBRATO → ALIANTE

ARIA CALMA



$$L = W \cos \gamma$$

$$D = W \sin \gamma$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = E = \frac{W \cos \gamma}{W \sin \gamma} \rightarrow E = \frac{1}{\tan \gamma} \quad \triangle \text{ SOLO PER VOLO LIBRATO!}$$

$$\gamma_{\min} \iff E_{\max}$$

$$L = \frac{1}{2} \rho_0 S V^2 C_L = \frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 C_L S \quad \text{TAS} = \frac{EAS}{\sqrt{\sigma}}$$

$$V = \sqrt{\frac{W/S \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho_0 C_L}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$$

$$U = V \cos \gamma$$

$$w = V \sin \gamma$$

[NON CONFONDERE
w velocità verticale
con W peso]

$$w = \sqrt{\frac{W/S \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho_0 C_L}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \cdot \sin \gamma$$

$$\gamma \ll 1 \text{ rad}$$

$$\rightarrow \sin \gamma \approx \tan \gamma \approx \frac{1}{E}$$

$$= \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \cdot \frac{1}{E \sqrt{C_L}}$$

E_{\max} : MASSIMA DISTANZA PERCORSA

$(E \sqrt{C_L})_{\max}$: MASSIMO TEMPO TRASCORSO IN VOLO

$$W_{\min} = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \cdot \frac{1}{(E \sqrt{C_L})_{\max}}$$

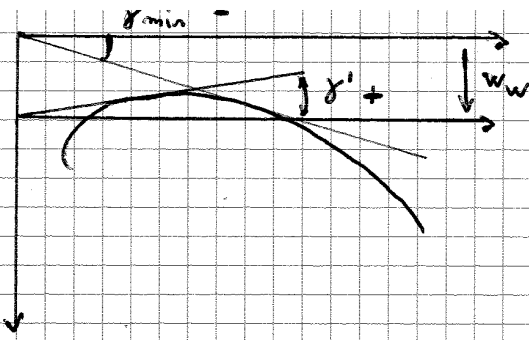
$$E \sqrt{C_L} = \frac{C_L \cdot C_L^{1/2}}{C_D} = \frac{C_L^{3/2}}{C_{D0} + K C_L^2} ; \quad \gamma = \frac{1}{E \sqrt{C_L}} = \frac{C_{D0}}{C_L^{3/2}} + \frac{K C_L^{1/2}}{C_L^{3/2}}$$

$$\frac{d\gamma}{dC_L} = -\frac{3}{2} \frac{C_{D0}}{C_L^{5/2}} + \frac{1}{2} K C_L^{-1/2}$$

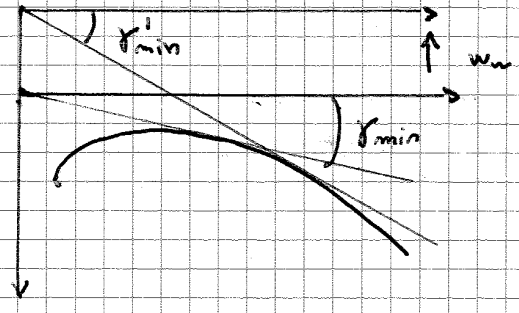
$$0 = -\frac{3}{2} \frac{C_{D0}}{C_L^{5/2}} + \frac{1}{2} \frac{K}{C_L^{1/2}} \rightarrow 0 = -\frac{3}{2} \frac{C_{D0}}{C_L^{5/2}} \cdot C_L^{1/2} + \frac{1}{2} \frac{K}{C_L^{1/2}} \cdot C_L^{1/2}$$

$$0 = -\frac{3}{2} \frac{C_{D0}}{C_L^2} + \frac{K}{2} \Rightarrow \frac{2 C_L^2}{3 C_{D0}} = \frac{2}{K} \rightarrow C_L^2 = \frac{3}{K} \cdot \frac{3}{2} C_{D0}$$

$$\rightarrow C_L (E \sqrt{C_L})_{\max} = \sqrt{3 e \pi \lambda} C_{D0} \rightarrow C_{D0} (E \sqrt{C_L})_{\max} = C_{D0} + \frac{3 e \pi \lambda C_{D0}}{e \pi \lambda} = 4 C_{D0}$$



VENTO ASCENDENTE

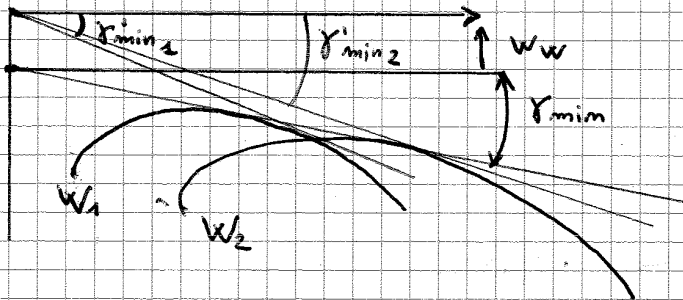


VENTO DISCENDENTE

ZAVORRA $\rightarrow W/S \uparrow$: se non c'è vento γ_{min} cambia niente

À L'ODOGRAFA SI COSTRUISCE IN ARIA CALMA
POI si mette il vento

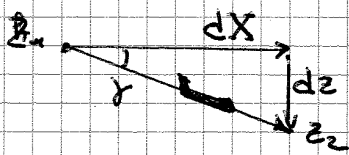
Es. VENTO DISCENDENTE



con $W_2 > W_1$ e
vento discendente SE
PESO DI + POTRO
TENERE UN ANGOLO
DI DISCESA MINORE.

$$\gamma_{min_2}^- < \gamma_{min_1}^-$$

Autonomia chilometrica $\Leftrightarrow E$



$$\frac{dz}{dx} = \tan \gamma \approx \gamma = \frac{1}{E} \rightarrow X = E(z_1 - z_2)$$

Autonomia ORARIA $\Leftrightarrow w$

$$T = \int_1^2 \frac{dz}{w} = \int_1^2 \frac{dz}{V \sin \gamma} \approx \int_1^2 \frac{dz}{V \cdot \gamma} = E \int_1^2 \frac{dz}{V} \quad \text{dove } V = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho C_L}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$$

$$\rightarrow = \frac{E \sqrt{C_L}}{\sqrt{2W/S}} \sqrt{\rho_0} \int_1^2 \sqrt{\sigma} dz \quad \text{con } \sigma = \frac{p}{p_0} = e^{-\frac{z}{H}}$$

Esercizio 3

Aliante, planata a E_{MAX} con 20 kpf vento a favore
 $\rho = \rho_{SL}$ - volo stazionario

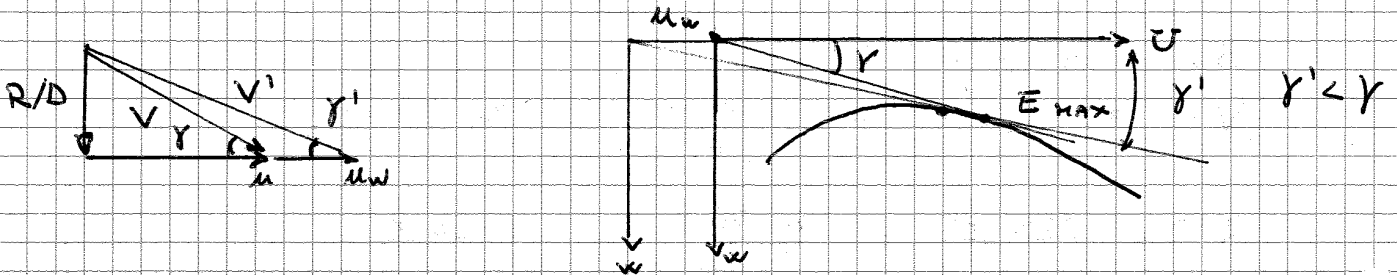
↓
IN POPPA

$W = 800 \text{ lb} = 408,23 \text{ kg}$ $S = 150 \text{ ft}^2 = 13,93 \text{ m}^2$

$C_D = 0,012 + 0,024 C_L^2$

$u_w = 20 \text{ kpf} = 10,29 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

? γ (angolo di zompa)



MEMO $E_{MAX} \rightarrow$ MASSIMA DISTANZA PERCORSA

$\bar{E} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{0,012 + 0,024 C_L^2}$

$\gamma = \frac{1}{\bar{E}} = \frac{0,012}{C_L} + 0,024 C_L$

$\gamma_{min} = \left(\frac{1}{\bar{E}}\right)_{min} \rightarrow \bar{E}_{MAX} \rightarrow C_{L_{E_{MAX}}}$

$\frac{d\gamma}{dC_L} = -0,012 C_L^{-2} + 0,024 = 0$

$\frac{0,012}{C_L^2} = 0,024 \rightarrow C_{L_{(E_{MAX})}} = \sqrt{\frac{0,012}{0,024}} = 0,7071$

$C_{D_{(E_{MAX})}} = 0,012 + 0,024 C_{L_{(E_{MAX})}}^2 = 0,02399 \approx 2 C_{D_0}$

$\bar{E}_{MAX} = \frac{C_{L_{E_{MAX}}}}{C_{D_{E_{MAX}}}} = 29,46$

$\tan \gamma \approx \frac{1}{\bar{E}_{MAX}}$

SENZA VENTO $\gamma = \arctan\left(\frac{1}{\bar{E}_{MAX}}\right) = 1,9438^\circ$

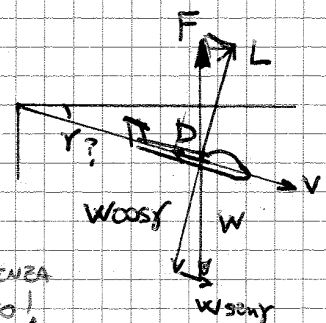
$V = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho C_{F(E_{MAX})}}}$

Perché si usa il C_F e non C_L o C_D ?

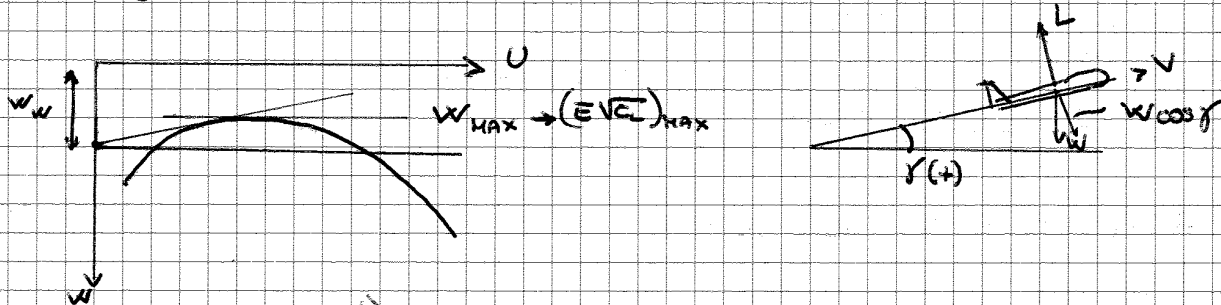
$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = W \cos \gamma \rightarrow \gamma?$

$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = W \sin \gamma \rightarrow \gamma?$

... a parte che il γ SENZA VENTO è NOTO!



4) $W = 1000 \text{ lb} = 453,59 \text{ Kg} = 4449,7 \text{ N}$
 $S = 150 \text{ ft}^2 = 13,93 \text{ m}^2$
 $C_D = 0,011 + 0,025 C_L^2$ $h_1 = 500 \text{ m}$ $w_w = 2,5 \text{ m/s} \uparrow$
 ? stimare t_{min} per salire di $\Delta h = 750 \text{ m}$
 $p = p_0 \text{ ISA}$



$$V = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho C_L}} \cos \gamma$$

$$w = V \sin \gamma = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 C_L}} \cos \gamma \sin \gamma$$

$\gamma \ll 1 \text{ rad} \rightarrow \cos \gamma \approx 1$
 $\sin \gamma \approx \tan \gamma = \frac{1}{E}$

$$w = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 C_L}} \cdot \frac{1}{E} = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0} \frac{1}{E \sqrt{C_L}}}$$

$w_{\text{MAX}} \rightarrow E \sqrt{C_L}$

$$E \sqrt{C_L} = \frac{C_L}{0,011 + 0,025 C_L^2} \cdot \sqrt{C_L}$$

$$\gamma = \frac{1}{E \sqrt{C_L}} = \frac{0,011}{C_L^{3/2}} + 0,025 C_L^{1/2}$$

$$\frac{d\gamma}{dC_L} = -\frac{3}{2} \cdot \frac{0,011}{C_L^{5/2}} + \frac{1}{2} \frac{0,025}{C_L^{1/2}} = 0$$

$$-\frac{0,0165 C_L^{-5/2}}{C_L^{5/2}} + \frac{0,0125 C_L^{-1/2}}{C_L^{1/2}} = 0 \rightarrow 0,0125 C_L^2 = 0,0165^2$$

$$C_L = \sqrt{\frac{0,0165}{0,0125}} = 1,149$$

$(E \sqrt{C_L})_{\text{MAX}}$

$$C_D (E \sqrt{C_L})_{\text{MAX}} = 0,011 + 0,025 (1,149)^2 = 0,044 \approx 4 C_{D0}$$

$$E_{\text{MAX}} = \frac{C_L(\dots)_{\text{MAX}}}{C_D(\dots)_{\text{MAX}}}$$

$$\gamma \ll 1 \text{ rad} \rightarrow \cos \gamma \approx 1 \quad \sin \gamma \approx \gamma$$

$$C_L \approx \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho V^2} \cos \gamma = 0,6518$$

$$C_D = 0,011 + 0,025 \cdot (0,6518)^2 = 0,0216$$

$$\Xi = \frac{C_L}{C_D} = 30,18 \quad \gamma = \arctan\left(\frac{1}{\Xi}\right) = 1,898^\circ \quad (\text{NO VENTO})$$

$$u = V_T \cos \gamma = 32,07 \text{ m/s}$$

$$w = -V_T \sin \gamma = -1,06 \text{ m/s}$$

MEMO:

PRIMA SI FA

SENZA VENTO

POI SI METTE IL

VENTO

Mettiamo il vento

$$u' = u - u_w = 26,93 \text{ m/s}$$

$$\gamma' = \arctan\left(\frac{-1,06 \text{ m/s}}{26,93 \text{ m/s}}\right) = -2,25^\circ$$

o $T_{min} = D_{min}$: $W = cost$ $L = cost$ se $V \downarrow \rightarrow C_L \uparrow \Rightarrow D_i \uparrow$
 \rightarrow Per $V < V_{Dmin} = V_{E MAX}$ la resistenza in dote cresce

■ SPINTA NECESSARIA MINIMA

$$\frac{dT_n}{dV} = \frac{d}{dV}(AV^2 - BV^{-3}) = 2AV - 2BV^{-3}$$

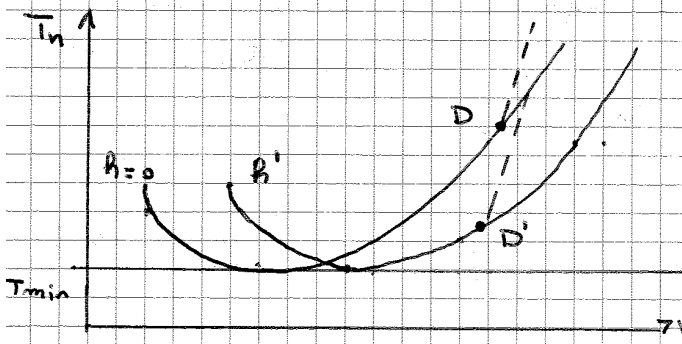
$$V_{Tmin} \Rightarrow \frac{dT_n}{dV} = 0 \rightarrow 2AV - 2BV^{-3} = 0, \quad \cancel{2(A - \frac{B}{V^4})} = 0$$

$$V_{Tn}^4 = \frac{B}{A} \rightarrow V_{Tn} = \sqrt[4]{\frac{B}{A}} = \sqrt[4]{\frac{KW^2}{\frac{1}{2}\rho S \cdot \frac{1}{2}\rho S C_{D0}}}$$

$$= \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho S} \frac{\sqrt{K}}{\sqrt{C_{D0}}}} \rightarrow V_{Tn} = V_{E MAX} = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2}\rho C_{LE MAX}}}$$

$$\rightarrow T_{min} = \frac{W}{E_{MAX}}$$

■ SPINTA NECESSARIA IN FUNZIONE DELLA QUOTA



$$h' > h_0 \rightarrow \rho' < \rho_0$$

PER MANTENERE L'ASSETTO UNA VOLTA SALITI A QUOTA A' BISOGNA RISTABILIRE

$$L = W$$

$$\rightarrow C_L = \frac{W/S}{\frac{1}{2}\rho V^2}$$

\rightarrow IL TERMINE $\frac{1}{2}\rho V^2$ DEVE RIMANERE COSTANTE! $\rightarrow \rho \downarrow \Rightarrow V \uparrow$

A parità di C_L (e quindi di C_D) $T_n = \frac{W}{E}$ rimane INVARIATA. Cosa cambia? \rightarrow LA T PER VOLARE A UNA CERTA VELOCITÀ:

NOTA: se una volta in quota volevo mantenere costante la V allora dovevo far crescere C_L aumentando l'incidenza $L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$

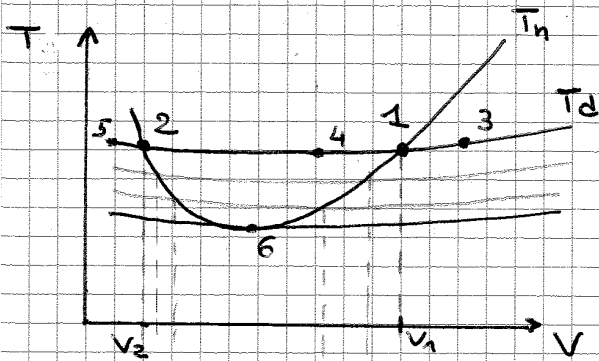
A PARITÀ DI V È RICHIESTA MENO SPINTA!

Ma se $C_L \uparrow$ allora anche $T_n \uparrow \rightarrow$ perché volare LENTI ad alta quota e consumare di più?

SI PUÒ RAGIONARE IN VARI MODI: QUI NOI ABBIAMO RAGIONATO A $C_L, C_D = cost$

VELIVOLO A GETTO

PRESTAZIONI IN CROCIERA → VOLO LIVELLATO



CALCOLO DELLA VELOCITÀ DI CROCIERA (→ $T_n = T_d$)

$$T_d = T_n = AV^2 - BV^{-2} \rightarrow AV^4 - T_d V^2 + B = 0$$

$$V^2 = F \quad AF^2 - T_d F + B = 0$$

$$F_{1,2} = \frac{T_d \pm \sqrt{T_d^2 - 4AB}}{2A}$$

$$\rightarrow V_{1,2} = \sqrt{F} \rightarrow V_{1,2} = \sqrt{\frac{T_d \pm \sqrt{T_d^2 - 4AB}}{2A}}$$

Andando a sostituire $A = \frac{1}{2} \rho S C_{D0}$ e $B = \frac{k W^2}{\frac{1}{2} \rho S}$

$$V_{1,2} = \sqrt{\frac{T_d}{\rho S C_{D0}} \left(1 \pm \sqrt{T_d^2 - 4 \cdot \frac{1}{2} \rho S C_{D0} \cdot \frac{k W^2}{\frac{1}{2} \rho S}} \right)} = \sqrt{\frac{T_d}{\rho S C_{D0}} \left(1 \pm \sqrt{1 - \frac{4 k C_{D0}}{(T_d/W)^2}} \right)}$$

2 SOLUZIONI REALI DISTINTE

→ 2 VELOCITÀ V_1 e V_2 per un dato valore di T_d e di quota

$$\frac{L}{D} = \frac{W}{T} = E$$

$$\rightarrow \frac{T}{W} = E$$

- SE IL TERMINE SOTTO RADICE $1 - 4 k C_{D0} (W/T_d)^2 < 0$
- NO SOLUZIONI REALI = IMPOSSIBILE MANTENERE VOLO LIVELLATO

→ VOLO LIVELLATO, condizione necessaria

$$1 - \frac{4 k C_{D0}}{(T_d/W)^2} > 0 \rightarrow \left(\frac{T_d}{W} \right)^2 > 4 k C_{D0} \rightarrow \frac{T_d}{W} > \sqrt{4 k C_{D0}} \rightarrow \frac{1}{E_{MAX}}$$

$$\frac{T_d}{W} > \frac{1}{E_{MAX}} \Leftrightarrow \boxed{T_d > T_{n, min}}$$

NON CI VOLEVA UN GENIO!

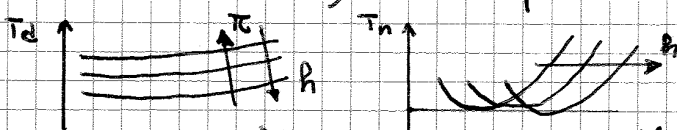
SE $\frac{T_d}{W} = \frac{1}{E_{MAX}} \rightarrow T_d = T_{n, min}$ CONDIZIONE DI TANGENZA

Δ $V_1 > V_2 \rightarrow C_{L1} < C_{L2} \rightarrow$ ASSETTI ≠

- SPINTA DISPONIBILE DIPENDE DA QUOTA:

e poiché di manetta scende al solire di h

- ANCHE LA SPINTA NECESSARIA, e p poiché di assetto (→ di C_L e C_D) si sposta verso V + alte



AUTONOMIA SPECIFICA CHILOMETRICA

VOLO LIVELLATO

$$f=0$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dX} \cdot \frac{dX}{dt} = -T \cdot c$$

$$\begin{aligned} L &= W \\ D &= T \\ \frac{L}{D} &= \frac{W}{T} = E \\ &\rightarrow T = \frac{W}{E} \end{aligned}$$

$$\frac{dW}{dX} \cdot V = -T \cdot c \rightarrow \frac{dW}{dX} = -\frac{T \cdot c}{V}$$

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{V}{T \cdot c} = -\frac{V \cdot E}{W \cdot c}$$

La derivata $\frac{dX}{dW}$ è l'autonomia CHILOMETRICA SPECIFICA

$$V = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S C_L}} \rightarrow \frac{dX}{dW} = -\frac{\sqrt{W} \cdot E}{\sqrt{\frac{1}{2} \rho S C_L} \cdot W \cdot c} = -\frac{\sqrt{2}}{c \cdot S \cdot \sqrt{W/S} \cdot \sqrt{\rho} \sqrt{C_L}} \cdot \frac{E}{\sqrt{C_L}}$$

→ AUTONOMIA CHILOMETRICA Specifica = f { h → (√p)
W/S
E/√C_L

$$\frac{dX}{dW} / \text{TURBO} \propto \frac{E}{\sqrt{C_L}}$$

$\frac{dX}{dW} \uparrow$ se $c \downarrow$, $h \uparrow$ (p↓) e $\frac{E}{\sqrt{C_L}} \uparrow$

ATTENZIONE AL PARAMETRO $\frac{E}{\sqrt{C_L}}$ PERCHÉ LO RIVEDREMO PRESSO

AUTONOMIA SPECIFICA ORARIA

$$\frac{dW}{dt} = -T \cdot c$$

$$\rightarrow \frac{dt}{dW} = -\frac{1}{T \cdot c}$$

$$T = \frac{W}{E}$$

$$\downarrow$$

$$\frac{dt}{dW} = -\frac{E}{W \cdot c}$$

L'autonomia oraria è fondamentale per missioni aeree di RICOGNIZIONE, S.A.R., in cui il TEMPO DI VOLO è più importante anche dei chilometri che si riescono a percorrere.

~~✱~~ MOTORE IN AVARIA

$$\bar{T}_d^* = 0,5 \bar{T}_d$$

$$\rightarrow \text{se } \left(\frac{\bar{T}_d}{W}\right)_{SL} = 0,27 \rightarrow \frac{\bar{T}_d}{W} = 0,27 \cdot 0,5 = 0,135$$

$$\sigma_c = \frac{1}{0,135 \cdot 15075} = 0,491 \quad h_c = -H \ln \sigma_c = 6438 \text{ m}$$

3.3) QUADRIMOTORE

$$\frac{W}{S} = 85 \text{ psf} = 4071,2 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

$$C_D = 0,023 + 0,045 C_L^2 \quad \left(\frac{\bar{T}}{W}\right)_{SL} = 0,25$$

? quota MAX a cui è possibile il volo con $\pi = 85\%$

$$\bar{T}_d = \bar{T}_{d \text{ MAX } SL} \cdot \pi \cdot \sigma^* = \frac{W}{E_{\text{MAX}}} = (T_{\text{min}}^* \text{ per QUELLA QUOTA con QUELLA MANETTA DISPONIBILE})$$

$$\sigma = \left(\frac{W}{\bar{T}_{d \text{ MAX } SL}}\right) \cdot \frac{1}{\pi} \cdot \frac{1}{E_{\text{MAX}}}$$

$$E_{\text{MAX}} = \frac{C_{L \text{ MAX}}}{C_{D \text{ MAX}}} = \frac{\sqrt{e \pi \lambda C_{D0}}}{2 C_{D0}} = \sqrt{\frac{C_{L0}}{K 4 C_{D0}^2}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{K C_{D0}}} = 0,5 \left(\sqrt{0,023 \cdot 0,045}\right)^{-1}$$

$e \pi \lambda = \frac{1}{K}$

$$= 15,54$$

$$\sigma^* = \frac{1}{0,25} \cdot \frac{1}{0,85} \cdot \frac{1}{15,54} = 0,3028$$

$$h^* = -H \ln(0,3028) = 10825 \text{ m}$$

$$= -\frac{V}{c} \cdot \frac{1}{\sqrt{K C_{D0}}} \cdot \left[\arctan \left(\sqrt{\frac{K}{\frac{1}{4} \rho^2 V^4 S^2 C_{D0}}} \cdot W_2 \right) - \arctan \left(\sqrt{\frac{K}{\frac{1}{4} \rho^2 V^4 S^2 C_{D0}}} \cdot W_1 \right) \right]$$

$$= -\frac{V}{c} \frac{1}{\sqrt{K C_{D0}}} \cdot \left[\arctan \left(\sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \frac{W_2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \right) - \arctan \left(\sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \frac{W_1}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \right) \right]$$

... MA: $L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \rightarrow \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L!$

CAMBIANDO IL PESO DELL'AEREO DURANTE IL VOLO È RICHIESTA MENO PORTANZA

→ $L \downarrow$ a parità di tutto il resto se $C_L \downarrow$

$$C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha \Rightarrow \begin{cases} \circ \text{ CAMBIA IL PROFILO DELL'ALA} \\ \circ \text{ DIMINUISCE L'INCIDENZA} \\ \text{(di poco comunque...!)} \end{cases}$$

... volendo fare i sottili "si può motore" che:

$$\sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} = \frac{1}{\sqrt{C_{D0} \cdot e \pi \lambda}} = \frac{1}{C_{L \text{ MAX}}}$$

$$\rightarrow X_{\substack{v=\text{cost} \\ R=\text{cost}}} = -\frac{V}{c} \cdot \frac{1}{\sqrt{K C_{D0}}} \cdot \left[\arctan \frac{C_{L2}}{C_{L \text{ MAX}}} - \arctan \frac{C_{L1}}{C_{L \text{ MAX}}} \right]$$

Notiamo infine che:

$$C_{L \text{ MAX}} = \sqrt{C_{D0} \cdot \frac{1}{K}} \quad C_{D0 \text{ MAX}} = 2 C_{D0} \quad E_{\text{MAX}} = \frac{\sqrt{C_{D0} e \pi \lambda}}{2 C_{D0}}$$

$$\rightarrow \bar{E}_{\text{MAX}} = \frac{\sqrt{e \pi \lambda}}{\sqrt{4 C_{D0}}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\sqrt{K C_{D0}}} \rightarrow \frac{1}{\sqrt{K C_{D0}}} = 2 \bar{E}_{\text{MAX}}$$

$$\Rightarrow X_{\substack{v=\text{cost} \\ R=\text{cost}}} = -\frac{V}{c} \cdot 2 \bar{E}_{\text{MAX}} \left[\arctan \frac{C_{L2}}{C_{L \text{ MAX}}} - \arctan \frac{C_{L1}}{C_{L \text{ MAX}}} \right]$$

NOTA

$$\frac{dW}{dX} = -\frac{T \cdot c}{V} \rightarrow dX = -\frac{dW}{T_n} \cdot \frac{V}{c} \quad \text{PROGRAMMA } V, R = \text{cost}$$

$$\frac{dW}{dX} = -\frac{W \cdot c}{\bar{E}V} \rightarrow dX = -\frac{dW}{V} \cdot \frac{\bar{E}V}{c} \quad \text{PROGRAMMA } V, c = \text{cost}$$

Se queste 2 equazioni sono uguali, perché non abbiamo usato la 2^a anche per ricavare $X_{V=\text{cost}, h=\text{cost}}$?

Δ Nel programma $V, c = \text{cost} \rightarrow \bar{E} = \text{cost} \rightarrow$ possiamo portarla fuori dall'integrale:

$$\int dX = -\int \frac{dW}{W} \cdot \frac{\bar{E}V}{c} = -\frac{\bar{E}V}{c} \int \frac{dW}{W}$$

Ma nel programma $V, h = \text{cost}$, $\bar{E} \neq \text{cost}$!

$T_n = \frac{W}{\bar{E}}$ → non può essere tolta dall'integrale
→ o si LASCIA DENTRO o lo si ingloba in T_n come abbiamo fatto

$$\int dX = -\frac{V}{c} \int \frac{dW}{W} \cdot \bar{E} = -\frac{V}{c} \int \frac{dW}{T_n}$$

$$C_{L\bar{brc}} = \frac{2W/S}{\rho V_{brc}^2} = \frac{2W/S}{\rho \frac{2W/S}{\sqrt{3}} \sqrt{3}} \rho C_{L\text{EMAX}} = \sqrt{\frac{C_{D0} e \pi \lambda}{3}}$$

$$\rightarrow C_{L\bar{brc}} = C_{L(E/\sqrt{e})_{\text{MAX}}} = \sqrt{\frac{C_{D0} e \pi \lambda}{3}} = \frac{1}{\sqrt{3}} C_{L\text{EMAX}}$$

$$C_{D\bar{brc}} = C_{D0} + X \cdot \frac{C_{D0}}{3K} = \frac{4}{3} C_{D0}$$

$$\rightarrow C_{D\bar{brc}} = C_{D(E/\sqrt{e})_{\text{MAX}}} = \frac{4}{3} C_{D0} = \frac{2}{3} C_{D\text{EMAX}}$$

MEMO:

$$C_{L\text{EMAX}} = \sqrt{e \pi \lambda C_{D0}}$$

$$C_{D\text{EMAX}} = 2 C_{D0}$$

$$E_{\text{MAX}} = \sqrt{\frac{e \pi \lambda}{4 C_{D0}}}$$

$$\bar{E}_{brc} = \frac{C_{L\bar{brc}}}{C_{D\bar{brc}}} = \frac{1}{\sqrt{3}} C_{L\text{EMAX}} \cdot \frac{3}{2} C_{D\text{EMAX}} = 0,866 \bar{E}_{\text{MAX}}$$

Andando a sostituire V_{brc} , $C_{L\bar{brc}}$ e \bar{E}_{brc} nelle equazioni delle autonomie di voli programmati di volo:

$$X_{V=\text{cost}} = -\frac{V}{c} 2\bar{E}_{\text{MAX}} \left[\arctan \frac{C_{L2}}{C_{L\text{EMAX}}} - \arctan \frac{C_{L1}}{C_{L\text{EMAX}}} \right] \Rightarrow X_{V=\text{cost}} = -\frac{V_{brc}}{c} \cdot 2\bar{E}_{\text{MAX}} \left[\arctan \frac{C_{L\bar{brc}2}}{C_{L\text{EMAX}}} - \arctan \frac{C_{L\bar{brc}1}}{C_{L\text{EMAX}}} \right]$$

$$X_{V=\text{cost}} = -\frac{EV}{c} \ln(1-\xi) \Rightarrow X_{V=\text{cost}} = -\frac{\bar{E}_{brc} V_{brc}}{c} \ln(1-\xi)$$

3.2) BIMOTORE A GETTO

MASSIMA
AUTONOMIA
CHILOMETRICA
con programme
 $V, C_L = \text{cost}$

$$\frac{W}{S} = 75 \text{ psf} = 3592,3 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \quad C_D = 0,022 + 0,05 C_L^2$$

$$c = 0,8 \frac{e b}{e b \cdot h} = 2,22 \cdot 10^{-4} \frac{\text{N}}{\text{N} \cdot \text{s}}$$

? X_{br} con $V, C_L = \text{cost}$ h tale che $p^* = \frac{1}{2} p_0$

$$X_{br} \begin{matrix} V = \text{cost} \\ C_L = \text{cost} \end{matrix} = - \frac{\bar{E}_{br} V_{br}}{c} \ln(1 - \xi)$$

FORMULA DI BREGUET
+ AUTONOMIA MASSIMA

$$\xi = \frac{W_2}{W_1} = 0,3$$

$$\bar{E}_{br} = \frac{C_L (E/V_C)_{\text{MAX}}}{C_D (E/V_C)_{\text{MAX}}} = \frac{\sqrt{\frac{e \pi \lambda C_{D0}}{3}}}{\frac{4}{3} C_{D0}} = \frac{\sqrt{\frac{0,022}{3 \cdot 0,05}}}{\frac{4}{3} \cdot 0,022} = 13,056$$

$$V_{br} = \sqrt[4]{3} V_{E_{\text{MAX}}} = \sqrt[4]{3} \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} p^* C_{L_{\text{MAX}}}}} = \sqrt[4]{3} \sqrt{\frac{3592,3}{1,225 \cdot 0,5 \cdot 0,5 \cdot \frac{0,022}{\sqrt{0,05}}}}} = 175,01 \text{ m/s}$$

$$X_{br} \begin{matrix} V = \text{cost} \\ C_L = \text{cost} \end{matrix} = - \frac{13,056 \cdot 175,01}{2,22 \cdot 10^{-4}} \ln(1 - 0,3) = 3671 \text{ Km}$$

⚠ LA QUOTA VARIA DURANTE LA CROCIERA! $h_2 > h_1$

$$V_1 = V_2 \rightarrow \sqrt{\frac{W_1/S}{\frac{1}{2} p_1 C_{L_{br}}}} = \sqrt{\frac{W_2/S}{\frac{1}{2} p_2 C_{L_{br}}}} \quad \left[\frac{W_1}{p_1} = \frac{W_2}{p_2} = \text{cost} \right]$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{W_2}{W_1} = \frac{W_1 - W_2}{W_1} = 1 - \xi$$

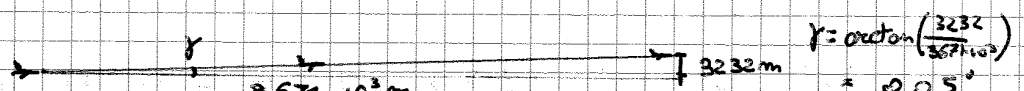
$$p_2 = p_1 (1 - \xi) = 0,6125 \cdot (1 - 0,3) = 0,42875 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\sigma_2 = e^{-\frac{h_2}{H}} \rightarrow h_2 = -H \ln \sigma_2 = 3232 \quad \left\{ \text{NOO!} \right.$$

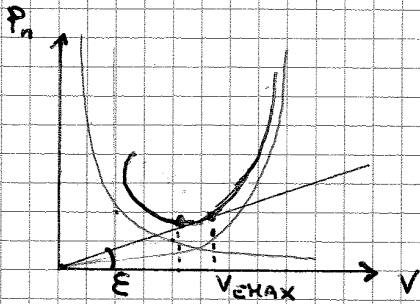
$$= -H \ln \left(\frac{p_2}{p_0} \right) = 9512 \text{ m} \quad \left\{ \sigma_2 = \frac{p_2}{p_0} \text{ NON } \frac{p_2}{p_1} \dots \right.$$

$$h_1 = -H \ln \sigma_1 = -H \ln \left(\frac{p_1}{p_0} \right) = 6280 \text{ m}$$

Questo vuol dire che durante il volo la quota è aumentata di 3232 m!



$$P_m = T_m \cdot V = D \cdot V = \frac{L}{E} \cdot V \rightarrow P_m = \frac{W}{E} \cdot V$$



$$\text{tangente } E = \frac{P_m}{V} = \frac{P_m \cdot dt}{V \cdot dt} = \frac{dE_m}{dX}$$

PENDENZA DELLA GENERICA RETTA X L'ORIGINE IDENTIFICA L'ENERGIA SPESA PER UNITA' DI PERCORSO X COMPIUTO

$E =$ "INDICE DI CONSUMO"

Minimo indice di consumo $E \rightarrow$ tangenza alla curva

$$P_m = \frac{W}{E_{MAX}} \cdot V$$

POTENZA NECESSARIA MINIMA

$$\frac{dP_m}{dV} = \frac{d}{dV} (AV^3 + B \cdot V^{-1}) = 3AV^2 - BV^{-2}$$

$$V_{P_{m \min}} \rightarrow \frac{dP_m}{dV} = 0 \rightarrow 3AV^2 - BV^{-2} = 0 \rightarrow$$

$$V_{P_{m \min}}^4 = \frac{B}{3A} \rightarrow V_{P_{m \min}} = \sqrt[4]{\frac{B}{3A}} = \sqrt[4]{\frac{KW^2}{\frac{1}{2} \rho S \cdot 3 \cdot \frac{1}{2} \rho C_{D0} S}} = \sqrt[4]{\frac{KW^2}{3 \cdot \frac{1}{4} \rho^2 C_{D0} S^2}}$$

$$= \sqrt{\frac{W \sqrt{K}}{\frac{1}{2} \rho S \cdot 3 C_{D0}}} = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S \cdot \sqrt{3 \pi \lambda C_{D0}}}}$$

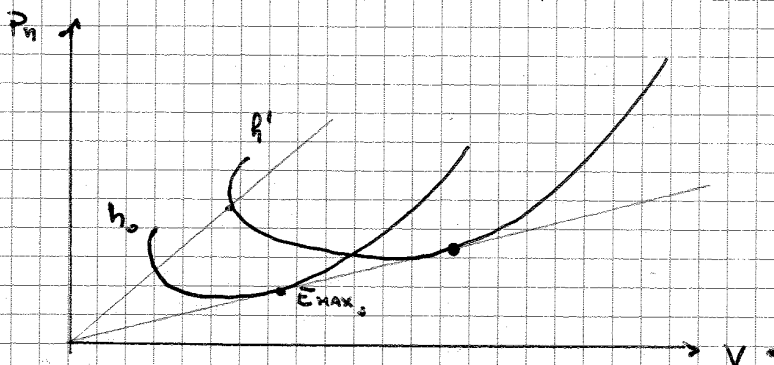
$C_{D0}(E \sqrt{V_{CL}})_{MAX}$

$$\rightarrow V_{P_{m \min}} = \frac{1}{\sqrt[4]{3}} V_{E_{MAX}} \quad \leftarrow \frac{\sqrt{K}}{C_{D0}} = \frac{1}{C_{D0}(E \sqrt{V_{CL}})_{MAX}}$$

infatti: $P_m = \frac{W}{E} \cdot V = \frac{W}{E} \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S C_{D0}}} = \sqrt{\frac{2}{\rho S}} \frac{W^{3/2}}{E \sqrt{V_{CL}}} \rightarrow P_m \propto \frac{1}{E \sqrt{V_{CL}}}$

POTENZA NECESSARIA MINIMA $\Rightarrow E \sqrt{V_{CL}} \text{ MAX} \quad P_{m \min} = \frac{W \cdot V}{E(E \sqrt{V_{CL}})_{MAX}}$

POTENZA NECESSARIA IN FUNZIONE DELLA QUOTA



$$h_1 > h_0$$

PER MANTENERE LO STESSO ASSETTO UNA VOLTA SALITI DI QUOTA E AVERE DI NUOVO

$$L = W$$

$$\rightarrow C_L = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho V^2} \rightarrow \text{costante}$$

⚠ QUESTO PERÒ NON COMPORTA LA STESSA P_m A VELOCITÀ + ELEVATE (come invece accadeva per la spinta nel turbomotore)

Perché un macello del genere quando per il turbogetto era molto + semplice?

→ Perché la P dipende da V, e $V=f(p \rightarrow h)$!

Per il turbogetto bastava dire $T_{Dmax} = T_{DmaxSL} \cdot \sigma_c = \frac{W}{E_{MAX}} \rightarrow \sigma_c = \frac{W}{E_{MAX} T_{DmaxSL}}$

LA QUOTA DI TANGENZA AUMENTA AL CRESCERE DEL RAPPORTO POTENZA / PESO P_{DmaxSL} / W .

● MOTORE CON COMPRESSORE (→ compr. meccanico per fare il ristabilimento, non sovralimentato "spesso")

h_c = QUOTA DI RISTABILIMENTO

$$P_{min} = \frac{W}{E_{Pmin}} \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_0 \sigma_c C_{Lmin}}} = P_{DmaxSL} \left(\frac{\sigma_c}{\sigma_z} \right) = P_{Dmax}$$

\downarrow
 $\frac{P_c}{P_0} \cdot \frac{P_0}{P_r}$

Risolviemo per esteso:

$$\frac{W^2}{E_{Pmin}^2} \cdot \frac{2W/S}{\rho_0 \sigma_c C_{Lmin}} = P_{DmaxSL}^2 \frac{\sigma_c^2}{\sigma_z^2}$$

$$\rightarrow \sigma_c = \sqrt[3]{\frac{W^2}{E_{Pmin}^2} \frac{2W/S}{\rho_0 C_{Lmin}} \frac{\sigma_z^2}{P_{DmaxSL}^2}} =$$

$$= \left[\frac{W}{P_{DmaxSL}} \frac{\sigma_c}{E_{Pmin} \sqrt{C_{Lmin}}} \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_0}} \right]^{3/2}$$

per avere il minimo σ_c (→ MAX $\ln \sigma_c$)
devo avere $(E \sqrt{C_L})_{MAX}$

► Inoltre $\sigma_z = \frac{P_c}{P_0} < 1 \rightarrow$ IL VELIVOLO "SOVRALIMENTATO" AVRA' UNA QUOTA DI TANGENZA + ELEVATA

VELOCITÀ E QUOTA COSTANTI

AUTONOMIA CHILOMETRICA in funzione del programma di volo:

VELOCITÀ E QUOTA COSTANTI

$$\frac{dW}{dt} = - P_e \cdot K_c = - \frac{P_d}{\eta_p} \cdot K_c$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dX} \frac{dX}{dt} = - \frac{P_d}{\eta_p} K_c \rightarrow \frac{dX}{dW} = - \frac{\eta_p \cdot V}{K_c \cdot P_n} = \frac{\eta_p X}{K_c T_n \cdot V} = \frac{\eta_p E}{K_c W}$$

$$\int_{x_1}^{x_2} dX = - \int_{W_1}^{W_2} \frac{\eta_p E}{K_c} \frac{dW}{W}$$

Δ ASSETTO VARIABLE
 $\rightarrow E$ VARIABLE
 \Rightarrow conviene lasciare
 $\frac{E}{W} = \frac{1}{T_n}$

Ripetiamo la stessa trofila del turbogetto considerando la $V = \text{cost}$, W variabile e introducendo α e β

$$T_n = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D0} S + \frac{k W^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = \alpha + \beta W^2$$

$$X = - \frac{\eta_p}{K_c} \int_{W_1}^{W_2} \frac{dW}{\alpha + \beta W^2} = - \frac{\eta_p}{K_c} \cdot \frac{1}{\alpha} \int_{W_1}^{W_2} \frac{dW}{1 + \left(\frac{\beta}{\alpha} W\right)^2} = - \frac{\eta_p}{K_c} \frac{1}{\sqrt{\alpha \beta}} \left[\arctan \left(\sqrt{\frac{\beta}{\alpha}} W \right) \right]_{W_1}^{W_2}$$

$$= - \frac{\eta_p}{K_c} \frac{1}{\sqrt{K C_{D0}}} \left[\arctan \left(\sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \cdot \frac{W_2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \right) - \arctan \left(\sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \cdot \frac{W_1}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \right) \right] =$$

$$\rightarrow X_{V=\text{cost}, h=\text{cost}} = - \frac{\eta_p}{K_c} 2 E_{MAX} \left[\arctan \frac{C_{L2}}{C_{L=MAX}} - \arctan \frac{C_{L1}}{C_{L=MAX}} \right]$$

CL COSTANTE (h, C_L costante e V, C_L costante)

Poiché l'autonomia specifica non dipende né da h né direttamente da V , basta integrare con $C_L \rightarrow E = \text{costante}$

$$\int_{x_1}^{x_2} dX = - \frac{\eta_p E}{K_c} \int_{W_1}^{W_2} \frac{dW}{W} \rightarrow X_{C_L=\text{cost}} = - \frac{\eta_p E}{K_c} \ln \frac{W_2}{W_1}$$

$$W_2 = W_1 \cdot \zeta, \quad \zeta = \frac{W_2}{W_1}$$

$$\rightarrow X_{C_L=\text{cost}} = - \frac{\eta_p E}{K_c} \ln (1 - \zeta) \quad \text{FORMULA DI BREGUET per il motoelica}$$

⚠ A DIFFERENZA DEL TURBOGETTO LE AUTONOMIE SONO INDIPENDENTI DALLA QUOTA E NON DIPENDONO DIRETTAMENTE DALLA VELOCITÀ

Esercizi MOTOELICA, libro Guglielmi pag. 234

1) $W = 13344 \text{ W}$ $S = 16 \text{ m}^2$ $P_{a \text{ max SL}} = 175233 \text{ W}$
 $C_{D0} = 0,028$ $K = 0,048$ $K_C = 7,456 \cdot 10^{-7} \frac{\text{N}}{\text{s} \cdot \text{W}}$ $\eta_P = 0,83$
 $h_{cruise} = 3048 \text{ m}$ $V_{cruise} = 62 \text{ m/s}$

a) ? h_c senza sovralimentazione

b) ? h_c con sovralimentazione, quota di ristabilimento $h_z = 4574$

Quota tangenza $\rightarrow P_{min} = P_{max}$

a) $P_{nmin} = P_{a \text{ max SL}} \cdot \sigma_c = \frac{W}{E_{Pnmin}} \cdot V_{Pnmin} = \frac{W}{E_{Pnmin}} \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 \sigma_c C_{L Pnmin}}}$

$E_{Pnmin} = E_{(EVC) \text{ max}}$

$E_{(EVC) \text{ max}} = \frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \frac{1}{y} \rightarrow y = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \frac{C_{D0}}{C_L^{3/2}} + \frac{K C_L^2}{C_L^{3/2}} = \frac{C_{D0}}{C_L^{3/2}} + K C_L^{1/2}$

$\frac{dy}{dC_L} = -\frac{3}{2} C_{D0} C_L^{-5/2} + \frac{1}{2} K C_L^{-1/2} \rightarrow \frac{dy}{dC_L} = 0$

$-\frac{3}{2} C_{D0} C_L^{-5/2} + \frac{1}{2} K C_L^{-1/2} = 0 \rightarrow -\frac{3}{2} C_{D0} C_L^{-2} \cdot C_L^{1/2} + \frac{1}{2} K C_L^{-1/2} \cdot C_L^{1/2}$

$-\frac{3}{2} \frac{C_{D0}}{C_L^2} + \frac{1}{2} K = 0 \rightarrow C_{L (EVC) \text{ max}} = \sqrt{\frac{\frac{3}{2} C_{D0} \cdot 2}{K}} = \sqrt{\frac{3 C_{D0}}{K}}$

$E_{(EVC) \text{ max}} = \frac{C_{L (EVC) \text{ max}}}{C_{D0} + K (C_{L (EVC) \text{ max}})^2} = \frac{\sqrt{\frac{3 C_{D0}}{K}}}{C_{D0} + K \frac{3 C_{D0}}{K}} = \frac{\sqrt{\frac{3 C_{D0}}{K}}}{4 C_{D0}}$

$\rightarrow C_{L Pnmin} = C_{L (EVC) \text{ max}} = \sqrt{\frac{3 \cdot 0,028}{0,048}} = 1,322$

$E_{Pnmin} = E_{(EVC) \text{ max}} = 11,81$

$P_{a \text{ max SL}} = P_{a \text{ max SL}} \cdot \eta_P = 145448 \text{ W}$

$P_{a \text{ max SL}}^2 \sigma_c^2 = \frac{W^2}{E_{Pnmin}^2} \cdot \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 \sigma_c C_{L Pnmin}} \rightarrow \sigma_c = \sqrt[3]{\frac{W^3/S}{P_{a \text{ max SL}}^2 \cdot E_{Pnmin}^2 \cdot \frac{1}{2} \rho_0 C_{L Pnmin}}}$

$= \sqrt[3]{\frac{(13344)^3 / 16}{(145448)^2 \cdot (11,81)^2 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 1,322}}$

$= 0,396$

$(EVC)_{\text{max}} \rightarrow E_{(EVC) \text{ max}} \sqrt{C_{L (EVC) \text{ max}}}$

2) Stessi dati: ? calcolare ξ (frazione di carburante) necessaria al volo per i programmi di volo: $V \cdot C_L = \text{cost}$
 $X = 650 \text{ km}$ $h \cdot C_L = \text{cost}$
 $V \cdot h = \text{cost}$

AUTONOMIE in funzione dei programmi



$$\frac{dW}{dF} = -P_c \cdot k_c = -\frac{P_d}{\eta_p} \cdot k_c = -\frac{T \cdot V}{\eta_p} \cdot k_c = -\frac{W}{E} \frac{k_c}{\eta_p} \cdot V$$

$$\frac{dW}{dF} = \frac{dW}{dX} \cdot \frac{dX}{dF} = -\frac{W}{E} \frac{k_c}{\eta_p} \cdot V \rightarrow \frac{dX}{dW} = -\frac{E \eta_p}{W k_c}$$

$C_L = \text{cost} \Rightarrow E = \text{cost}$ $\begin{cases} C_L, h = \text{cost} \\ C_L, V = \text{cost} \end{cases}$

$$C_L = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

$$h = 3048 \text{ m}, \quad P = P_0 e^{-\frac{3048}{9000}} = 0,875$$

$$V = 62 \text{ m/s}$$

$$C_L = 0,4959 = \text{cost} \quad E = \frac{0,4959}{0,023 + 0,048 \cdot (0,4959)^2} = 12,46$$

$$\frac{X}{\substack{C_L = \text{cost} \\ h = \text{cost} \\ V = \text{cost} \\ C_L = \text{cost}}} = -\frac{E \eta_p}{k_c} \int \frac{dW}{W} = -\frac{E \eta_p}{k_c} \ln \frac{W_2}{W_1} = -\frac{E \eta_p}{k_c} \ln(1 - \xi)$$

$$1 - \xi = e^{-\frac{X k_c}{E \eta_p}} \rightarrow \xi = 1 - e^{-\frac{X k_c}{E \eta_p}} = 0,0458 \rightarrow 4,58\%$$

$$\xi = \frac{W_p}{W_1} \rightarrow W_p = 0,0458 \cdot 13344 \text{ N} = 611 \text{ N} \approx 62 \text{ kg}$$

$V, h = \text{cost}$ ma $E \neq \text{cost}$!

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{\eta_p}{k_c} \frac{1}{T_h} \quad \text{con } T_h = \frac{1}{2} \rho k C_D S + \frac{k W^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = \alpha + \beta W^2$$

$$X = -\frac{\eta_p}{k_c} \int \frac{dW}{\alpha + \beta W^2} = -\frac{\eta_p}{k_c} \frac{1}{\alpha} \int \frac{dW}{1 + \left(\frac{\beta}{\alpha} W\right)^2} = \frac{\sqrt{\frac{\beta}{\alpha}} W = u}{\sqrt{\frac{\beta}{\alpha}} dW = du \rightarrow dW = \sqrt{\frac{\alpha}{\beta}} du}$$

$$= -\frac{\eta_p}{k_c} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{\beta}{\alpha}}} \int \frac{1}{1+u^2} du = -\frac{\eta_p}{k_c} \frac{1}{\sqrt{\beta \alpha}} \left[\arctan\left(\sqrt{\frac{\beta}{\alpha}} W\right) \right]_{W_1}^{W_2} \quad W_2 = W_1 - W_p \quad \xi = \frac{W_p}{W_1}$$

$$= -\frac{\eta_p}{k_c} \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{2} \rho V^2 C_D S \cdot \frac{k}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}}} \left[\arctan\left(\sqrt{\frac{k}{\frac{1}{2} \rho V^2 C_D S}} W_2\right) - \arctan\left(\sqrt{\frac{k}{\frac{1}{2} \rho V^2 C_D S}} W_1\right) \right] \rightarrow W_2 = W_1(1 - \xi)$$

$$= -\frac{\eta_p}{k_c} \cdot 2E_{\text{MAX}} \left[\arctan\left(\frac{1}{C_{L \text{MAX}}} \cdot \frac{W_2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}\right) - \arctan\left(\frac{1}{C_{L \text{MAX}}} \cdot \frac{W_1}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}\right) \right] \rightarrow C_L = 0,4959$$

3) Stessi dati $X = 650 \text{ km}$? ζ frazione di carburante in condizioni di autonomia chilometrica MASSIMA

$$\frac{dW}{dt} = -K_c \cdot P_a = -K_c \frac{P_d}{\eta_p}$$

$$= -\frac{K_c}{\eta_p} T_n \cdot V = -\frac{K_c}{\eta_p} \frac{W}{E} \cdot V$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dX} \cdot \frac{dX}{dt} = -\frac{K_c}{\eta_p} \frac{W}{E} \cdot V \rightarrow \frac{dW}{dX} = -\frac{K_c}{\eta_p} \frac{W}{E}$$

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{\eta_p E}{K_c \cdot W} \rightarrow X_{\text{MAX}} \Leftrightarrow E_{\text{MAX}}$$

$$C_{L \text{ EMAX}} = \sqrt{\epsilon \pi \lambda C_{D0}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = 0,7638$$

$$C_{D \text{ EMAX}} = 2 C_{D0} = 0,056$$

$$E_{\text{MAX}} = \frac{0,7638}{0,056} = 13,16$$

$$X_{\text{MAX}} = -\frac{\eta_p E_{\text{MAX}}}{K_c} \ln(1-\zeta) \quad , \quad -\frac{X_{\text{MAX}} \cdot K_c}{\eta_p E_{\text{MAX}}} = \ln(1-\zeta)$$

$$\rightarrow \zeta = 1 - e^{-\frac{X_{\text{MAX}} K_c}{\eta_p E_{\text{MAX}}}} = 0,043$$

$$\zeta = \frac{W_p}{W_0} \rightarrow W_p = 0,04333 \cdot 13344 \text{ N} = 579 \text{ N} \approx 59 \text{ kg}$$

$$E_{(VE)_{\max}}, C_{L_{(VE)_{\max}}} \text{ e } V_{(VE)_{\max}}$$

Calcoliamo prima la frazione di carburante utilizzabile per la ricognizione

$$\xi = 0,04 \rightarrow W_f = 0,04 \cdot W = 533,76 \text{ N}$$

$$\text{Consumo dei fissi: } 5 \frac{\text{gal}}{\text{us}} \cdot \frac{6 \text{ lb}}{\text{gal us}} = 30 \text{ lb} = 13,61 \text{ Kg} \\ = 133,49 \text{ N}$$

$$W_f' = 533,76 - 133,49 = 400,27 \text{ N}$$

$$\rightarrow W_1 = 13344 - 133,49 = 13210,51$$

$$W_2 = 13344 - 133,49 - 400,27 = 12810,24 \text{ N}$$

$$V_{(VE)_{\max}} = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho C_{L_{(VE)_{\max}}} \sqrt{3 \pi} C_{D0}}} = \sqrt{\frac{13344/16}{0,5 \cdot 0,875 \cdot \sqrt{3} \cdot 0,028/0,048}} = 37,96 \text{ m/s}$$

$$\tau_{\text{MAX}} = - \frac{\eta \rho^2 E_{\text{MAX}}}{K_C V_{(VE)_{\max}}} \left[\text{arctan} \frac{C_{L_2 (VE)_{\max}}}{C_{L_{\text{MAX}}}} - \text{arctan} \frac{C_{L_1 (VE)_{\max}}}{C_{L_{\text{MAX}}}} \right] \\ = - \frac{0,83 \cdot 2 \cdot 13,64}{3,456 \cdot 10^{-7} \cdot 37,96} \left[\text{arctan} \frac{1,2699}{0,7637} - \text{arctan} \frac{1,3097}{0,7637} \right] =$$

$$* C_{L_2 (VE)_{\max}} = \frac{W_2/S}{\frac{1}{2} \rho V_{(VE)_{\max}}^2} = 1,2699$$

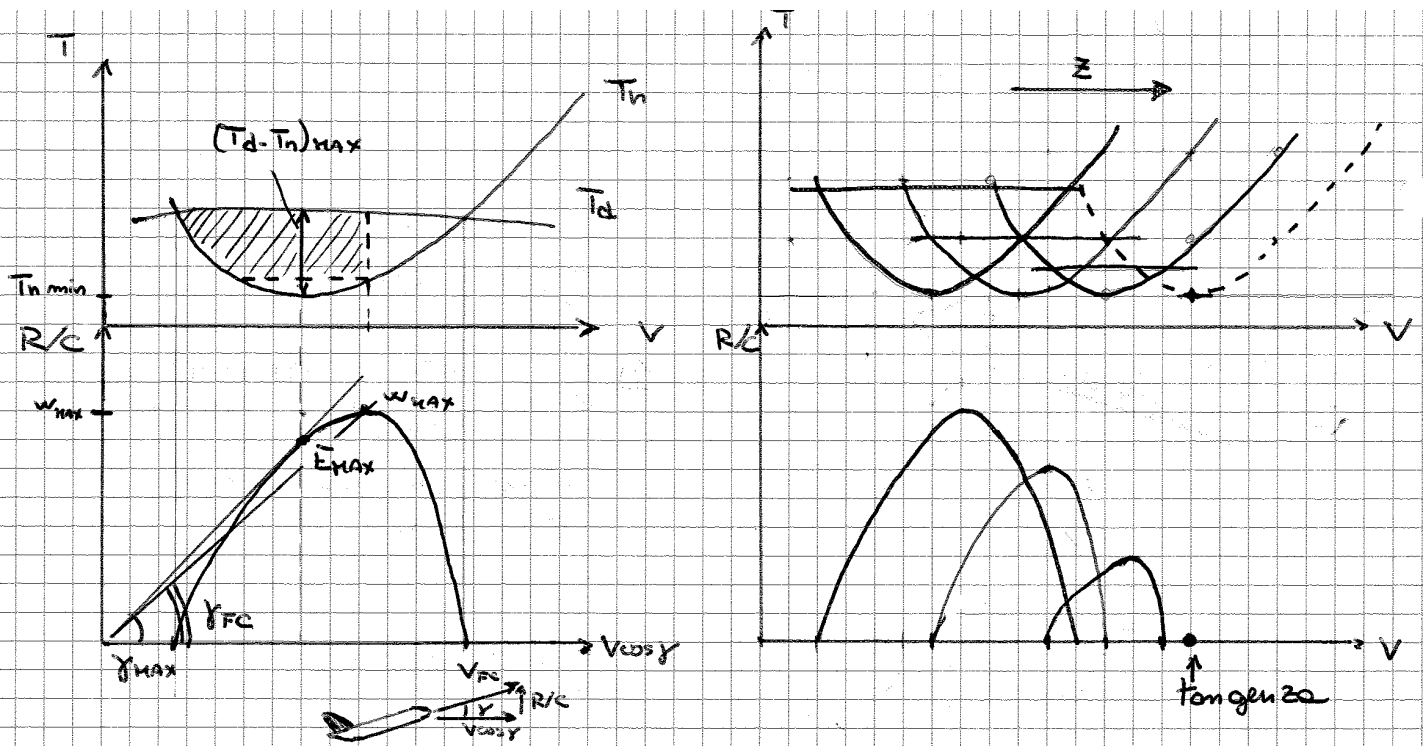
$$C_{L_{\text{MAX}}} = \sqrt{C_{D0}/K} = 0,7637$$

$$C_{D_{\text{MAX}}} = 2 C_{D0} = 0,056$$

$$C_{L_1 (VE)_{\max}} = \frac{W_1/S}{\frac{1}{2} \rho V_{(VE)_{\max}}^2} = 1,3097$$

$$E_{\text{MAX}} = 13,64$$

$$= 10823,7 \text{ s} = 180,39 \text{ min} \approx 3 \text{ ore}$$



SALITA RIPIDA - Steepest Climb Δ

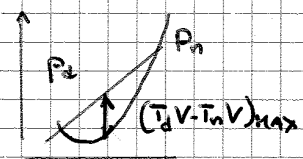
- MASSIMO ANGOLO DI RAMPA
- MASSIMO ECCESSO DI SPINTA $(T_{dmax} - T_{nmin})$ per una data quota

$$\text{sen } \gamma_{sc} = \text{sen } \gamma_{max} = \frac{T_d - T_n}{W} = \frac{T_{dmax}}{W} - \frac{1}{E_{max}} \quad \begin{matrix} \rightarrow C_L = C_{L_{E_{max}}} \\ \rightarrow V = V_{E_{max}} \end{matrix}$$

Operativamente: utile per fasi di volo successive al decollo per superare alti ostacoli o per procedura di salita per crociera sopra zone montuose

SALITA RAPIDA - Fastest Climb \rightarrow

- MASSIMA VELOCITÀ VERTICALE R/C
- MASSIMO ECCESSO DI POTENZA



(area max sul grafico T-v)

$$R/C = V \cdot \text{sen } \gamma = \left(\frac{T_d - T_n}{W} \right) \cdot V = \frac{P_d - P_n}{W}$$

R/C \uparrow se $T_d - T_n \uparrow$
(la V_{vc} è poi una conseguenza)

$h \uparrow$, R/C \downarrow (grafico)

$$R/C_{max} \rightarrow \frac{d(R/C)}{dV} = 0$$

$$\frac{d(R/C)}{dV} = \frac{d}{dV} \left(\frac{T_d}{W} - \frac{T_n}{W} \right) \cdot V \Rightarrow \frac{1}{W} \left(T_d - T_n - \frac{dT_n}{dV} \cdot V \right) = 0$$

$$\rightarrow T_d - T_n - \frac{dT_n}{dV} \cdot V = 0 \quad \text{ricordando che } T_n = AV^2 + BV^{-2}$$

$$\Leftrightarrow T_d - AV^2 - BV^{-2} - 2AV \cdot V + 2BV^{-3} \cdot V = 0$$

$$\rightarrow -3AV^2 + BV^{-2} + T_d = 0 \quad \rightarrow \text{RISOLVENDO } V_{pc} \text{ , poi } \text{sen } \gamma_{pc} \text{ e poi } R/C_{pc}$$

Guglieri pag. 258

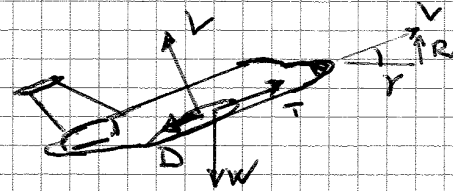
8) $W = 106752 \text{ N}$ $S = 56 \text{ m}^2$ $T_{D \text{ MAX SC}} = 26638 \text{ N}$ (Tot dei 2 motori)
 $C_{D0} = 0,02$ $K = 0,056$

- a) ? colore condizioni di solita RAPIDA a SL e a h_{cr}
 b) ? " " " " RAPIDA " " "

$h_{cr} = 9144 \text{ m}$ $V_{ovisc} = 167,64 \text{ m/s}$

a) STEEPEST CLIMB

$$\begin{cases} L = W \cos \gamma \\ T = D + W \sin \gamma \end{cases} \quad \text{sen } \gamma = \frac{T - T_D}{W}$$



$$\frac{L}{D} = \frac{T}{D} = \frac{W \text{sen } \gamma}{T - W \text{sen } \gamma}$$

$$\text{sen } \gamma_{sc} = \frac{T_{D \text{ MAX}}}{W} - \frac{1}{E_{\text{MAX}}} \quad E_{\text{MAX}} = \frac{\sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}}{2 C_{D0}} = \frac{0,5975}{2 \cdot 0,02} = 14,94$$

Sea Level

$$\text{sen } \gamma_{sc} = \frac{T_{D \text{ MAX SL}}}{W} - \frac{1}{E_{\text{MAX}}} \rightarrow \gamma_{sc} = 10,55^\circ$$

$$V = \sqrt{\frac{W/S \cdot \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho_{sc} C_{L \text{ MAX}}}} = 71,55 \text{ m/s}$$

... a rigore ci mancherebbe il $\cos \gamma$ lì, no?

$$R/C_{sc} = V \text{sen } \gamma_{sc} = 13,10 \text{ m/s}$$

Cruise altitude

$$\text{sen } \gamma_{sc} = \frac{T_{D \text{ MAX SL}} \cdot \sigma}{W} - \frac{1}{E_{\text{MAX}}} = \frac{26638 \cdot e^{-\frac{9144}{3051}}}{106752} - \frac{1}{14,94} = 1,38^\circ$$

$$V_{sc} = \sqrt{\frac{W/S \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho C_{L \text{ MAX}}}}$$

$$\rho = \rho_0 e^{-\frac{9144}{3051}} = 0,446$$

$$= 119,58 \text{ m/s}$$

$$R/C_{sc} = V \text{sen } \gamma_{sc} = 2,88 \text{ m/s}$$

b) FASTEST CLIMB

$$\rightarrow R/C_{\text{MAX}} = \frac{(P_D - P_N)_{\text{MAX}}}{W}$$

$$R/C_{\text{MAX}} \rightarrow \frac{d(R/C)}{dV} = 0$$

→ PROCEDURA per determinare le condizioni di SALITA RAPIDA

$$\frac{d(R/C)}{dV} = 0 \quad \frac{d}{dV} \left(\frac{T_d - T_n \cdot V}{W} \right), \quad \text{con } T_n = AV^2 + BV^{-2}$$

• Risolvi e trovi $V_{FC} = \sqrt{\frac{T_d + \sqrt{T_d^2 + 12AB}}{6A}}$

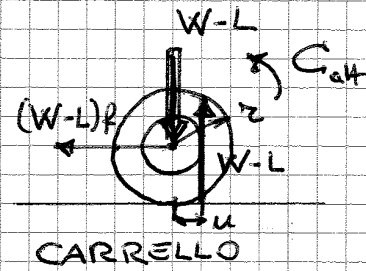
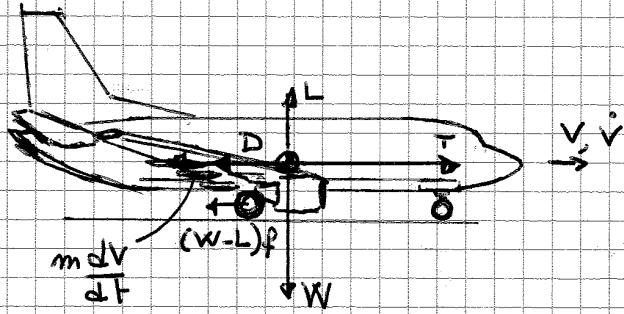
• Sostituisci tutte le cose e hai V_{FC}

• $\text{sen } \gamma = \frac{T_d - T_n}{W} = \frac{1}{W} \left(T_{d \text{ MAX}} \cdot 0 \cdot \pi - AV_{FC}^2 - BV_{FC}^{-2} \right)$

→ γ_{FC}

• $R/C_{FC} = V_{FC} \cdot \text{sen } \gamma_{FC}$ boom!

1) Foce di RULLAGGIO



$$\rightarrow T = D + (W-L)f + m \frac{dv}{dt}$$

$$m \frac{dv}{dt} = T - D - (W-L)f$$

$$= T - \frac{1}{2} \rho v^2 S (C_{D0} - f C_{LR}) - fW$$

μ = parametro attrito volvente
 $f_v = \frac{\mu}{r}$ coeff. attrito volvente

$$C_{att} = (W-L) \mu$$

COPPA RESISTENTE

→ RIDUCIAMO LA COPPA A UNA FORZA AL CENTRO DELLA RUOTA

$$\frac{C}{r} = (W-L) \frac{\mu}{r} = \underline{\underline{(W-L)f}}$$

Bisogna trovare il valore

OTTIMALE di C_{LR} che minimizzi

la RESISTENZA TOTALE $\left\{ \begin{array}{l} \text{aerodinamica} \\ \text{avanzamento sulla pista} \end{array} \right.$

$$R_{TOT} = D + f(W-L) = \frac{1}{2} \rho v^2 S (C_{D0} - f C_{LR}) + fW$$

$$= \frac{1}{2} \rho v^2 S (C_{D0} + k C_{LR}^2 - f C_{LR}) + fW$$

$$\frac{dR}{dC_{LR}} = 2 \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 S k C_{LR} - \frac{1}{2} \rho v^2 S f = 0$$

$$C_{LR} = \frac{f}{2k}$$

bisogna far sù che con FLAPS e SLATS aperti il C_L in rullaggio sia \pm questo

$C_{LR} \uparrow$ $\left\{ \begin{array}{l} D_i \uparrow \\ \text{ma } L \uparrow \uparrow \Rightarrow F_{ATT} \downarrow \downarrow \end{array} \right.$

Sostituiamo il C_{LR} ottimale nell'equazione di equilibrio orizzontale (riscriviamo la massa come $m = \frac{W}{g}$)

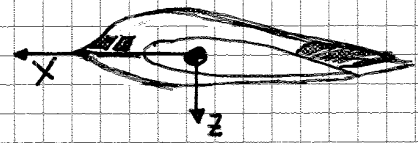
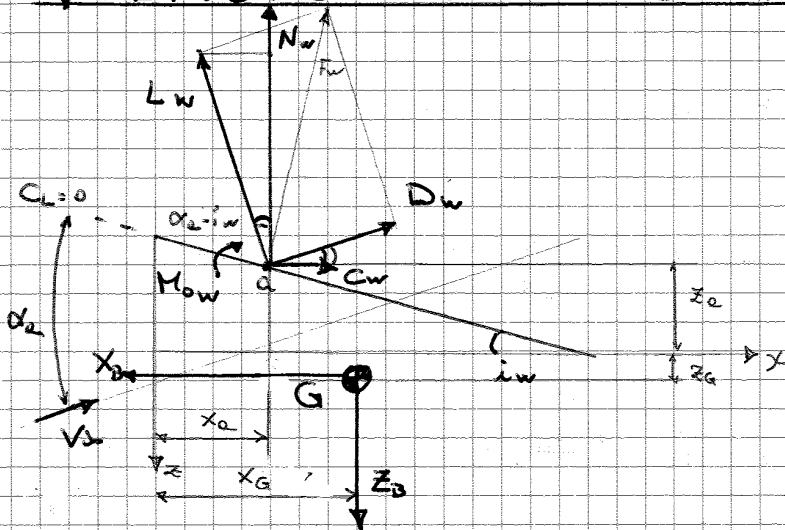
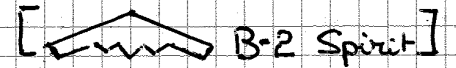
$$\frac{W}{g} \frac{dv}{dt} = T - \frac{1}{2} \rho v^2 S (C_{D0} + k C_{LR}^2 - f C_{LR}) - fW$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{g}{W} \left[T - \frac{1}{2} \rho v^2 S \left(C_{D0} + k \frac{f^2}{4k^2} - f \frac{f}{2k} \right) - fW \right]$$

$$= \underbrace{g \left(\frac{T}{W} - f \right)}_a - \underbrace{\frac{1}{2} \frac{\rho g}{W/S} \left(C_{D0} - \frac{f^2}{4k} \right)}_b v^2$$

EQUILIBRIO E STABILITÀ STATICA LONGITUDINALE

VELIVOLO SENZA CODA



Forza aerodinamica F_w sull'ala esercitata nel punto $q \rightarrow$ Fuoco. Scomponiamo F_w in L_w e D_w , quindi la scomponiamo secondo gli assi CORPO:

$$N_w = L_w \cos(\alpha_2 - i_w) + D_w \sin(\alpha_2 - i_w) \approx L_w + D_w(\alpha_2 - i_w)$$

$$C_w = D_w \cos(\alpha_2 - i_w) - L_w \sin(\alpha_2 - i_w) \approx D_w - L_w(\alpha_2 - i_w)$$

poiché $\alpha_2 - i_w \ll 1 \text{ rad}$

• Considerando che $D_w \ll L_w$

$$\rightarrow N_w = L_w$$

$$C_w = D_w - L_w(\alpha_2 - i_w)$$

$$\odot M_{G,w} = N_w(x_g - x_a) + C_w(z_a + z_g) + M_{0,w}$$

$$\rightarrow M_{G,w} = L_w(x_g - x_a) + D_w(z_a + z_g) - L_w(\alpha_2 - i_w)(z_a + z_g) + M_{0,w}$$

Possiamo ora ai coefficienti ADIMENSIONALI

(C_{M_a} = coeff. momento di beccheggio)

$$C_{M_a} = C_{L_w} \frac{(x_g - x_a)}{c} + C_{D_w} \frac{(z_a + z_g)}{c} - C_{L_w}(\alpha_2 - i_w) \frac{(z_a + z_g)}{c} + C_{M_{0,w}}$$

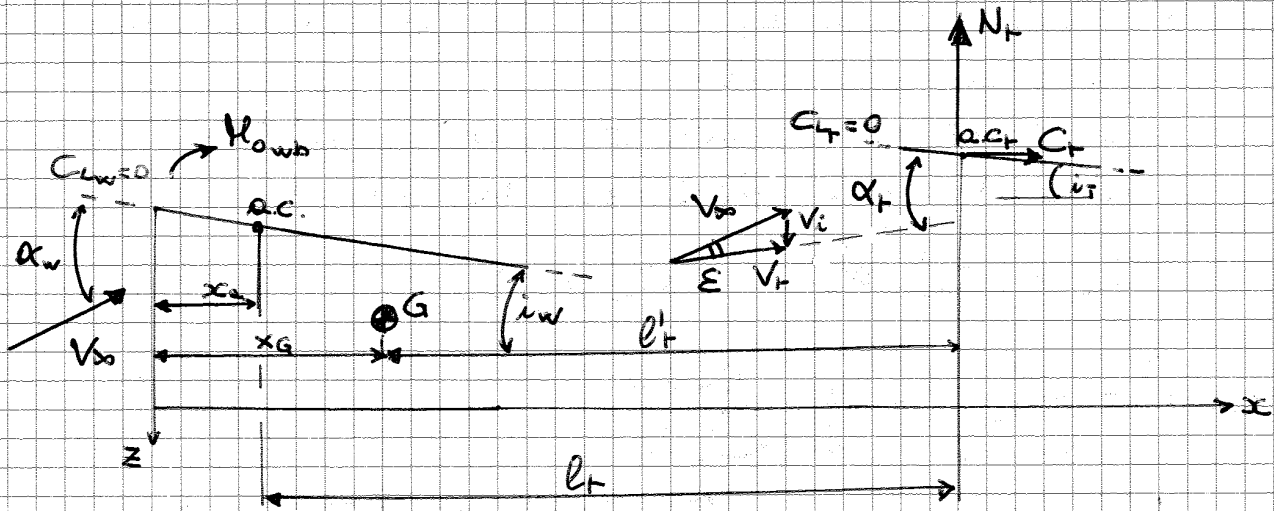
$$= C_{L_w} \frac{(x_g - x_a)}{c} + \underbrace{[C_{D_w} - C_{L_w}(\alpha_2 - i_w)]}_{\text{WING DRAG TERM} \approx 0} \frac{(z_a + z_g)}{c} + C_{M_{0,w}}$$

\rightarrow contributo della resistenza e momento di beccheggio

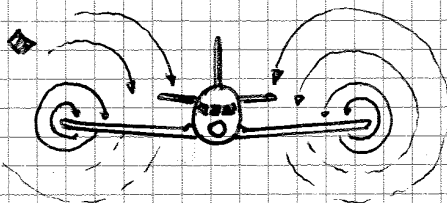
$$\rightarrow \boxed{C_{M_a} = C_{L_w} \frac{(x_g - x_a)}{c} + C_{M_{0,w}}} \leftarrow$$

EQUILIBRIO E STABILITÀ STATICA LONGITUDINALE

VELIVOLO COMPLETO (ALA + FUSOLIERA + CODA)



◆ $i_t < i_w$: colettamento tail < colettamento wing



I vortici dell'ala danno un effetto DOWNWASH a valle

→ i piani di coda non sentono una V_a indisturbata!

$V_{tail} \rightarrow \vec{V}_T = \vec{V}_a + \vec{V}_i$ ⇒ VELOCITÀ EFFETTIVA SUL TAIL

↑
VELOCITÀ INDOTTA

◆ $\eta_{tail} = \frac{V_T^2}{V_a^2} \begin{cases} > 1 : \text{elica investe il tail} \\ = 1 : \text{differenze trascurabili} \\ < 1 : \text{tail è nella scia dell'ala} \end{cases}$

◆ ϵ : angolo di DOWNWASH

◆ $M_{qt} \approx 0$ (momento focale del tail, $\bar{e} = 0$ se ha profilo simmetrico)

• Contributo dei piani di coda al momento di beccheggio:

⊙ $M_{qt} \approx -N_t l'_t \approx -L_t l'_t$

$C_{M_{qt}} = \frac{M_{qt}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S c_{mm}}$

▲ S: superficie ALARE
c: corda ALARE

NON DEI PIANI DI CODA

(Quando si odimensionalizza si usa SEMPRE S e c dell'ALA)

$$a) C_{M\alpha} = C_{M_{0wb}} + C_{L_{overs}} \frac{x_G - x_a}{c} - C_{L_T} \bar{V} + C_{MP}$$

EQUILIBRIO: $C_{M\alpha} = 0$

STABILITÀ: $\frac{\partial C_{M\alpha}}{\partial \alpha} = C_{M\alpha} < 0$

Deriviamo la a)

$$C_{M\alpha} = \frac{\partial C_{M\alpha}}{\partial \alpha} = 0 + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \frac{x_G - x_a}{c} - \frac{\partial C_{L_T}}{\partial \alpha} \bar{V} + \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha}$$

$$C_{M\alpha} = a \frac{x_G - x_a}{c} - a_T \bar{V} \quad \text{trascuriamo } C_{MP}$$

Per ottenere le condizioni di stabilità: $C_{M\alpha} = 0$

$$a \frac{x_G - x_a}{c} - a_T \bar{V} = 0$$

$$\boxed{\frac{x_G}{c} = \frac{x_a}{c} + \frac{a_T \bar{V}}{a} = \frac{x_N}{c}}$$

PUNTO NEUTRO
= fuoco del
velivolo

estrainiamo $\frac{x_a}{c} = \frac{x_N}{c} - \frac{a_T \bar{V}}{a}$ e sostituiamolo
nell'equazione del $C_{M\alpha}$:

$$C_{M\alpha} = a \frac{x_G}{c} - a \frac{x_N}{c} + \cancel{a} \frac{a_T \bar{V}}{a} - \cancel{a_T} \bar{V}$$

$$\rightarrow C_{M\alpha} = a \frac{x_G - x_N}{c} \quad \text{MARGINE STATICO}$$

Stabilità:

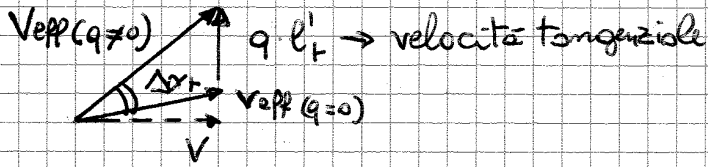
$$C_{M\alpha} < 0 \Leftrightarrow x_G - x_N < 0 \Leftrightarrow x_G < x_N$$

Quindi:

- PER AVERE STABILITÀ STATICA IL BARICENTRO DEV'ESSERE AVANZATO RISPETTO AL PUNTO NEUTRO
- SE IL BARICENTRO ARRETRA FINO AL PUNTO NEUTRO SI HA UNA STABILITÀ MARGINALE
→ VELIVOLO NE' STABILE NE' INSTABILE

$$\Delta \alpha \rightarrow \Delta C_L = C_{L\alpha} \cdot \Delta \alpha + C_{L\delta} \cdot \Delta \delta + C_{Lq} \cdot q$$

$$\rightarrow \Delta C_{M\alpha} = C_{M\alpha} \cdot \Delta \alpha + C_{M\delta} \cdot \Delta \delta + C_{Mq} \cdot q$$



$$\Delta \alpha_T \approx \frac{q \cdot l_T}{V}$$

Introduciamo ora delle grandezze ADIMENSIONALI per avere derivate adimensionali

$$\bullet \hat{q} = \frac{q}{V/c/2} = \frac{qc}{2V}$$

VELOCITÀ ADIMENSIONALE DI BECCHEGGIO

$$\bullet t^* = \frac{V}{c/2}$$

Tempo in cui l'aereo percorre mezza corda

$$C_{Lq} = \frac{\partial C_L}{\partial \hat{q}}$$

$$C_{Mq} = \frac{\partial C_M}{\partial \hat{q}}$$



DERIVATA DI SMORZAMENTO : $C_{Mq} < 0$ per $q > 0$
 Smorzamento del moto OSCILLATORIO attorno all' α_0 di beccheggio

(nel moto vario del velivolo ha il ruolo dello smorzatore nei sistemi dinamici del 2° ordine)

→ EFFETTO DEGLI STABILIZZATORI → OPFORSI ALLA ROTAZIONE

Per un velivolo convenzionale i contributi dominanti sono (oppunto) quelli delle superfici di coda che vedono una VELOCITÀ TANGENZIALE + ALTA

→ bassa superficie ma alto braccio rispetto al baricentro

$$C_{Lq} = C_{Lq \text{ fusoliera}} + C_{Lq \text{ ALA}} + C_{Lq T}$$

$$C_{Mq} = C_{Mq \text{ fus.}} + C_{Mq \text{ ALA}} + C_{Mq T}$$

Riassumendo

- disturbo $\Delta\alpha$, per esempio rollio ascendente
- induce velocità di beccheggio $q > 0$
- incremento di $L_f \rightarrow$ momento picchiante

Se l'aereo è STATICAMENTE STABILE

$C_{m_q} < 0 \rightarrow$ MOMENTO PICCHIANTE RIPORTA IL
VELIVOLO IN ASSETTO

- ADIABATICA $p v^k = p_0 v_0^k$ $k = \frac{c_p}{c_v}$

- POLITROPICHE $p v^m = p_0 v_0^m$ $m =$ rapidità di passaggio da isoterma ($n=1$) a adiabatica

$k = 1,66$ MONOATOMICI

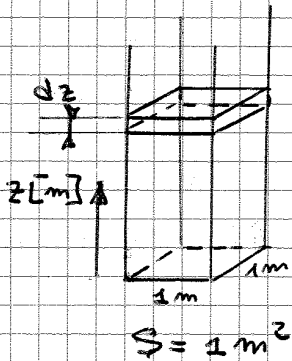
$k = 1,4$ BIATOMICI

$k = 1,33$ PLURIATOMICI

- Legge di STEVINO

• PESO DI COLONNA D'ARIA

Prendiamo un elemento infinitesimo di spessore dz .



• peso dell'elem: $\gamma S dz$

• diminuzione di p passando da quota z a quota $z + dz$: γdz

$dp = - \gamma dz$... quando uno è piccolo $dp = - \rho g dz$

sistema tecnico $[p] = \frac{kg}{m^2}$

sistema internazionale $[p] = \frac{N}{m^2} = Pa$

- Stevino + eq. gas perfetti \rightarrow FORMULA DI LAPLACE
 \downarrow
 QUOTE VERE

MECCANICA del VOLO 5/03/2013

QUOTE VERE

occorrente: TERMOMETRO $\rightarrow T$ BAROMETRO $\rightarrow p$

$dz = - \frac{dp}{\gamma} = - \frac{R}{M} T \frac{dp}{p}$

Si può integrare a tratti [+ sono piccoli gli intervalli + è preciso il calcolo]

$T_m = \frac{T_n + T_{n+1}}{2}$

$\int_1^2 dz = - \frac{R}{M} T_m \int_1^2 \frac{dp}{p}$

$\rightarrow z_2 - z_1 = - \frac{R}{M} T_m \ln\left(\frac{p_2}{p_1}\right) = \frac{R}{M} T_m \ln\left(\frac{p_1}{p_2}\right)$

Mi dice QUANT'E' LA VARIAZIONE DI QUOTA.

$$\frac{dT}{dz} = -h = -0,0065 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{m} \quad 1^\circ\text{C ogni } 154 \text{ m}$$

Convenzione di Parigi 13/10/1919 → def. ISA

▷ $z=0$ $P_0 = 760 \text{ mm Hg}$ $T_0 = 288 \text{ K}$ $[15^\circ\text{C}]$

▷ TROPOPAUSA *

$z^* = 11000 \text{ m}$ $T^* = 216,5 \text{ K}$ $[-56,5^\circ\text{C}]$

▷ Legge di variazione di p e γ

$$dp = -\gamma dz \quad \frac{dT}{dz} = -h$$

$$p = \gamma \frac{R}{M} T$$

dividendo
membro a
membro

$$\frac{dp}{p} = -\frac{M}{R} \frac{dz}{T} \quad T = T_0 - hz$$

$$\frac{dp}{p} = -\frac{M}{R} \frac{dz}{T_0 - hz} = -\frac{M}{hR} \frac{d(hz)}{T_0 - hz} = \frac{M}{hR} \frac{d(T_0 - hz)}{T_0 - hz}$$

$$\int_0^z \frac{dp}{p} = m \int_0^z \frac{d(T_0 - hz)}{T_0 - hz}$$

$$m = \frac{M}{hR} = \frac{29}{0,0065 \cdot 32} = 5,2561$$

$$\ln \frac{p}{p_0} = m h \ln \left(\frac{T_0 - hz}{T_0} \right) \rightarrow \frac{p}{p_0} = \left(\frac{T_0 - hz}{T_0} \right)^m$$

→ POLITROPICA

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{m}{m-1}}$$

$$m = \frac{m}{m-1} \rightarrow m = \frac{m}{m-1} = 1,235$$

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{p}{p_0} \frac{T_0}{T} \rightarrow \frac{\gamma}{\gamma_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{m-1} \rightarrow 4,2561$$

Tutto questo nella TROPOSFERA

$$\frac{p}{\gamma} = \frac{p^*}{\gamma^*} \quad \frac{\gamma}{\gamma^*} = \frac{p}{p^*} = e^{-\left(\frac{z-z^*}{H^*}\right)}$$

VISCOSITÀ e polle visio

$$\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y}$$

μ = VISCOSITÀ DINAMICA

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \rightarrow \text{VISCOSITÀ CINEMATICA}$$

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{V L}{\nu}$$

QUOTE BAROMETRICHE

ALTIMETRO

QNE : $p_0 = 760 \text{ mmHg}$ L'ALTIMETRO SEGNA 0 ft QUANDO LA PRESSIONE ESTERNA (STATICA) È p_0

• ALTIMETRO SEGUE LA CURVA DI STATO, che è Ξ e curva ISA.

Qual è la differenza tra quota VERA e quota barometrica?

→ In quota non c'è l'atmosfera ISA!

→ ERRORE TRA QNE e quote vere:

• AL DECOLLO SI HA $p_0' = p_0 \pm 20 \text{ mmHg}$

I 1013 mbar non ci sono QUASI MAI! Dipende dal tempo,

$$\left(\frac{dp}{dz}\right)_0 = -\gamma_0 = -0,12 \text{ mbar/m} \quad \text{[ISA]}$$

$$\left(\frac{dz}{dp}\right)_0 = \left|\frac{1}{0,09}\right| = 11,05 \text{ m/mmHg} = 8,29 \text{ m/mbar}$$

PER OGNI mbar DI SCOSTAMENTO DELLA p DALLA p_{ISA} HO UN ERRORE DI 8,29 m!!

→ con 20 mmHg di scostamento (che sono molto pochi) sono già fuori di $\sim 200 \text{ m!!}$

CONTANDO ANCHE L'EFFETTO DELLA T (che non sarà 15°C) L'INDICAZIONE DI QUOTA PEGGIORA ANCORA!

TARATURA QNH: metto la pressione al suolo "traslata" al livello del mare

QFE Metto 700 nell'altimetro → quota zero al suolo

QNH Metto 730 nell'altimetro → sulla pista mi dai la quota rispetto al mare!

↓
SOTTO IL LIVELLO DEL SUOLO SI

HA LA CURVATURA STANDARD
→ legge di variazione standard $\frac{dz}{dp}$ [tipo 2ft/1in]

QFF: sotto al livello del suolo si usa l'andamento del suolo, poi si trasla la curva ISA

↓
andamento reale del SUOLO ← TEMPERATURA
← UMIDITA'
← STAGIONE...

Curve reali

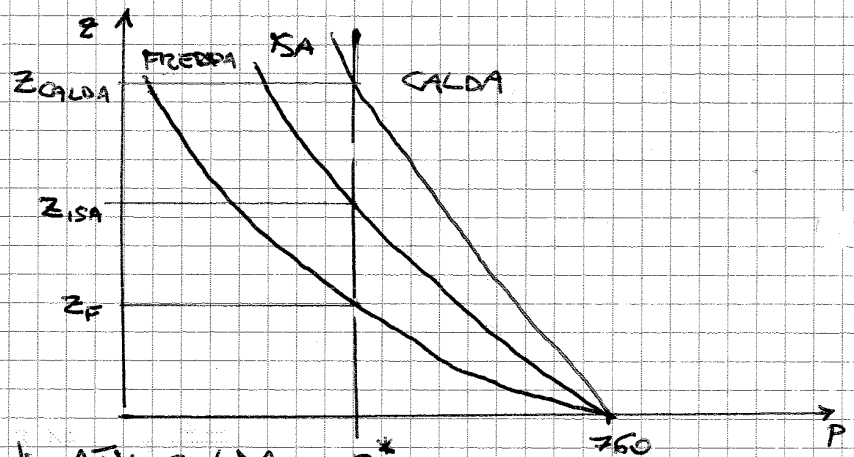
$p(z)$ $T = T(z) \neq ISA$

$$\frac{dT}{dz} = h$$

$$\frac{dp}{dz} = -\rho_0 \frac{T_0}{T}$$

$$T \geq T_0 \Rightarrow \frac{dp}{dz} \leq$$

$$\frac{dz}{dp} = -\frac{T}{\rho_0 T_0}$$



ERRORI nella quota e curve di ATM CALDA e P*
TROPOSFERA
ATM FREDDA

$$T_0' \neq T_0$$

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{T_0 - hz}{T_0} \right)^m$$

$$\frac{T_0 - hz}{T_0} = \frac{T_0' - hz'}{T_0'} \quad (p^* \rightarrow \text{costante})$$

$$1 - \frac{hz}{T_0} = 1 - \frac{hz'}{T_0'} \Rightarrow \frac{z}{T_0} = \frac{z'}{T_0'}$$

$$\frac{\Delta z}{z} = \frac{\Delta T}{T_0}$$

$$\frac{T_0 - T_0'}{T_0} = \frac{z - z'}{z} \quad \frac{T_0'}{T_0} = \frac{z'}{z}$$

MECCANICA DEL VOLO

12/03/2013

MISURA DELLA VELOCITÀ

$$q = P^{\circ} - P_a \quad P_a = \text{pressione ambiente, aria indisturbata}$$

● FLUIDO INCOMPRESSIBILE ●

$$M < 0,3$$

$$V < 250 \text{ Kts} = 463 \text{ Km/h} = 129 \text{ m/s}$$

quote relativamente basse

Equazioni di Eulero

$$dp + \rho V dV = 0$$

INCOMPRESSIBILE $\rho = \text{cost}$

→ Bernoulli $P + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{cost} = P^{\circ}$

$$\text{i) } \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0$$

$$\text{ii) } \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \vec{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla P + \vec{g}$$

$$\text{iii) } \frac{\partial E}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla E = -\frac{1}{\rho} \nabla \cdot (\rho \vec{V}) + \vec{g} \cdot \vec{V}$$

$$P_a + \frac{1}{2} \rho V^2 = P^{\circ} \rightarrow \frac{1}{2} \rho V^2 = P^{\circ} - P_a = q$$

questo nel Pitot
isentropico

$$(1) \quad V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \rightarrow \text{VALIDA} \Leftrightarrow$$

- TRASF. ISENTROPICA
- P° VERA
- P_a " , aria indisturbata
- ρ " "

$V \rightarrow$ TAS

$$q = P_T - P_a \quad \rho = \rho_a$$

$$V_T = \sqrt{\frac{2q \cdot \rho_a}{\rho_a \rho_a}} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_a}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$$

$$\sigma = \frac{\rho_a}{\rho} \quad [\sigma \text{ SUL LIBRO}]$$

E.A.S.

→ q sentita da PITOT STAT
→ P_a : QUADRANTE TARATO IN BASE A QUESTA ρ

$$EAS = TAS \sqrt{\sigma}$$

● FLUIDO COMPRESSIBILE ●

$$\rho \neq \text{cost}$$

$$\frac{P}{\rho^{\gamma}} = \text{cost} \quad K = \frac{C_p}{C_v} = 1,4$$

$$EAS = TAS \sqrt{\delta} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{P_a}{P_a} \left[\left(\frac{q_c}{P_a} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \cdot \sqrt{\delta} \quad (4'')$$

$$\frac{P_a}{P_a} \cdot \frac{P_a}{P_0} \rightarrow \frac{P_a}{P_0}$$

$$\rightarrow (4') \quad EAS = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{P_a}{P_0} \left[\left(\frac{q_c}{P_a} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

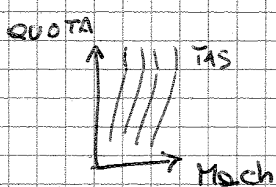
Tra la CAS e la EAS si tiene anche conto degli errori di compressibilità

IAS \neq EAS $\times k$ e sono 900 errori di mezzo

- q_c + definizioni:
- I) QUOTA BARICA P_a
 - II) TEMPERATURA AMBIENTE T_a
 - III) TRASF. DI ARRESTO

$$I) + III) \rightarrow M \quad + III) \Rightarrow c \quad \Rightarrow \text{TAS}$$

Diagramma

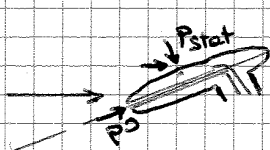


3 famiglie di curve
 \rightarrow TAS
 \rightarrow CAS
 \rightarrow EAS

NON INTERESSANO AL PILOTA!

LA IAS DIPENDE DAL VELOVOLO

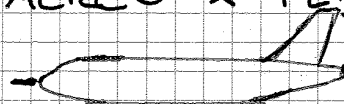
• ERRORE DI POSIZIONE della presa di pressione statica
 - Il pitot, anche se inclinato di $25^\circ - 30^\circ$ rispetto alla corrente da una CORRETTA p^0 .



LA $P_{statica}$ invece non è corretta!!!

TARARE L'ANEMOMETRO - AEREO X FLIGHT TEST

- NOSE BOOM
- TAILING DEVICE



\rightarrow come trainato dietro all'aereo

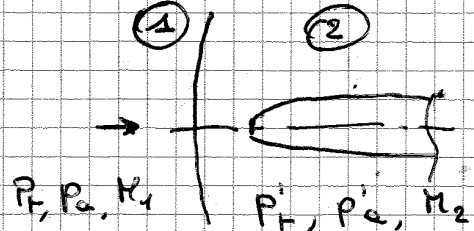
$$\frac{P^0 - P_a}{P_a} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1$$

$$\frac{P^0}{P} - \frac{P}{P} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \quad (5)$$

Comprimibile
Subsonico

SUPERSONICO

$M = f(P_a, P_a)$ ONDE D'URTO



② VALLE URTO : isentropica

$$\frac{P^{01}}{P_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_2^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{P_1}{P_2} = \left[1 + \frac{2k}{k+1} (M_1^2 - 1) \right]$$

$$M_2^2 = \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}{k M_1^2 - \frac{k-1}{2}}$$

Relazioni

MONTE - VALLE

[vedi aerodinamica]

$$\frac{P^{01} - P_a}{P_a} = \left\{ 1 + \frac{k-1}{2} \left[\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}{k M_1^2 - \frac{k-1}{2}} \right] \right\}^{\frac{k}{k-1}} \left[1 + \frac{2k}{k+1} (M_1^2 - 1) \right]$$

$$\frac{P^{01} - P_a}{P_a} = \left\{ \frac{\left(\frac{k+1}{2} M^2 \right)}{\left[\frac{2k M^2 - (k-1)}{k+1} \right]^{1/k-1}} - 1 \right\}$$

$$\frac{P^{01} - P_a}{P_a} = \frac{\left(\frac{k+1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}{\left[\frac{2k M^2 - (k-1)}{k+1} \right]^{\frac{1}{k-1}}} - 1 \quad (6)$$

COMPRESSIBILE
SUPERSONICO

⑤ Se $\frac{q_c}{P_a} = 0 \rightarrow 0,8929 \rightarrow M = 0 \rightarrow 1$

⑥ $\frac{q_c}{P_a} > 0,8929 \rightarrow M > 1$

Operazione
fatta dal
MACHMETRO

FUSO: a seconda che la sezione moestra sia r avanti o $+$ indietro varia il C_{D_0} .

$$C_{D_0} = 0,085 \div 0,045 \quad (A)$$

$$\text{Coeff. di forma} = \frac{C_{D \text{ fusso}}}{C_{D \text{ fusoliera}}} = \frac{0,065}{0,10}$$

$$D_{TOT} = D_{ALA} + D_{FUSOLIERA} + D_{IMPENNAGGI} + D_{INTERFERENZA}$$

MODIFICA DEL FLUSSO

$$\frac{V_{locale}^2}{V_{\infty}^2} = F \text{ (fattore d'interf.)}$$

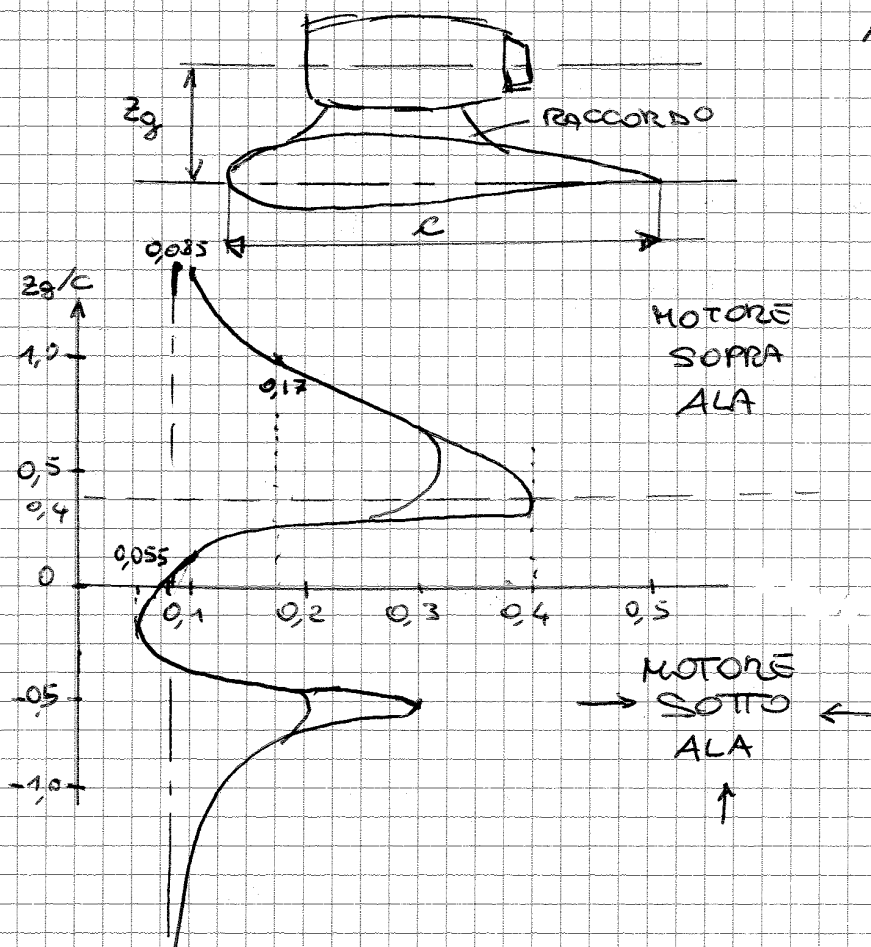
$$C_{D_s} = \sum_i C_{D_i} \cdot \frac{S_i}{S_{REF}} \cdot F_i$$

sup. riferimento
 → SUP. PIANTA ALA
 × VOLUME
 ALA

$C_{D_0} = 0,020$
 AEREI CLASSICI RIFERITO ALLA SUP. IN PIANTA DELL'ALA

Esempio: GONDOLA MOTORE

Aereo russo tipo Beiev 200



NACA 6 CIFRE

65₂-413

$$13 = 100 \frac{t_{max}}{c} \rightarrow \frac{t}{c} = 13\%$$

6 = FAMIGLIA → tipo di linea d'asse

$$5 \rightarrow 0,5 \cdot c \rightarrow \frac{x_t}{c} = 0,5$$

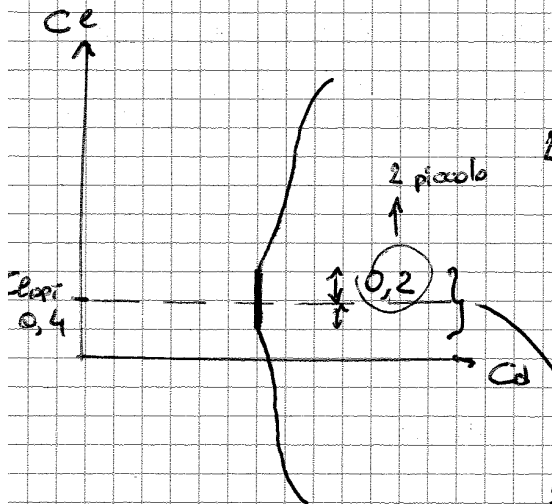
ASCISSA %
SPESORE MAX

$$5 = 10 \frac{x_{p_{min}}}{c}$$

$p_{min} \rightarrow$ TRANSIZIONE STRATO LIMITE

AL 50% della corda

PROFILI LAMINARI
↓
ALIANTI



$$4 = 10 C_{e_{opt}}$$

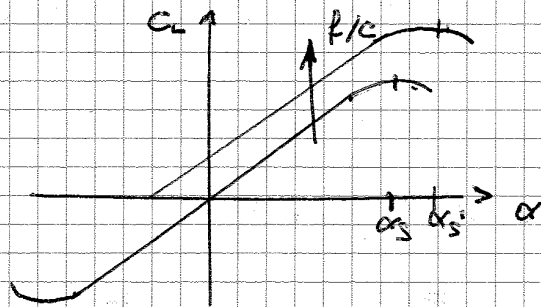
→ C_e OPTIMUM A FINI DELLA RESISTENZA È 0,4.

BOLLA LAMINARE → D MINIMA !!

$$2 = \pm 10 \Delta C_{e_{MH}}$$

La famiglia fornisce l'ascissa di MAX INARCAMENTO e il tipo di linea d'asse

EFFETTO DELL'INARCAMENTO



$$\frac{t}{c} \uparrow \Rightarrow C_{L_{MAX}} \uparrow, \alpha_s \uparrow$$

$$0012 \rightarrow C_H = 0$$

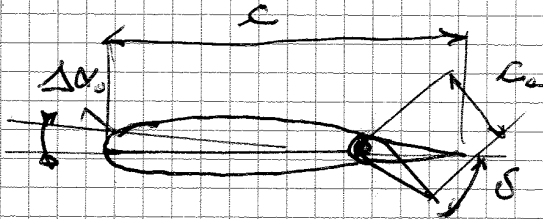
EFFETTO SPESORE

$$\frac{t}{c} \uparrow \rightarrow C_{L_{MAX}} \uparrow, C_D \uparrow, \alpha_s \uparrow$$

$C_H =$ $\begin{cases} 0 & \text{SE SIMMETRICO} \\ \uparrow & \text{SE NON SIMMETRICO} \end{cases}$

(vedere aerodinamica x i vari tipi di SLATS e FLAPS)

$$\Delta C_{D0} + \Delta C_{M0}$$

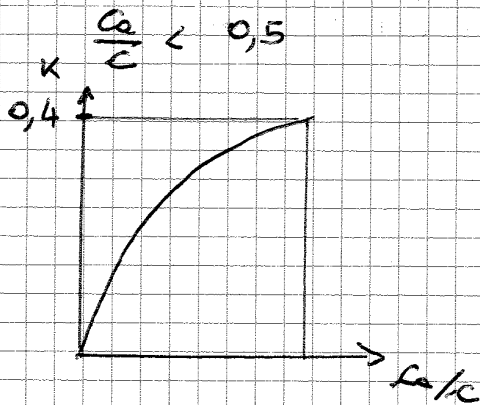


c_a = corda sup. mobile

EQUILIBRATORE / ALA CON FLAP

$$\Delta \alpha_0 = k \sin \delta \approx k \delta$$

$$k = 0,40 \left(1 - e^{-\frac{c_a}{c}} \right)$$



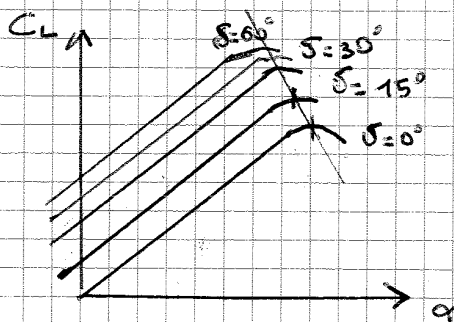
RUOTIAMO DI $\delta = 20^\circ$?
 → L'ALA (O STABILIZZATORE)
 RUOTA DI 7° .

$$\Delta C_L = C_L' k \delta$$

$$\Delta C_{D0} = 0,5 \frac{c_a}{c} \sin^2 \delta$$

20/03/2013

IPERSOSTENTATORI BORDO DI FUGA

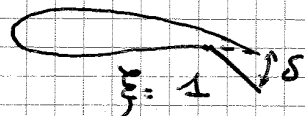


→ in realtà un po' si riduce α STALL

NACA 2412

Una deflessione eccessiva non porta +
 Così tanto giovamento

SPLIT FLAP



RUOTO UN PEZZO DI VENTRE

Riassumendo:

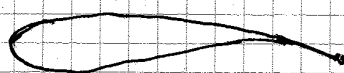
- PER I FLAP CHE AGISCONO COME ALIETTONI

$$\Delta C_{D0} = 0,5 \frac{c_a}{c} \sin^2 \delta$$

$$\Delta C_{M0} = -H \sin \delta$$

$$H = 1,30 \left(\sqrt{\frac{c_a}{c}} - \frac{c_a}{c} \right)$$

ZAP FLAP



FLAP FOWLER



$$E_{max} = \frac{\sqrt{e\pi\lambda} C_{D0}}{2C_{D0}} = \sqrt{\frac{e\pi\lambda}{4C_{D0}}}$$

$$C_{D0} \downarrow \Rightarrow E_{max} \uparrow$$

ORA inizia Meccanica del volo

VOLO LIBRATO

→ VOLO SENZA MOTORE ⇒ ALIANTE

Ci interessa avere l'efficienza massima!

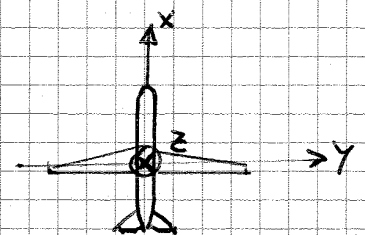
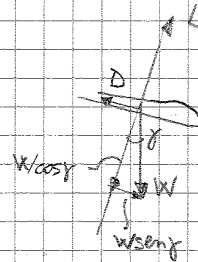
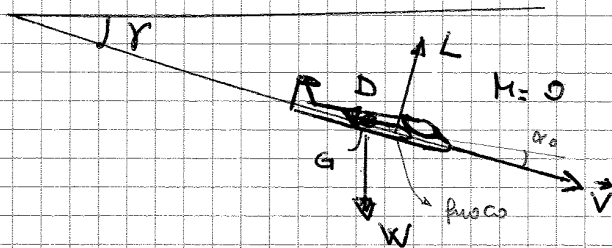
⇒ ALI DI ALTO ALLUNGAMENTO

- ARIA CALMA → volo SOLO in discesa (no correnti ascendenti) con bassi angoli γ di discesa

facendo gli equilibri

$$L = W \cos \gamma$$

$$D = W \sin \gamma$$



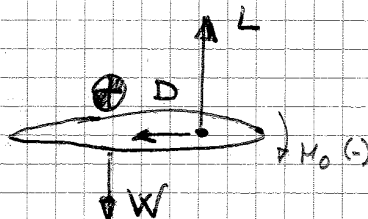
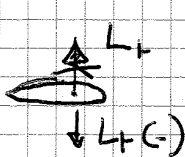
z entrante, terna destrorsa

$$M_0 \text{ positivo} = M_0 \vec{j}$$

r = tail

$M = 0$
beccheggio

$$\Sigma F = 0$$

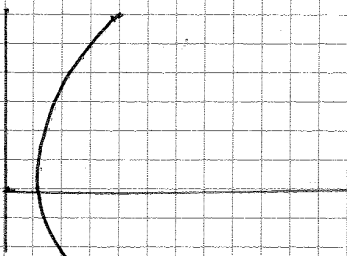


Equilibrio alla rotazione di beccheggio

$$W = L - L_t$$

$$L = W + L_t$$

PER STABILIZZARE IN QUESTO CASO LO STABILIZZATORE È DEPORTANTE



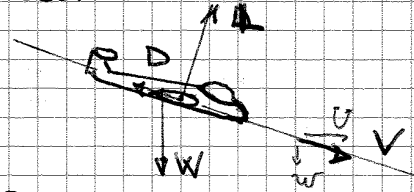
$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = E = \frac{W \cos \gamma}{W \sin \gamma} = \frac{1}{\tan \gamma}$$

→

Tornando al volo librato in discesa

equilibrio
 // traiettoria
 ↓

RESISTENZA EQUILIBRATA DAL PESO
 → SI GARANTISCE AVANZAMENTO A $V = \text{cost}$



1) $D = W \sin \gamma$

2) $L = W \cos \gamma$
 $= \frac{1}{2} \rho_0 \delta V^2 C_L S$
 $= \frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 C_L S$

$\delta = \frac{\rho}{\rho_0}$

TAS = EAS $\cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}}$

↳ se abbiamo corretto errore posizione delle sonde...

→ $V = \sqrt{\frac{W/S \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho_0 C_L}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}}$

$U = V \cos \gamma$
 $W = V \sin \gamma$

w = VELOCITÀ VERT.
 W = PESO

⚠ NON CONFONDERE W - PESO e } dipende dal contesto
 W - COMPONENTE VERTICALE VELOCITÀ

$w = \sqrt{\frac{W/S \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho_0 C_L}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}} \cdot \sin \gamma$
 $= \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0}} \cdot \frac{1}{E \sqrt{C_L}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}}$

gamma piccolo:
 $\sin \gamma \approx \tan \gamma \approx \frac{1}{E}$
 $\cos \gamma \approx 1$

$w_{MIN} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \sqrt{W/S} \cdot \frac{1}{(E \sqrt{C_L})_{MAX}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}}$

ESTRAIAMO QUESTO PARAMETRO

$E \sqrt{C_L} = \frac{C}{C_0}^{3/2}$; $y = \frac{1}{E \sqrt{C_L}} = \frac{C_0}{C_L^{3/2}} = \frac{C_{D0}}{C_L^{3/2}} + \frac{C_L^{1/2}}{e \pi \lambda}$

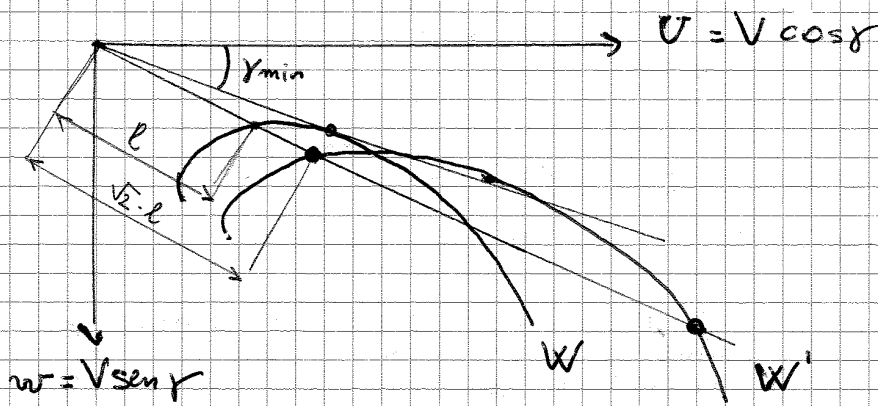
$\frac{dy}{dC_L} = -\frac{3}{2} C_L^{-5/2} \cdot C_{D0} + \frac{1}{2} \frac{C_L^{-1/2}}{e \pi \lambda} =$

→ $0 = -\frac{3}{2} \frac{C_{D0}}{C_L^2 \sqrt{C_L}} + \frac{1}{2 e \pi \lambda \sqrt{C_L}}$

$\frac{1}{2 e \pi \lambda} = \frac{3}{2} \frac{C_{D0}}{(C_L^2)_{(E \sqrt{C_L})_{MAX}}}$

⇒ $C_{L_{(E \sqrt{C_L})_{MAX}}} = \sqrt{3 e \pi \lambda C_{D0}} \approx 1,7 C_{L_{(E_{MAX})}}$

EFFETTO del CARICO ALARE



Se $W' = 2W$
 $\rightarrow \frac{V_2}{V_1} = \sqrt{\frac{W_2}{W_1}}$

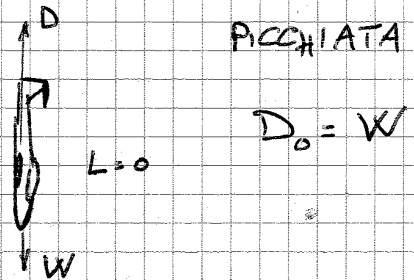
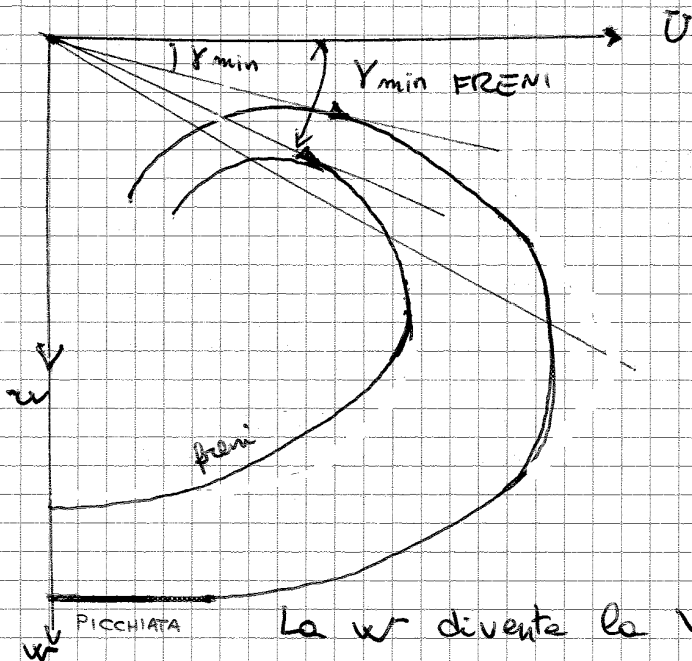
$V_1 = \sqrt{\frac{W}{S}}$ \rightarrow $V_2 = \sqrt{\frac{2W}{S}}$ \rightarrow SI SPOSTANO I PUNTI DI 1,4 X LUNGO IL RAGGIO USCENTE

SPOSTAMENTO / DEFORMAZIONE OMOTETICA

Il peso nel volo librato influisce DIRETTAMENTE sulla velocità di volo.

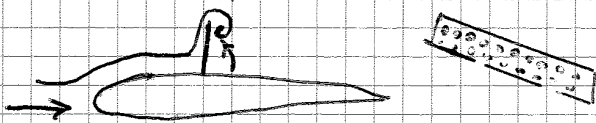
Δ L'AUMENTO DEL CARICO ALARE NON PRODUCE UNA VARIAZIONE DELL'ANGOLO DI PLANATA

EFFETTO DEI FRENI AERODINAMICI (airbrakes)



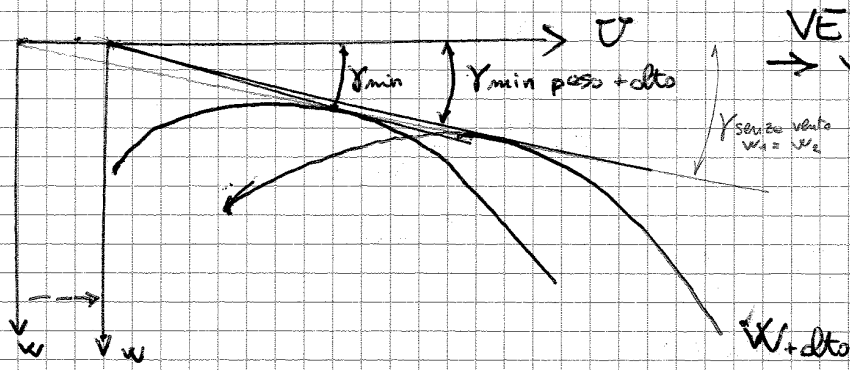
se $C_{D0} = 0,012$
 $W = 3000 \text{ N}$ $ZISA = 0$
 ? V picchiata
 $C_{D0} S = 150 \text{ Pf}^2 = 13,95 \text{ m}^2 \rightarrow V = 171 \text{ m/s}$

(Freni aerodinamici \rightarrow picchiata aumentando C_{D0} !)



Freni aerodinamici:
 LAMBE FORATE, DANNO +
 RESISTENZA DI QUELLE PIENE

Situazione desiderabile: γ AUMENTA e V SCENDE!



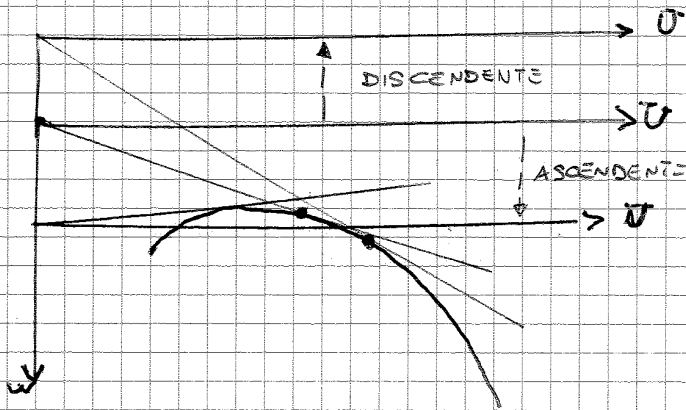
VENTO IN PIANA
 → VENTO CONTRARIO ←

$W \text{ ALTO} \rightarrow y_{min} \uparrow$

NOTA: IN CONDIZIONI DI ARIA CALMA IL y È SEMPRE LO STESSO AL VARIARE DI W

... ma qui c'è vento, e l'odo grofo si costruisce x l'aria calma!

$W + \text{alto}$



VENTO VERSO BASSO
 (discendente)

$y_{min} \uparrow$

SE PERÒ HO $W + \text{ALTO}$ y_{min} NE SALE COSÌ TAN.

VENTO ascendente

$y_{min} \rightarrow y_{MAX}$

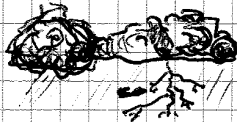
$W \downarrow$

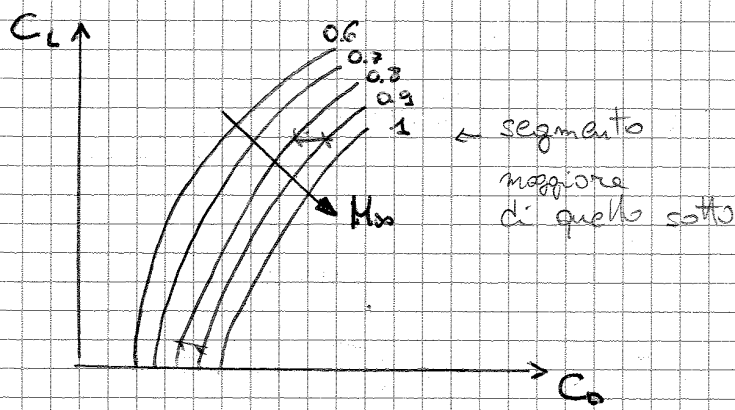
La zavorra o c'è o non c'è?

SE NON C'È VENTO L'AVERE LA ZAVORRA NON CAMBIA IL y_{min}

→ SE C'È AVRO' UNA VELOCITÀ + ALTA

! Curiosità: i record di quota con gli elicotti si fanno sfruttando le correnti ASCENDENTI sotto ai cumulonembi (facendo attenzione a non finire dentro)

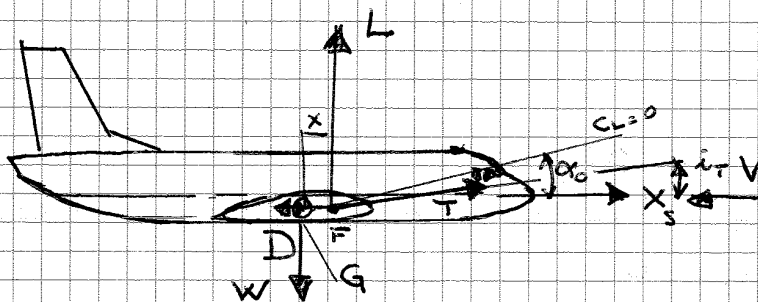




Effetti Termici :

A parità di C_L , $(C_{D0.8} - C_{D0.7}) > (C_{D0.7} - C_{D0.6})$

VOLO RETTILINEO



x: ASSE CORPO

x_s è definito se sono definite W e α

x_s : ASSE DI STABILITÀ

ASSE DI SPINTA: non è // all'asse corpo

~~ANGOLO~~ ANGOLO i_T → ANGOLO DI CALETTAMENTO DELLA SPINTA (i = incidence)

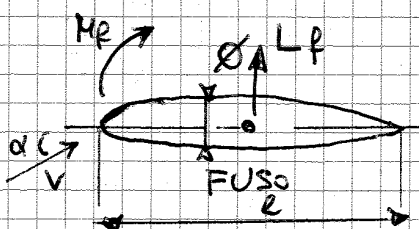
1) $L + T \sin i_T = W$

→ $T \cos i_T = D$

Terna di assi BARICENTRICI DI STABILITÀ: x_s, y_s, z_s

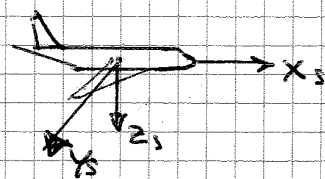
TERNA DESTROSA

2) $L \cdot x = M$ (coda, ala, resistenza spinta, fusoliere)



MOMENTO FUSO: CABRANTE

MOMENTO FOCAL ALI A INARCA. POSITIVO: PICCHIANTE

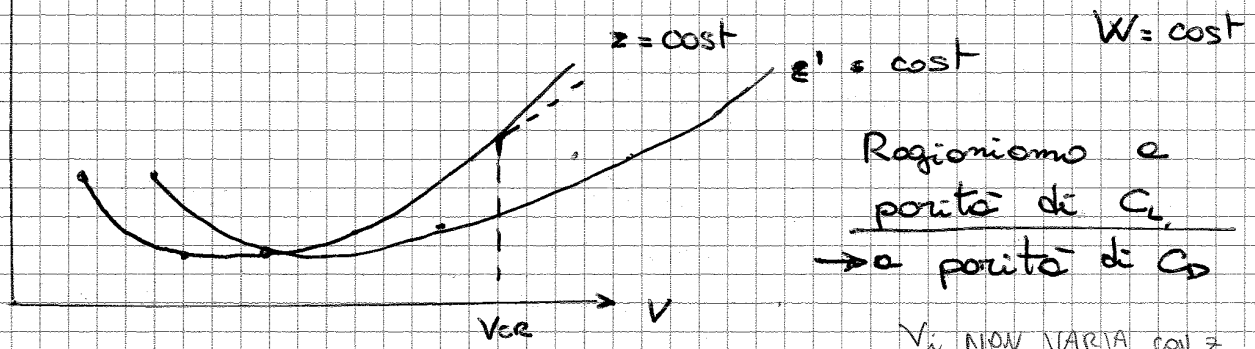


$$V_i = \text{cost}$$

$$V_i = \sqrt{\frac{W}{S}} = \sqrt{\frac{\rho}{2} \frac{V^2 C_D S}{S}} \rightarrow V = V_i \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \rightarrow \text{AUMENTA CON } z \uparrow$$

$$D = \overline{T_m}$$

TAS ↑
EAS ↑



$$D = \frac{L}{E} = \frac{W}{E} = \frac{1}{2} \rho V_i^2 C_D S$$

Se volo a $z > z$

DEF. OMOTETICA → TRASLAZIONE !!

A PARITÀ DI ORDINATA SI MOLTIPLICA OGNI ASCISSA PER $\frac{1}{\sqrt{\sigma}}$

M_{∞} rimane INVARIATO ⇒ al variare di z ,

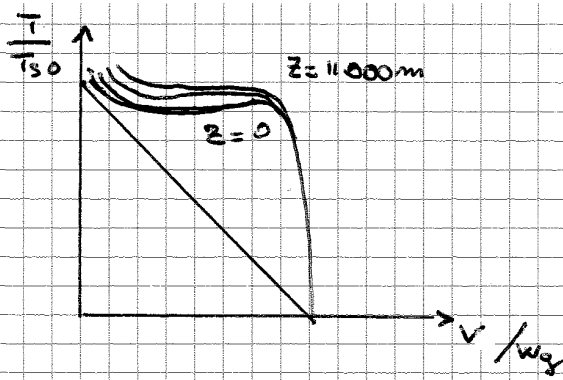
$$c = \sqrt{\gamma R T} \quad c \propto \sqrt{\frac{T}{T_0}} \Rightarrow z \uparrow \quad c \downarrow$$

⇒ A PARITÀ DI M_{∞} se $c \downarrow \rightarrow V'_{ce} \downarrow$
 $M = \frac{V}{c}$

- Variando z per realizzare lo stesso C_L il termine $\frac{1}{2} \rho V^2$ deve rimanere INVARIATO! → $z \uparrow$; $\rho \downarrow \Rightarrow V \uparrow$

Quindi a parità di C_L (quindi anche di C_D) la $T_m = \frac{W}{E}$ è invariata. Cosa cambia?

LA SPINTA NECESSARIA PER VOLARE A UNA CERTA VELOCITÀ:
A PARITÀ DI VELOCITÀ È RICHIESTA MENO SPINTA !!



A basse V si ha un aumento di portata a seguito della compressione dell'aria nella presa d'aria. m non può crescere oltre un certo limite xk se no poi si ingolfa il tutto (choke)

$$X_1(V, z) = 1 - \frac{V}{w_g} + \frac{\frac{1}{2} \rho V^2}{p} \left[1 - \left(\frac{V}{w_g} \right)^4 \right]$$

$$= 1 - \frac{V}{w_g} + \frac{\frac{1}{2} k V^2}{\underbrace{k p / \rho}_{c^2}} \left[1 - \left(\frac{V}{w_g} \right)^4 \right]$$

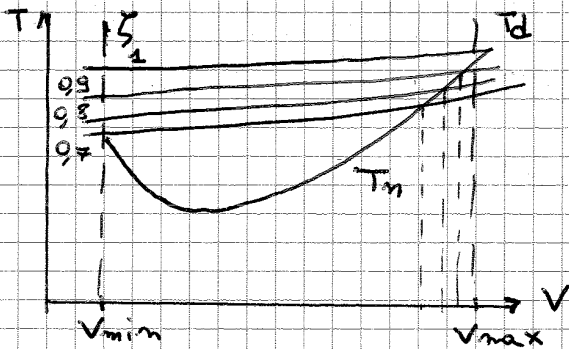
$$\frac{V^2}{c^2} = M^2$$

$$c = \sqrt{kRT} = \sqrt{k p / \rho}$$

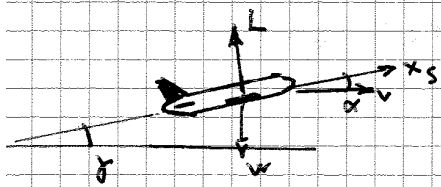
$$\rightarrow X_1 = 1 - \frac{V}{w_g} + \frac{1}{2} k M^2 \left[1 - \left(\frac{V}{w_g} \right)^4 \right]$$

$$X_2 = 1 + \frac{V}{w_g}$$

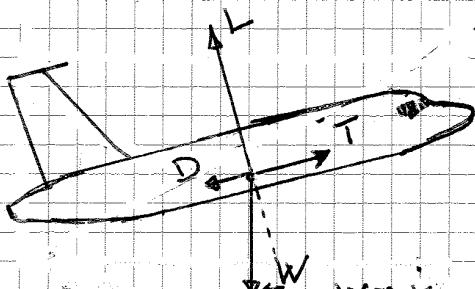
CURVA T-V : SPINTA IN FUNZIONE DI V



⚠ La V_{max} è data dalla INTERSEZIONE TRA T_d e T_m .
 Se ho la moneta al 70% non raggiungo la stessa V di quando ce l'ho al 100%!



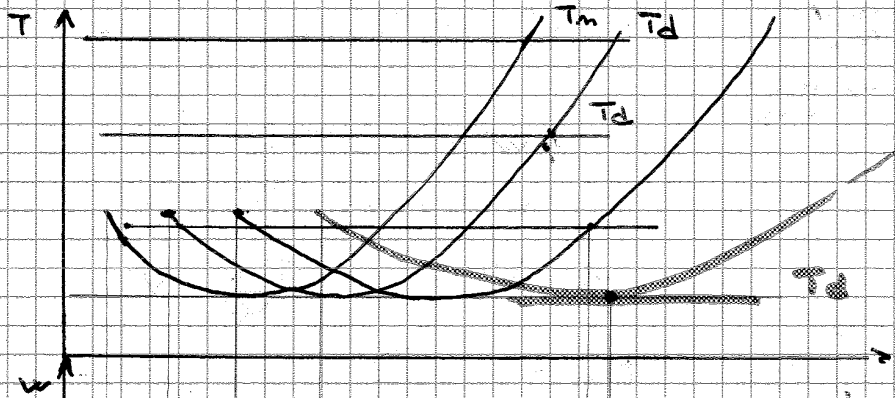
$$\begin{cases} M=0 \\ L + T \sin i_T = W \cos \gamma \\ -D + T \cos i_T = W \sin \gamma \end{cases} \quad \begin{cases} M=0 \\ L = W \cos \gamma \\ T - D = W \sin \gamma \end{cases}$$



$W_{MAX} \rightarrow (E/\sqrt{CL})_{MAX}$ MASSIMA AUTONOMIA CHILOMETRICA

$T_{max} \rightarrow E_{MAX}$ MASSIMA AUTONOMIA ORARIA

SPINTA DISP. e NEC. di VARIARE DI Z



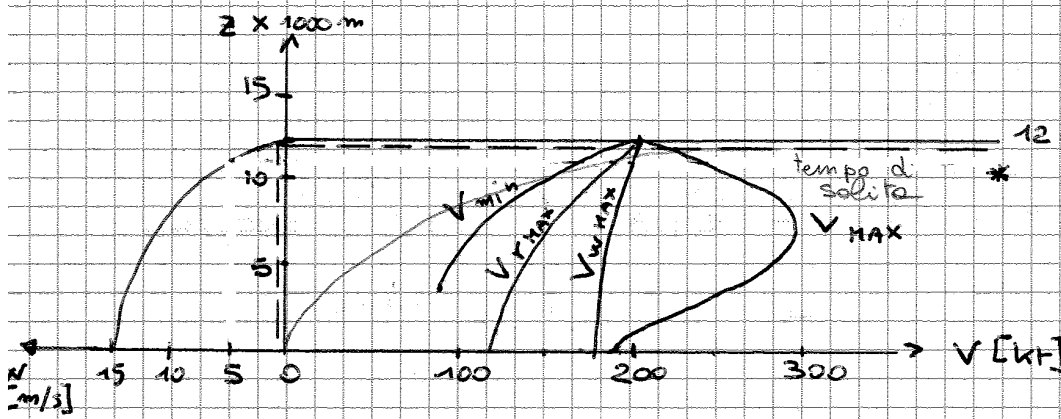
$z = 0$
 $z = 4000 \text{ m}$
 $z = 8000 \text{ m}$
 $z = 12000 \text{ m}$

SUPPONENDO $\pi = \text{cost}$
 \rightarrow PARITÀ DI MANETTA

GRAFICO SUPERIORE:
 $T_d - T_m > 0 \rightarrow$ SI PUÒ SALIRE
 \rightarrow SI PUÒ SALIRE SE SI HA UN ESUBERO DI SPINTA

12000 m: SOLO UN PUNTO DI TANGENZA e NON + INTERSEZIONI

\rightarrow UNICO PUNTO DI VOLO POSSIBILE
 \downarrow
 QUOTA DI TANGENZA



* QUOTA DI TAN PRATICA : DEFINITA PER UNA $w_{residua} = 0,5 \text{ m/s}$

$dz = w dt \rightarrow t_2 = \int_0^z \frac{dz}{w}$ TEMPO DI SALITA ALLA QUOTA Z.

$$t_{on} E = \frac{P_m}{V} =$$

$$\cdot \text{cost } W \frac{C_D}{C_L} = \text{cost } W \frac{1}{E} \rightarrow E_{MAX} \rightarrow \text{punto di TANGENZA}$$

$$P_m = V^3 C_D \text{cost}'' = \text{cost}' \frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \text{cost}' \frac{1}{\frac{C_L}{\rho} \sqrt{C_L}} = \text{cost}' \frac{1}{E \sqrt{C_L}}$$

$$P_{m \min} \rightarrow (E \sqrt{C_L})_{MAX}$$

è chiamato "indice di quota"

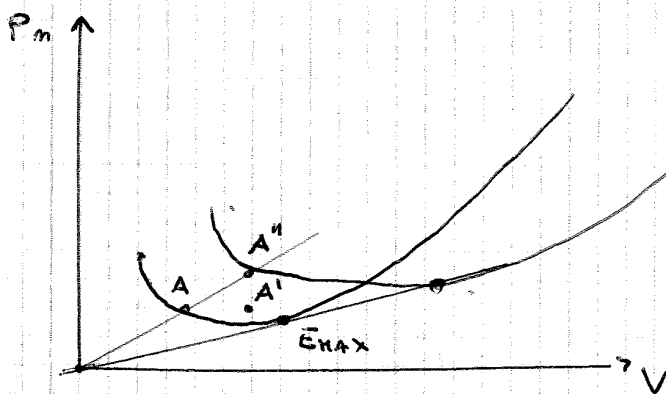
- MASSIMO ESUBERO DI POTENZA DISPONIBILE
- SITUAZIONE DI VOLO DA TENERE X RAGGIUNGERE UNA DATA QUOTA NEL MINOR TEMPO POSSIBILE

MECCANICA DEL VOLO

11/04/2013

P_m : VARIAZIONE CON LA QUOTA [velivoli e elice]

Regioniamo e parlate di C_L



$$C_L = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 V_i^2}$$

$$V_i = V \sqrt{\sigma} = \text{cost}$$

$$V = V_i \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$$

$$C_D = \text{cost} \quad D = \frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 C_D S \quad P_d = D \cdot V \propto \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$$

Rimane costante $\frac{P_m}{V}$

Le curve in funzione di σ si spostano omoteticamente lungo i raggi uscenti dall'origine.

$$P_d = \eta_{elice} \cdot P_{motore} \rightarrow \begin{matrix} \text{effetto di } \sigma (\psi) \\ \text{effetto della manetta } (\pi \text{ o } \zeta) \end{matrix}$$

Come si costruisce la curva delle potenze necessarie?

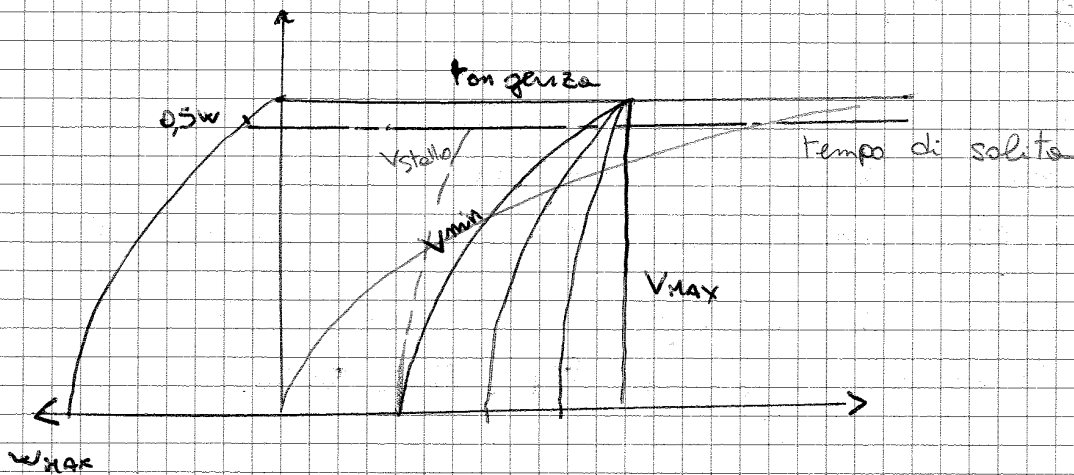
$$C_L \rightarrow C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi\lambda}$$

$$\hookrightarrow V_i = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \sqrt{\frac{W/S}{C_L}}$$

$$\hookrightarrow E = \frac{C_L}{C_D} \rightarrow D = \frac{W}{E} \rightarrow P_m = D \cdot V$$

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{5}}$$

$$\Delta t = \frac{\Delta z}{w_{med}}$$



MECCANICA DEL VOLO

16/04/2013

Quota di tangenza teorica

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_0 V^2 S C_L \rightarrow V = \sqrt{\frac{W/S}{C_L}} \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \sqrt{\frac{1}{\sigma}}$$

$$\frac{P_d}{W} = \frac{P_m}{W} \quad \overset{\text{POTENZA MEDIA QUOTA}}{\eta_c \sigma \psi P_{m0}} = \frac{D \cdot V}{W} = \frac{V}{\sigma} = \sqrt{\frac{W/S}{C_L}} \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \frac{1}{\sqrt{5}} \cdot \frac{1}{\sigma}$$

$$\psi = \frac{P}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T}}$$

$$\psi \sqrt{5} = \frac{\sqrt{2} W^{3/2}}{\sqrt{\rho_0} \sqrt{S} \eta_c P_{m0} E \sqrt{C_L}}$$

1° membro: termini dipendenti da quota

$\sigma = 1 \rightarrow$ MANETTA PIENA & RAGGIUNGERE LA QUOTA DI TANGENZA

CONSUMO VARIABILE : NON PUÒ ESSERE COSTANTE!

$$K = X_2(v) \varphi_2(m) \psi_2(z)$$

→ prendiamo un K_m tra inizio e fine

$$\Rightarrow S = - \frac{EV}{K_m} \ln \frac{W_f}{W_i} \quad W_f - W_i = G \quad \text{CARBURANTE CONSUMATO}$$

$\left. \begin{array}{l} \varphi(m) = \text{momento} \\ v \text{ di volo} \\ C_L \\ z \end{array} \right\} \begin{array}{l} 4 \text{ variabili} \\ \text{e } 2 \text{ equazioni} \\ \text{NE TENGO COSTANTI } 2 \times \text{ VOLTA} \rightarrow 6 \text{ COMBINAZIONI} \end{array}$

FORMULA DI BRÉGUET

$$S = \frac{EV}{K_m} \ln \left(\frac{W_i}{W - G} \right) = \frac{EV}{K_m} \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{G}{W_i}} \right)$$

$v = \text{cost}$
 $C_L = \text{cost}$
 $\varphi(m) \neq \text{cost}$
 $z \neq \text{cost}$

Qual è la condotta di volo che massimizza l'autonomia

$$dS = - \frac{E}{K \sqrt{C_L}} \sqrt{\frac{1}{\frac{1}{2} \rho_0 S}} \frac{\sqrt{W}}{W} dW \quad \text{sostituendo } v = \dots$$

$$S = \underbrace{\left(\frac{E}{K \sqrt{C_L}} \right)}_{\text{cost}} \sqrt{\frac{2/\rho_0}{S}} \cdot \left| \sqrt{W} \right|_i^f = - \frac{E}{K \sqrt{C_L}} \frac{\sqrt{2/\rho_0}}{\sqrt{S}} \cdot 2 \left(\sqrt{W_f} - \sqrt{W_i} \right)$$

$$= - \dots \left(\frac{\sqrt{W_i - G}}{\sqrt{W_i}} - \frac{\sqrt{W_i}}{\sqrt{W_i}} \right) \sqrt{W_i} =$$

$$= 2 \sqrt{2/\rho_0} \frac{E \sqrt{W/S}}{K \sqrt{C_L} \sqrt{S}} \left(1 - \left(1 - \frac{G}{W_i} \right)^{1/2} \right) \cdot 3,6 \rightarrow \text{da } \frac{m}{h} \text{ a } \frac{km}{h}$$

$$S_{(km)} = 7,2 \sqrt{2/\rho_0} \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}} \frac{1}{K_m} \frac{1}{\sqrt{S}} \right) \sqrt{W/S} \left[1 - \left(1 - \frac{G}{W_i} \right)^{1/2} \right]$$

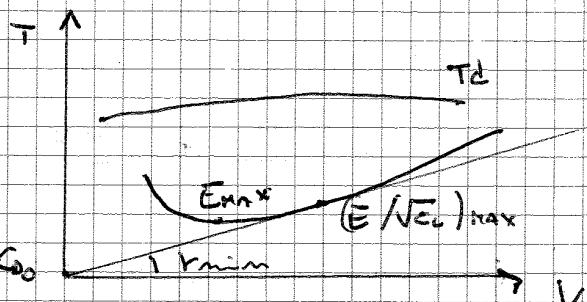
\downarrow σ \downarrow $z = \text{cost}$ $C_L = \text{cost}$

$$S_{\text{max}} \Rightarrow \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}} \right)_{\text{max}}$$

MEMO

$$C_L (E/\sqrt{C_L})_{\text{max}} = \sqrt{\frac{E \pi}{2} C_{00}}$$

$$C_D (E/\sqrt{C_L})_{\text{min}} = \frac{4}{3} C_{00}$$



condizioni iniziali

$W = 3\,600\,000\text{ N}$ $z = 7500\text{ m ISA}$

$C_{L(E/\text{EE})_{\max}} = 0,324$ $C_{L_{E_{\max}}} = 0,567$

$C_{L_{\text{OPT}} \text{ crociera}} = 0,443$

Supponiamo che il C_{D0} diventi $C_{D0} = 0,030$

Supponendo INVECE che

• $T_{50} = 1\,800\,000\text{ N}$

↓
 $C_{L_c} = 0,427$

↓
 $C_{L_c} = 0,567$

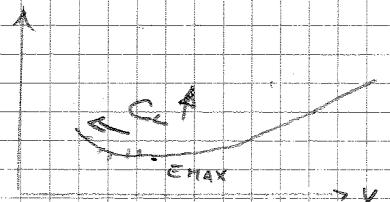
combiniamo i parametri uno x volta

• $S = 1000\text{ m}^2 \rightarrow C_{L_c} = 0,390$

• $\lambda = 12 \rightarrow C_{L_c} = 0,503$

• $W' = 2000\,000 \rightarrow C_{L_c} = 0,356$

• $z = 11\,000\text{ m} \rightarrow C_{L_c} = 0,636$



Potremmo fare una crociera a tratto con il $C_{L_{\text{opt}}}$ riferito alla quota in cui siamo

- QUOTE CRESCENTI ($V, C_L = \text{cost}$ oppure $C_L, \varphi = \text{cost}$)
 $m, z = \text{variabili}$

$G_s =$ carburante consumato x salire

$G_s \cdot H_i \cdot \underbrace{\eta_p \cdot \eta_{\text{TOT}}}_{\eta_{\text{Volo}}} = W_m \Delta z \rightarrow G_s = \frac{W_m \Delta z}{H_i \cdot \eta_{\text{Volo}}}$

$H_i = \frac{J}{N} = \frac{N \cdot m}{N} = m \text{ !!}$
sistema tecnico...

$G_s = \frac{N \cdot m}{\text{kg}}$

$\left[\frac{N \cdot m}{\text{kg}} = \text{kg} \right]$

AUTONOMIA ORARIA → DURATA

MOLTIPLICHIAMO AMBO I MEMBRI PER $K dt$

$K dt \frac{1}{W} = \frac{1}{E} K dt$

$K dt \frac{1}{W} = -dW$

→ $-\frac{dW}{W} = \frac{K}{E} dt$

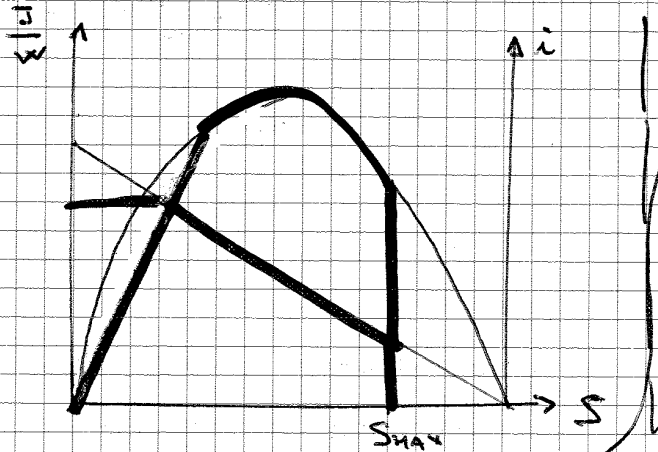
(indice di trasporto)
 $i = \text{MOMENTO DI TRASPORTO} \quad i = \frac{J S}{W} \left[\frac{\text{Ton} \cdot \text{km}}{\text{Ton}} \right]$

Tonnellate di payload x chilometro su tonnellate di aereo.

$$i = \frac{W_{PL}}{W_0} \cdot X$$

MECCANICA del VOLO

23/04/2013



Ragionamento per vederlo come $\frac{U}{K_{PM}}$:

GRAFICO IN FUNZIONE DEL VOLO PROGRAMMATO

Voglio fare TOT Km metto TOT carburante
 $\rightarrow + \text{Km voglio fare} + \text{peso} + \text{consumo}$

FISSI: per il decollo e la salita a ... m
 consumo 1000 N di carburante, FISSO.
 Se la salita mi dura 3 Km consumo 333 N
 se la diluisco consumo meno per Km

CONSUMO IN FUNZIONE DELLA CROCIERA

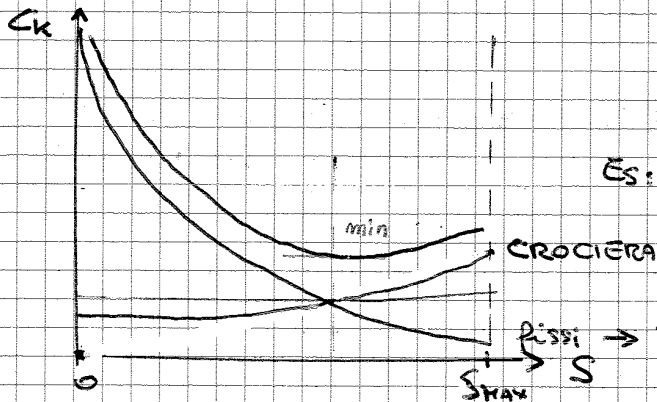
• Consumo chilometrico $C_k = \left[\frac{N}{L \cdot \text{km}} \right]$

NON È UN CONSUMO SPECIFICO AL CHILOMETRO

CONSUMO RELATIVO ALLE FASI DI VOLO

Es: Consumo specifico di 6lt/km, percorso 50 km \rightarrow consumo di 3 lt.

... e come giustificiamo le curve dei fissi?!



fissi \rightarrow DECOLLO, SALITA, ATTERRAGGIO

CROCIERA: INIZIA DOPO LA SALITA QUANDO INIZIO IL VOLO ORIZZONTALE A QUOTA DI CROCIERA, per def.

• Considerando $n = \text{cost}$, $z = \text{cost} \rightarrow \psi_2 = \text{cost}$ $\phi_2 = \text{cost}$

$$C_k = \frac{dW}{dS} = \frac{K}{EV} W = \frac{K_{SO} \left(1 + \frac{v}{w_0}\right)}{EV} W$$

$$C_k = W \left(\frac{K_{SO}}{EV} + \frac{K_{SO}}{E W_0} \right)$$

$$\frac{C_k}{J} = \frac{N_{\text{combust}}}{T \cdot \text{Km percorsi}}$$

MECCANICA DEL VOLO 24/04/2013

AUTONOMIA DEL VELIVOLO A ELICA

Flusso di lavoro

$$\frac{\eta_e P_m}{W} = \frac{V}{E}$$

moltiplichiamo ambo i membri per $-c dt$

$$c = \text{consumo specifico} \left[\frac{N_{comb}}{W \cdot s} \right]$$

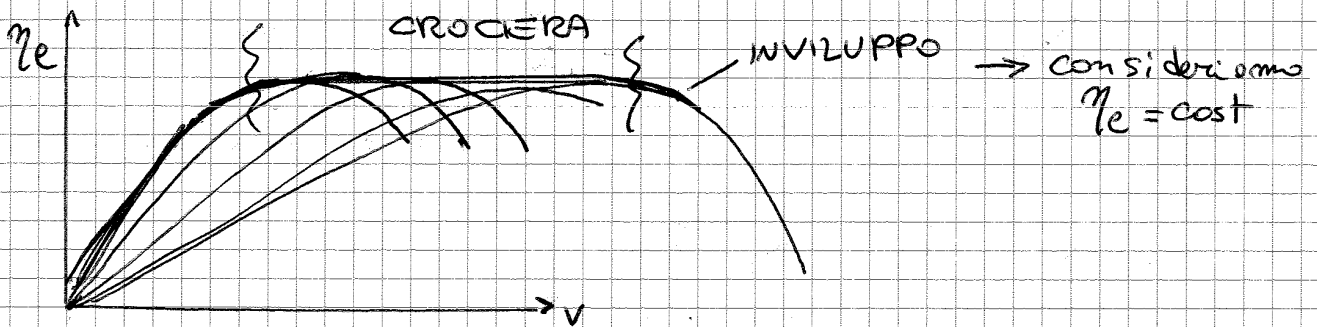
$$\frac{\eta_e P_m}{W} c dt = \frac{V c dt}{E}$$

$$\left[\frac{N}{kW \cdot h} \right]$$

$$P_m c dt = -dW$$

$$V dt = dS$$

Integriamo con $c_L = \text{cost} \rightarrow E = \text{cost}$, $c = f(z, \eta)$



$$dS = - \frac{\eta_e E}{c} \frac{dW}{W}$$

$$S = \frac{\eta_e E}{c} \ln \frac{W_i}{W_f} = \frac{\eta_e E}{c} \ln \frac{W}{W-G}$$

$$S_{MAX} \leftrightarrow E_{MAX} \rightarrow C_{L_{MAX}} = \sqrt{2 \rho \lambda C_{D0}}$$

MEMO

Parametri variabili in crociera:

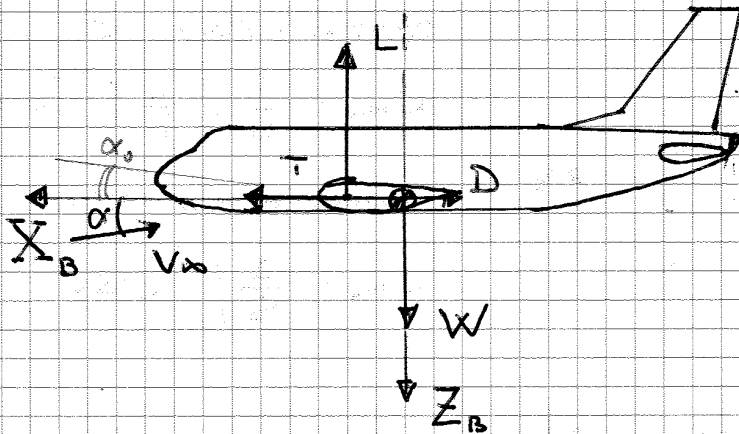
$$C_L, V, z, \zeta$$

4 PARAMETRI,

2 EQUAZ. \rightarrow 2 fissi/cond

MECCANICA DEL VOLO 30/04/2013

EQUILIBRIO e STABILITÀ



STABILITÀ STATICA LONGITUDINALE

Equilibrio $L = W$ $D = T$ $M = 0 \rightarrow C_M = 0$ $M = \frac{1}{2} \rho V^2 C_M S \cdot c$

Se ho un incremento o decremento di incidenza (dovuto a una raffica ascendente o discendente)

$\rightarrow \Delta \alpha$

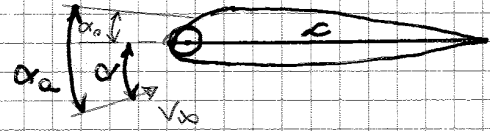
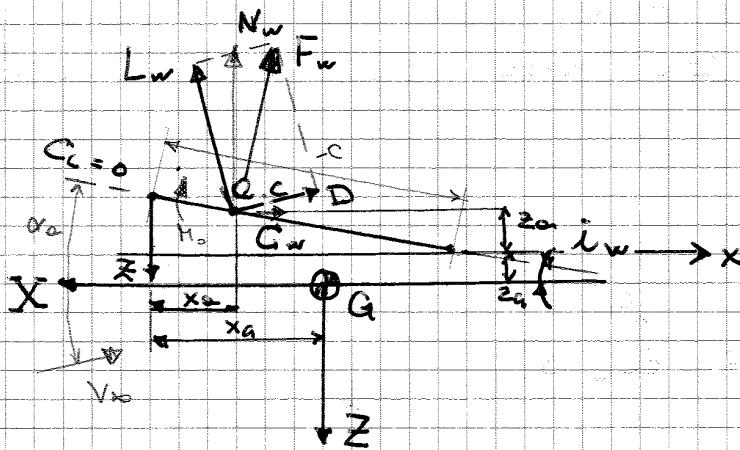
PER AVERE UN EQUILIBRIO STABILE

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha} < 0$$

cioè se ho un $\Delta \alpha$ positivo dovrò avere un dC_M negativo per riportarmi in condizione di equilibrio.

IL FUOCO DELL'ALA STA SULLA CONGIUNGENTE DEI FUOCHI DELLE SEMIALI → NON A $\frac{1}{4}$ DELLA CORDA DI RADICE!

Def. di CORDA: segmento che va dal bordo di fuga alla circonferenza del cerchio osculatore del bordo d'attacco



$i_w =$ collettamento da M_0 così è in verso +

Dobbiamo introdurre dei nuovi assi x e z

- z tangente al bordo d'attacco
- x parte da l_c

F_w risultante aerodinamica, la scomponiamo lungo gli assi corpo in N e

$$N_w = L_w \cos(\alpha_w - i_w) + D_w \sin(\alpha_w - i_w)$$

$$C_w = D_w \cos(\alpha_w - i_w) - L_w \sin(\alpha_w - i_w)$$

$$\approx D_w - L_w(\alpha_w - i_w)$$

$$D_w \ll L_w \rightarrow N_w \approx L_w$$

$$C_w = D_w - L_w(\alpha_w - i_w)$$

$$M_{G_w} = N_w (x_g - x_a) + C_w (z_g - z_a) + M_{0w} =$$

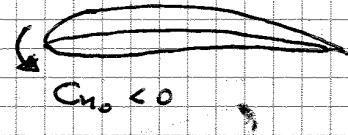
$$= L_w (x_g - x_a) + D_w (z_g - z_a) - L_w (z_g - z_a)(\alpha_w - i_w) + M_{0w}$$

Ma sta segno? Del disegno dovrebbe essere +

perché se guardiamo l'ordinata z_a sarebbe negativa. Se la vediamo come una distanza orientata...

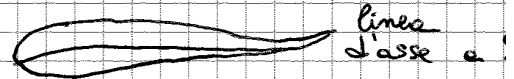
MECCANICA DEL VOLO 2/05/2013

- Profilo classico con concavità linea d'asse verso il basso ha un $C_{m_0} < 0$
 → e picchiere.

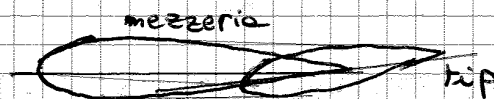
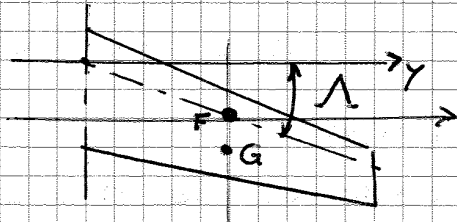


→ SOLUZIONE PER IL TUTT'ALA

- PROFILO AUTOSTABILE
- PROFILO TRADIZIONALE CON ELEVONI A PICCHIARE ($\delta < 0$)



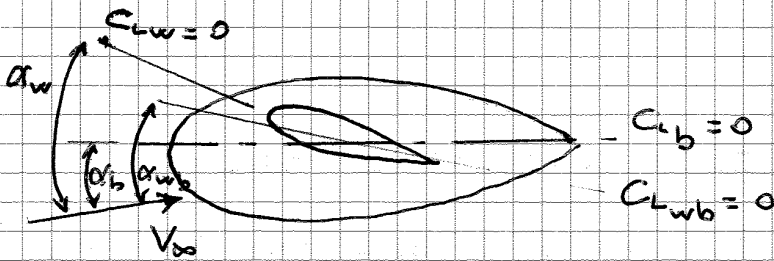
- FRECCIA e SVERGOLAMENTO (delta plano)



Wing tip svergolote a PICCHIARE.

Quindi, anche se il profilo è tradizionale ($C_{m_0} < 0$) la distribuzione di portanza sulle sezioni fa avere un $C_{m_0} > 0$.

SI GUARDA ATTORNO ALL'ASSE FOCAL ODN'E' IL MOMENTO.

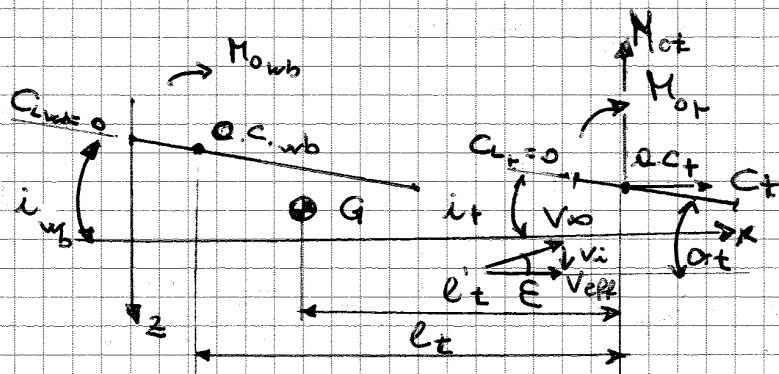


$$C_{M_{Gwb}} = C_{M_{0wb}} + C_{Lwb} \frac{x_G - x_{a'}}{c}$$

$$= \overset{2^\circ}{C_{M_{0wb}}} + \overset{3^\circ}{C_{Lwb}} \overset{4^\circ}{\alpha_{wb}} \frac{x_G - \overset{1^\circ}{x_{a'}}}{c}$$

Il fuoco anziché essere a 0,25 cm sarà a 0,22

ALA + FUSOLIERA + IMPENNAGGIO ORIZZ.



sul Casarosa
 $V_{eff} = V_t \rightarrow$ velocità effettiva sul tail

$$i_w \neq i_t, \quad i_t < i_w$$

l_t : distanza tra fuoco ala e fuoco coda

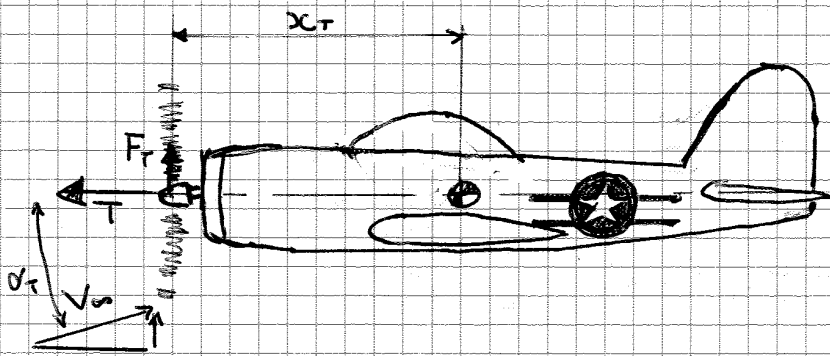
PASSANDO DA ALA A TAIL LA V_∞ CAMBIA DIREZIONE PER INDUZIONE (velocità indotta da vortici, è il DOWNWASH A VALLE DELL'ALA)

V_{eff} = velocità effettiva sul tail

- Il tail è collettato e picchiore
- $M_{0t} \approx 0$, $\bar{e} = 0$ quando i piani di coda hanno profilo simmetrico
- $\alpha_t \rightarrow \alpha$ EFFETTIVO, angolo tra $C_{L_t} = 0$ e V_{eff}

MECCANICA DE VOLO 7/05/2013

Aggiungiamo al velivolo il PROPELLER GROUP (o jet)



Contributo al momento di beccheggio del propulsore

$$C_{MGP} = C_{MP_0} + \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha_T} \cdot \alpha_T$$

C_{MP_0} potrebbe essere $= 0 \iff T$ è sull'asse del baricentro, ma solitamente non è così!

VELIVOLO COMPLETO

$$C_{M_G} = C_{M_{0wb}} + C_{Lwb} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - C_{L_T} \bar{V} + \frac{x_G - x_{a'}}{c} C_{L_T} \frac{S_T}{S} + C_{MP}$$

$$= C_{M_{0wb}} + \underbrace{\left(C_{Lwb} + C_{L_T} \frac{S_T}{S} \right)}_{L} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - C_{L_T} \bar{V} + C_{MP}$$

$$L = L_{wb} + L_T \rightarrow C_L = C_{Lwb} + C_{L_T} \frac{S_T}{S}$$

a) $C_{M_G} = C_{M_{0wb}} + \underset{\substack{\uparrow \\ \text{TUTTO AEREO}}}{C_L} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - C_{L_T} \bar{V} + C_{MP}$

b) $C_{M_G} = C_{M_{0wb}} + C_{Lwb} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - C_{L_T} \bar{V}' + C_{MP}$

EQUILIBRIO $\rightarrow C_{M_G} = 0$

STABILITÀ $\rightarrow \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = C_{M_\alpha} < 0$

$$\alpha_t = \alpha_{wb} - i_{wb} - \epsilon_0 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha_{wb}} \alpha_{wb} + i_t =$$

$$= \alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - \underbrace{(i_{wb} - i_t + \epsilon_0)}$$

$i =$ CALSTAMENTO AERODINAMICO

$$\alpha_t = \alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - i$$

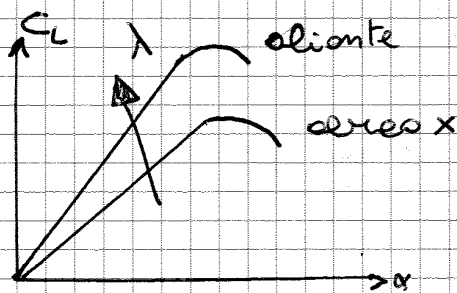
DOWNWASH FACTOR = $0,6 = 0,75$

$$C_{L_t} = C_{L_t}' \alpha_t = a_t \left[\alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - i \right]$$

$$C_{L_{AEREO}} = C_{L_{wb}} + C_{L_t} \frac{S_t}{S} = a_{wb} \alpha_{wb} + a_t \frac{S_t}{S} \alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - a_t \frac{S_t}{S} i$$

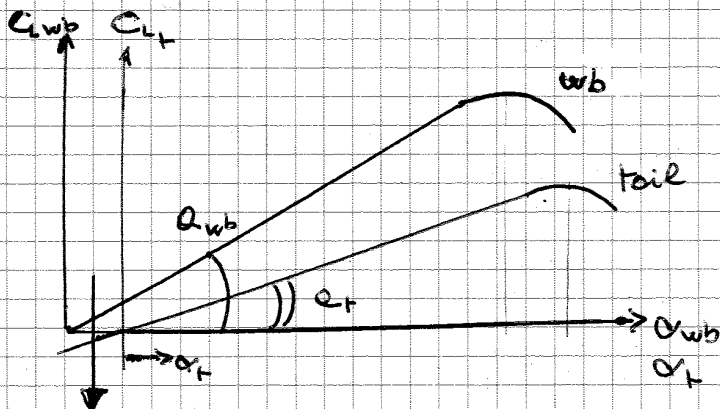
$$C_L = a_{wb} \alpha_{wb} \left[1 + \frac{a_t}{a_{wb}} \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \right] - a_t \frac{S_t}{S} i$$

* annullando queste si ha a_{wb} per cui $C_{AEREO} = 0$



$$wb = 5 = 5,8$$

$$t \approx 3$$



per un certo α_{wb} e un corrispondente α_t si ha $C_{L_{tot}} = 0 \rightarrow$ PORTANZA ALA = DEPORTANZA CODA

STALLO ALA avviene prima dello STALLO DEL TAIL
 \rightarrow devo essere in grado di manovrare col tail per uscire dallo stallo.

$$C_{H\alpha} = a \frac{x_G - x_G'}{c} - a_+ \sqrt{V} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + \frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha}$$

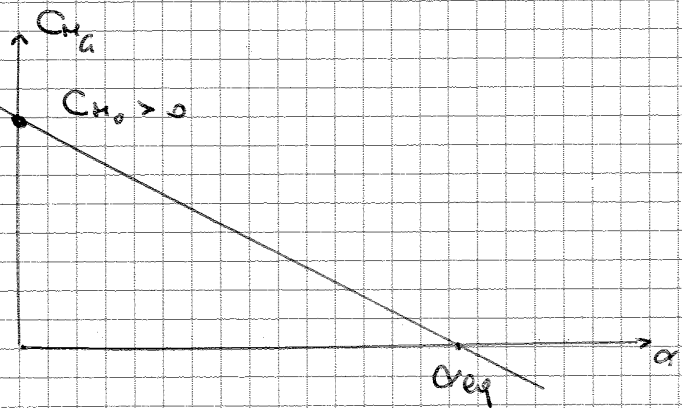
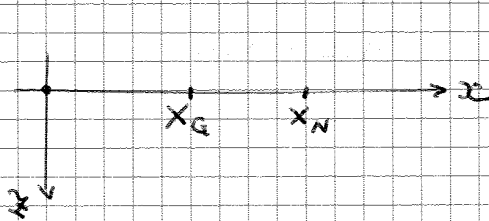
$$= a \left[\frac{x_G}{c} - \frac{x_G'}{c} - \frac{a_+ \sqrt{V}}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + \frac{1}{a} \frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha} \right] \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{UTILILE} \end{array} \right.$$

per $C_{H\alpha} = 0 \rightarrow \frac{x_G}{c} = x_N$, baricentro = fuoco
 ($C_{H'} = 0$)

$$\left(\frac{x_G}{c} \right)_{C_{H'}=0} = \frac{x_N}{c} = \frac{x_G'}{c} + \frac{a_+ \sqrt{V}}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) - \frac{1}{a} \frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha}$$

$$C_{H\alpha} = a \frac{x_G - x_N}{c}$$

se è negativo allora l'oceo è STATICAMENTE STABILE



In equilibrio:

$$C_{H\alpha} = C_{H0} + C_{H\alpha} \cdot \alpha_{eq} = 0$$

$$\alpha_{eq} = - \frac{C_{H0}}{C_{H\alpha}}$$

$C_{H0} > 0$
 se $C_{H\alpha} < 0$
 x la stabilità

PARAMETRI SU CUI AGIRE

- C_{H0wb} , i_T → posso variare collettamento del tail
- x_G → spostare i corichi a bordo, così poi succede come al 747 in Afghanistan!
- Variare la manetta (cambia contributo al momento di beccheggio)

Negli ocei convenzionali la soluzione + usata è variare il collettamento del TAIL

EQUILIBRIO $\rightarrow C_L = C_{Leq}$, $C_{H_0} = 0$ pag. 393

$$\begin{cases} C_{L\alpha} \cdot \alpha_{eq} + C_{L\delta} \cdot \delta_{eq} = C_{Leq} \\ C_{H\alpha} \cdot \alpha_{eq} + C_{H\delta} \cdot \delta_{eq} = -C_{H_0} \end{cases}$$

quello che è
ha il pedice "fin"
qui ha pedice "e"

Facciamo il rapporto

$$\frac{C_{H\alpha}}{C_{L\alpha}} = \frac{C_{Leq} - C_{L\delta} \cdot \delta_{eq}}{-C_{H_0} - C_{H\delta} \cdot \delta_{eq}}$$

sviluppando $\delta_{eq} (C_{L\alpha} C_{H\delta} - C_{H\alpha} C_{L\delta}) = -C_{L\alpha} C_{H_0} - C_{H\alpha} C_{Leq}$

$$\delta_{eq} = - \frac{C_{L\alpha} C_{H_0} + C_{H\alpha} C_{Leq}}{\underbrace{C_{L\alpha} C_{H\delta} - C_{H\alpha} C_{L\delta}}_{\Delta}}$$

- $C_{L\delta}$ è il C_L' dell'aereo RISPETTO A δ !!
NON DELLA CODA
 \rightarrow effetto piccolo

PICCOLA PORTANZA SU PIANO DI CODA HA
GRANDE BRACCIO che ci dà un "grande"
 C_H

- $C_{H\delta}$ è la derivata forte! C_H' aereo risp. a δ !
SINGOLI
- Δ NON DIPENDE DA x_a : i termini al suo interno dipendono da x_a , ma sviluppando i termini poi " x_a " si semplifica

$$\delta_{eq} = - \frac{C_{L\alpha} C_{H_0} + C_{H\alpha} C_{Leq}}{C_{L\alpha} C_{H\delta} - C_{H\alpha} C_{L\delta}} = - \frac{C_{L\alpha}}{\Delta} C_{H_0} - \frac{C_{H\alpha}}{\Delta} C_{Leq}$$

$$\frac{C_{L\delta}}{C_{H\delta}} = \frac{C_{Leq} - C_{L\alpha} \cdot \alpha_{eq}}{-C_{H_0} - C_{H\delta} \cdot \delta_{eq}} = \dots$$

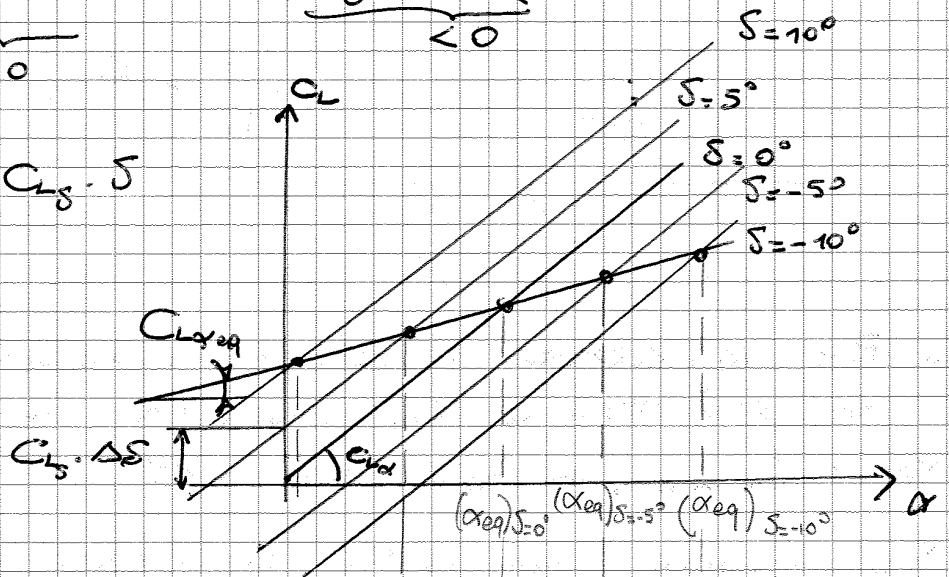
$$\alpha_{eq} = \frac{C_{L\delta} C_{H_0} + C_{H\delta} C_{Leq}}{\Delta} = \frac{C_{L\delta}}{\Delta} C_{H_0} + \frac{C_{H\delta}}{\Delta} C_{Leq}$$

RECUPERO 3 ore , dopo pranzo pesantissimo.

Stamattina abbiamo visto che: $C_{L\alpha eq} < C_{L\alpha}$

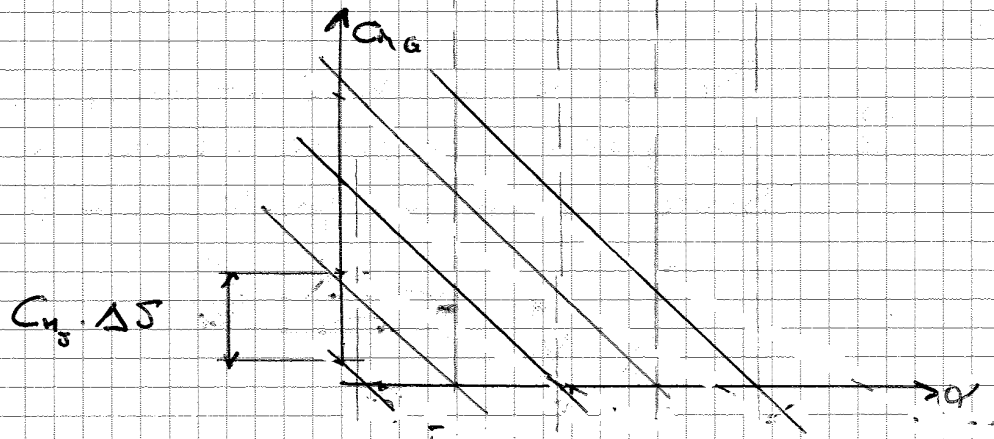
$$C_{L\alpha eq} = \underbrace{-C_{M_0} \frac{C_{L_S}}{C_{M_S}}}_{>0} + \underbrace{\left(C_{L\alpha} - C_{M\alpha} \frac{C_{L_S}}{C_{M_S}} \right)}_{<0} \alpha_{eq}$$

$$C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{L_S} \cdot \delta$$



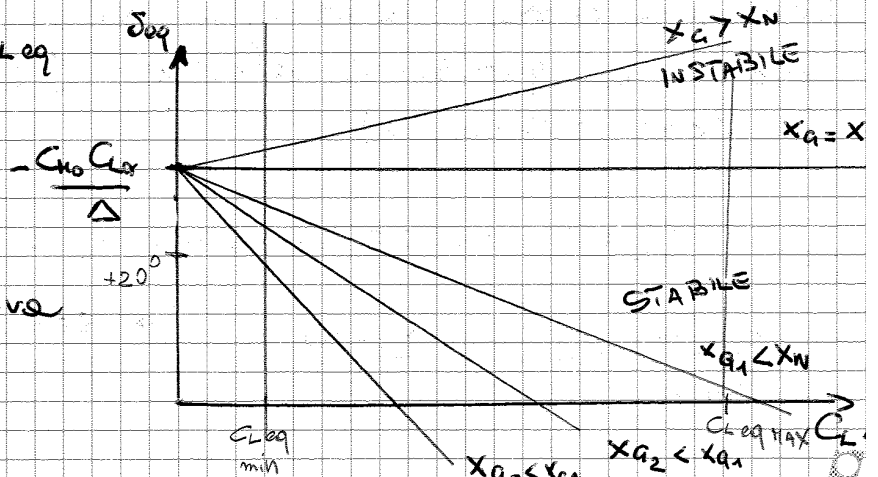
$$C_{L\alpha eq} = \frac{\partial C_{L\alpha eq}}{\partial \alpha_{eq}} = C_{L\alpha} - C_{M\alpha} \frac{C_{L_S}}{C_{M_S}} \rightarrow C_{L\alpha eq} < C_{L\alpha}$$

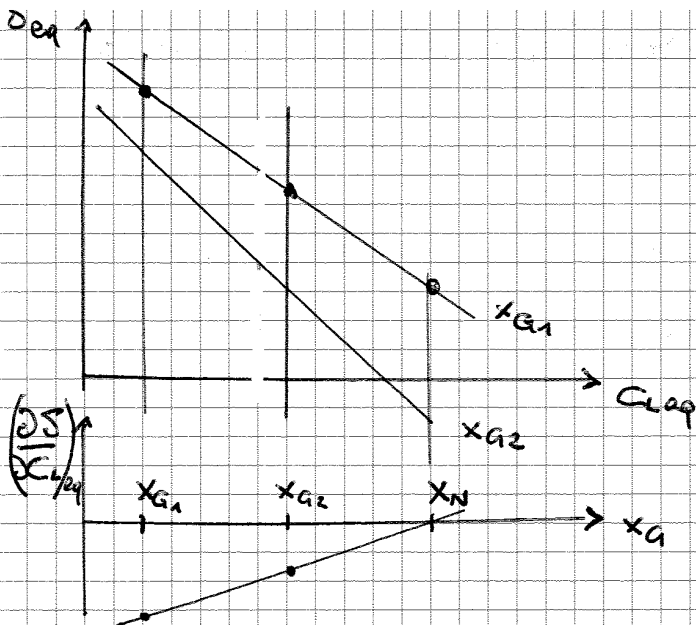
$$C_{M\alpha} = C_{M_0} + C_{M\alpha} \cdot \alpha + C_{M_S} \cdot \delta$$



$$\delta_{eq} = - \frac{C_{M_0} C_{L\alpha}}{\Delta} - \frac{C_{M\alpha} C_{L\alpha eq}}{\Delta}$$

Più è stabile il velivolo + le rotte hanno pendenza negativa





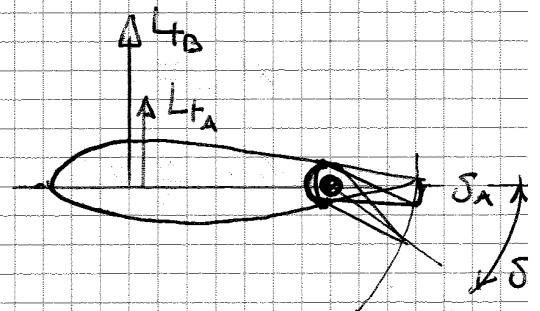
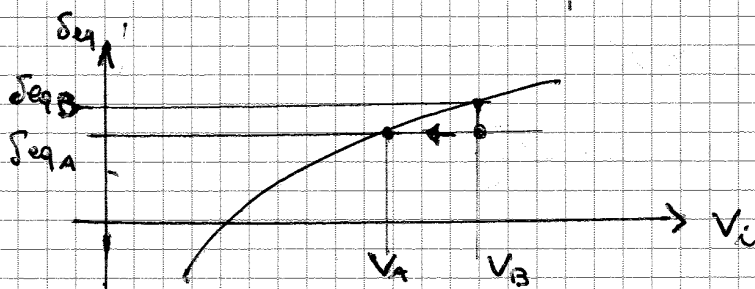
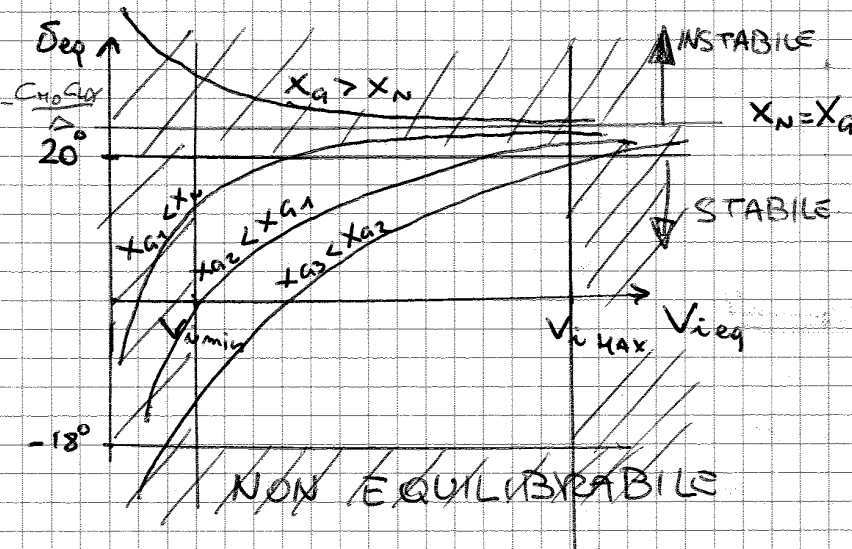
Mettiamo dei sensori sull'aereo e vediamo a 3 velocità

Punto NEUTRO = posizione del baricentro per cui si annulla la pendenza della retta

$$W = L = \frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 C_{L,eq} S \rightarrow C_{L,eq} = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{i,eq}^2}$$

$$\delta = - \frac{C_{H_0} C_{L\alpha}}{\Delta} - \frac{C_{H_0}}{\Delta} \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{i,eq}^2} \Rightarrow \text{IPERBOLE}$$

- CONCAVITÀ POSITIVA: INSTABILE
- CONCAVITÀ NEGATIVA: STABILE



Sto volando a V_A con $\delta = \delta_{eq,A}$. Poi avviene un disturbo, vado a V_B ma sto sempre a $\delta_{eq,A}$ →

$$q = \dot{\theta} = \frac{V}{R}$$

$$m = 1 + \frac{qV}{g} \rightarrow q = (m-1) \frac{g}{V}$$

Se $q \neq 0 \rightarrow \alpha_{eq} \neq \alpha$ di adesso


$$C_{Lq} \neq C_L \quad " \quad "$$

$$S_{eq} \neq S \quad " \quad "$$

$$\theta_{eq} \neq \theta \quad " \quad "$$

$$\Delta m = (m-1)$$

elevator omghe per g : $\frac{\Delta S}{\Delta n} < 0$

$\rightarrow \Delta m > 0$ (RICHIAMATA) $\Rightarrow \Delta S < 0$ 

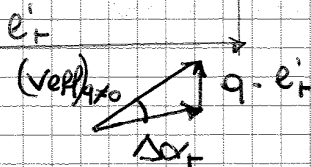
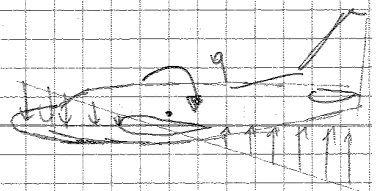
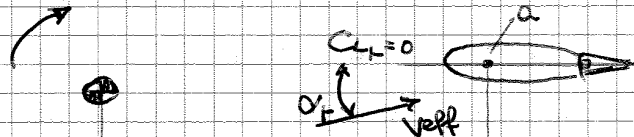
$$q = (m-1) \frac{g}{V} = \frac{d\theta}{dt} = \dot{\theta} \neq 0$$

$$\Delta C_L = C_{L\alpha} \Delta \alpha + C_{L\delta} \Delta \delta + \frac{\partial C_L}{\partial q} \cdot q$$

(ORA $L_e > L_{eq}$)

$$\Delta C_{Mq} = C_{M\alpha} \Delta \alpha + C_{M\delta} \Delta \delta + \frac{\partial C_{Mq}}{\partial q} \cdot q$$

$q(+)$



$\triangle q \cdot e'_r =$ COMPONENTE DI VELOCITA'

$$\Delta \alpha_r \approx \frac{q \cdot e'_r}{V}$$

stiamo confondendo la tangente con l'angolo

VERTICALE VISTA
DAL TAIL, poi che il tail scende (o l'aria sale)

IL RITORNO DEL CAPPELLO:

$$\hat{q} = \frac{q}{\sqrt{g/2}}$$

• SI ADIMENSIONALIZZANO LE VELOCITA' ANGOLARI

• $\frac{V}{c/2}$ = tempo che l'aereo ci mette a \rightarrow

$$\frac{\partial (\Delta C_L)_{\text{tail}}}{\partial \hat{q}} = C_{Lq} = 2\alpha_T \tilde{V}' > 0 \rightarrow C_{Lq} > 0$$

NON È UNA DERIVATA MOLTO FORTE


Contributo coda a M_q

$$(\Delta M_q)_{\text{tail}} = -\Delta L_T e'_T$$

$$(\Delta C_{Mq})_{\text{tail}} = \frac{-\Delta L_T e'_T}{\frac{1}{2} \rho V^2 S c} = -\frac{\Delta C_{L_T} \cdot S_T \cdot e'_T}{S \cdot c} = -\Delta C_{L_T} \cdot \tilde{V}'$$

$$(\Delta C_L)_{\text{tail}} = \Delta C_{L_T} \cdot \frac{S_T}{S}$$

"-": quando c'è un + lift sul tail l'aereo va a PICCHIARE $\rightarrow M_q < 0$



$$(\Delta C_{Mq})_{\text{tail}} = -\alpha_T e'_T \hat{q} \frac{S_T}{c} \tilde{V}'$$

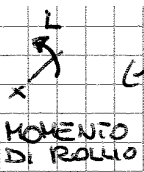
$$\frac{\partial (\Delta C_{Mq})_{\text{tail}}}{\partial \hat{q}} = C_{Mq} = -2\alpha_T \frac{e'_T}{c} \tilde{V}' < 0 \rightarrow C_{Mq} < 0$$

DERIVATA FORTE
(5-7 volte + forte di C_{Lq})

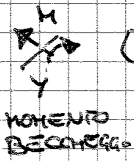
Riassumendo:

- DISTURBO $\Delta \alpha$
- Se l'aereo è STATICAMENTE STABILE \rightarrow Momento picchionte ($C_{Mq} < 0$) in modo che RITORNA IN ASSETTO

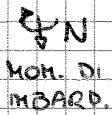
... MA OCCHIO! IL $\Delta \alpha$ può arrivare da una raffica ma anche dal pilota, con un colpo di equilibratore



$$(1) L = J_x \dot{p} - J_{yz} (q^2 - r^2) - J_{xz} (\dot{r} + pq) - J_{xy} (q - rp) - (J_y - J_z) q \dot{r}$$



$$(2) M = J_y \dot{q} - J_{zx} (r^2 - p^2) - J_{xy} (\dot{p} + qr) - J_{yz} (\dot{r} - pq) - (J_z - J_x) r \dot{p}$$

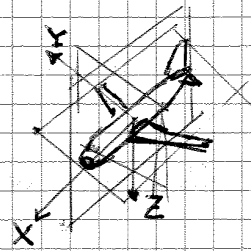


$$(3) N = J_z \dot{r} - J_{xy} (p^2 - q^2) - J_{yz} (\dot{q} + rp) - J_{zx} (\dot{p} - qr) - (J_x - J_y) p \dot{q}$$

SEMPLIFICAZIONI DA ACCOLE AERTURBAZIONI

EFFETTI DI SIMMETRIA SULL'AEREO

- $J_{xy} = 0$
- $J_{yz} = 0$
- $J_{xz} \neq 0$



Equazioni Forze

$$\begin{aligned} F_x &= m (\dot{u} + q w - r v) \\ F_y &= m (\dot{v} + r w - p u) \\ F_z &= m (\dot{w} + p v - q u) \end{aligned}$$

Condizioni iniziali

$$p_{eq} = q_{eq} = r_{eq} = 0$$

$$\begin{cases} u_{eq} \approx v_{eq} \\ v_{eq} \approx 0 \\ w_{eq} \approx 0 \end{cases} \left\{ \begin{array}{l} \text{sarebbero } = \text{ e non } \approx \\ \text{se il riferimento fosse} \\ \text{inertiale} \end{array} \right.$$

Moto vario

$$\begin{aligned} u &= u_{eq} + \Delta u & p &= 0 + \Delta p \\ v &= 0 + \Delta v & q &= 0 + \Delta q \\ w &= 0 + \Delta w & r &= 0 + \Delta r \end{aligned}$$

$$(4) F_x = m (\Delta \dot{u} + q w_{eq} + \cancel{q \Delta w} - r v)$$

$$(5) F_y = m (\Delta \dot{v} + r w_{eq} + \cancel{r \Delta u} - p w_{eq} - \cancel{p \Delta w})$$

$$(6) F_z = m (\Delta \dot{w} - q w_{eq} - \cancel{q \Delta u} + \cancel{p v})$$

TOLGO UN PRODOTTO DI VARIABILI DEL LATERO-DIREZ E UNO DEL LONGITUD.

LONGITUDINALE

$$\begin{cases} F_x = m(\Delta \dot{u} + q w_{eq}) + q \Delta w \\ F_z = m(\Delta \dot{w} - q u_{eq}) - q \Delta u \\ M = q J_y \dot{\theta} \\ \dot{\theta} = q \end{cases}$$

Mostrale: possiamo trattare il LONG da solo anche senza l'ipotesi delle piccole perturbazioni, ma non si può fare il contrario, cioè trattare il LAT-DIR senza piccole perturbazioni (xk se no come togli le variabili del long?)

Abbiamo esplicitato i 2^o membri e ora dobbiamo esplicitare i primi!

$$F_x = F_{x_{eq}} + \Delta F_x$$

↓
T-D=0

$$F_z = F_{z_{eq}} + \Delta F_z$$

↓
L-W=0

$$M = M_{eq} + \Delta M$$

↓
=0

$$F_x = f(V, \alpha, \theta, \dot{V}, \dot{\alpha}, \dot{\theta}, \ddot{V}, \ddot{\alpha}, \ddot{\theta}, \dots)$$

$$F_x = \frac{\partial F_x}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_x}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial F_x}{\partial \theta} \Delta \theta$$

... e si potrebbe andare oltre ma sono cose trascurabili! Tipo C_{D_v} , C_{D_α} , ...

$$F_x = F_{x_v} \Delta V + F_{x_\alpha} \Delta \alpha + F_{x_\theta} \Delta \theta$$

$$F_z = F_{z_v} \Delta V + F_{z_\alpha} \Delta \alpha + F_{z_\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + F_{z_q} q$$

$$M = M_v \Delta V + M_\alpha \Delta \alpha + M_q \cdot q + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} = J_y \dot{q}$$

COMANDI BLOCCATI : $V, \alpha, \theta \neq 0$ ma $\dot{\theta} = 0$.

Risposta dinamica longitudinale del velivolo a comandi bloccati.

MECCANICA del VOLO 21/05/2013

ULTIMA LEZIONE !!!

$$\lambda^4 + B\lambda^3 + C_1\lambda^2 + D_1\lambda + E_1 = 0$$

4 soluzioni \rightarrow 4 variabili di stato: V, α, θ, q

$\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ $\left\{ \begin{array}{l} 4 \text{ autovalori REALI} \\ 2 \text{ auto REALI} + 1 \text{ COPPIA COMPL CONIUGATA} \\ 2 \text{ COPPIE COMPLESSE CONIUGATE} \end{array} \right.$

$$\lambda_{1,2,3,4} = \text{cost}$$

MOTO È COMPOSIZIONE DI 4 MODI

$$\lambda_{1,2} = \alpha \pm i\beta, \lambda_3 = \text{cost}, \lambda_4 = \text{cost}$$

$$\lambda_{1,2} = \alpha \pm i\beta, \lambda_{3,4} = \gamma \pm i\delta$$

IL MOTO È COMPOSTO DA 2 MODI rappresentati da queste 2 coppie

$$\Delta \hat{V} = p_{11} e^{\lambda_1 \hat{T}} + p_{12} e^{\lambda_2 \hat{T}} + p_{13} e^{\lambda_3 \hat{T}} + p_{14} e^{\lambda_4 \hat{T}}$$

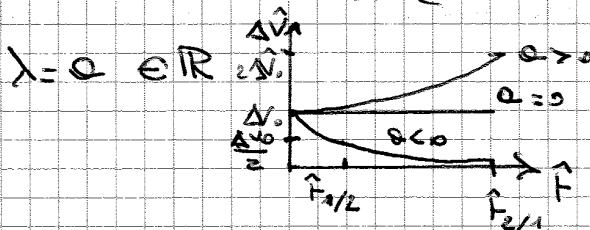
$$\Delta \alpha = p_{21} e^{\lambda_1 \hat{T}} + p_{22} e^{\lambda_2 \hat{T}} + p_{23} e^{\lambda_3 \hat{T}} + p_{24} e^{\lambda_4 \hat{T}}$$

$$\theta =$$

$$q =$$

Tutte e 4 le variabili variano nello stesso modo, ma cambia il PESO perché cambiano i coefficienti i_{ij}

... ma cosa vuol dire avere soluzioni reali o complesse?

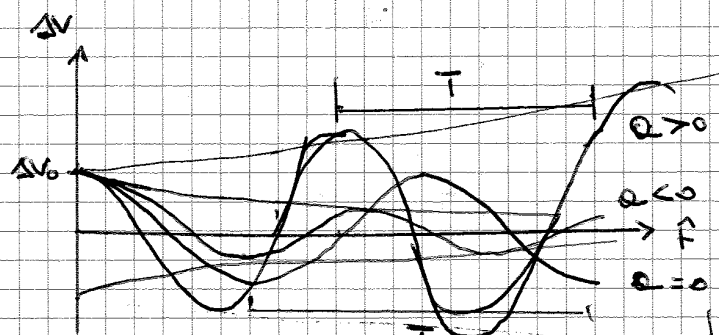


$\alpha < 0 \rightarrow$ RISPOSTA SMORZATA

$\alpha > 0 \rightarrow$ AMPLIFICA DISTURBO

$\Delta \hat{V}$: disturbo

$$\lambda = \alpha \pm i\beta$$



soluz. complessa coniugate
 \downarrow
soluz. relativa a quel modo È OSCILLATORIA

$$\Delta \hat{V} = p_{11} e^{\lambda_1 t} + p_{13} e^{\lambda_3 t}$$

$$\Delta \alpha = p_{21} e^{\lambda_1 F} + p_{23} e^{\lambda_3 F}$$

$$\theta = p_{31} e^{\lambda_1 F} + p_{33} e^{\lambda_3 F}$$

MODO
CORTO
PERIODO
MODO
FUGOIDE
→ MOTO

Rappresentazione degli autovettori

→ MODO OSCILLATORIO → DIAGRAMMA DI ARGAND

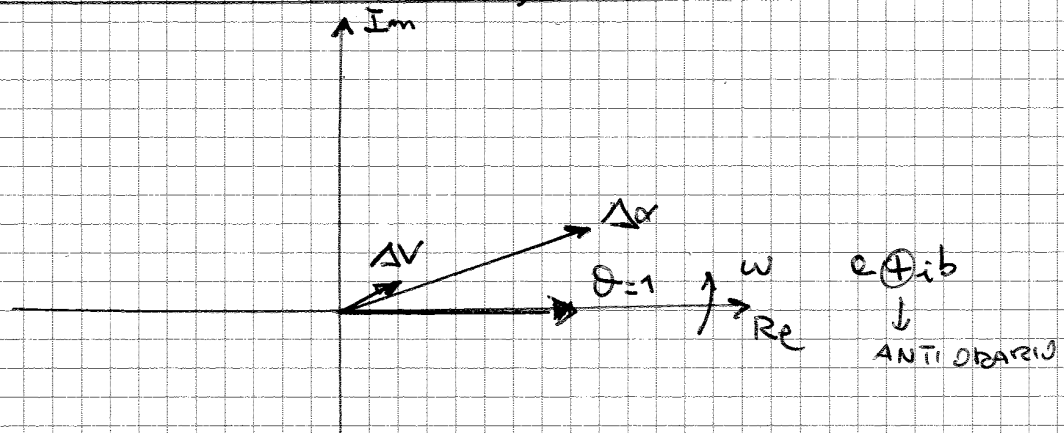
- Dividiamo tutto il q_p per p_{31} e il fugoide per p_{33}

$$\Delta \hat{V} = \frac{p_{11}}{p_{31}} e^{\lambda_1 F} + \frac{p_{13}}{p_{31}} e^{\lambda_3 F}$$

$$\Delta \alpha = \frac{p_{21}}{p_{31}} e^{\lambda_1 F} + \frac{p_{23}}{p_{31}} e^{\lambda_3 F}$$

$$\theta = e^{\lambda_1 F} + e^{\lambda_3 F}$$

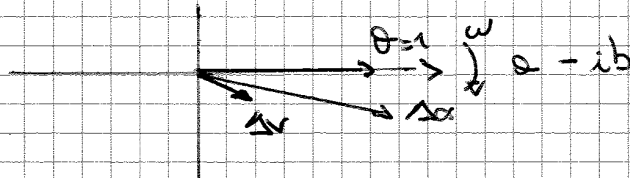
DIAGRAMMA DI ARGAND, vettori rotanti



Le 3 variabili sono poco sfasate tra loro.

ΔV è e ordini di grandezza + piccolo di θ .

In un periodo fanno un giro, variano tutti e 3 la loro lunghezza MANTENENDO GLI STESSI RAPPORTI tra loro



MECCANICA del VOLO 11/03/2013

Prof. Guglieri

SISTEMI PROPULSIVI

Si considerano i propulsori come delle "scatole nere" ad uso del pilota [oppure il corso di PROPULSIONE]

MOTORI A GETTO $\left\{ \begin{array}{l} \text{TURBOJET} \\ \text{TURBOFAN} \\ \text{TURBO PROP} \end{array} \right.$

MOTORI ALTERNATIVI \rightarrow MOTO ELICA

TURBOJET

Bolzo da motore alternativo a motore a getto

- \rightarrow aumento velocità di crociera
- \rightarrow aumento quota di crociera
- \rightarrow aumento autonomia

TURBOJET PURO = ALTO INQUINAMENTO!

ALTE EMISSIONI ACUSTICHE
BASSO RENDIMENTO

Il turbojet ha visto il boom negli anni '60, poi è stato "superato" dallo sviluppo del TURBOFAN

► Prestazioni

EROGAZIONE DI SPINTA (\rightarrow caratterizzazione completamente diversa da un motore che eroga potenza)

REGOLARE MANETTA = REGOLARE SPINTA

Spinta disponibile $T_D = T_D(h, V, \pi) =$ MAPPA DI FUNZIONAMENTO

h = quota V = velocità di volo

π = regolazione della manetta [0% ÷ 100%]
COMPORTAMENTO LINEARE A TRATTI

$$T_D = m(\mu_g - \mu_w)$$

$$m = \rho \cdot V_a \rightarrow \text{DIPENDENZA DA QUOTA}$$

$$m = \rho W^2 S$$

NOTAZIONE: W = velocità dei gas nel motore

Si usa un valore di c mediato sulla missione.
 $c \rightarrow$ ~~score~~ dipendenza dalla quota

$$c = c_{SL} \sigma^{0,2} = c_{SL} \left(\frac{p}{p_{SL}} \right)^{0,2}$$

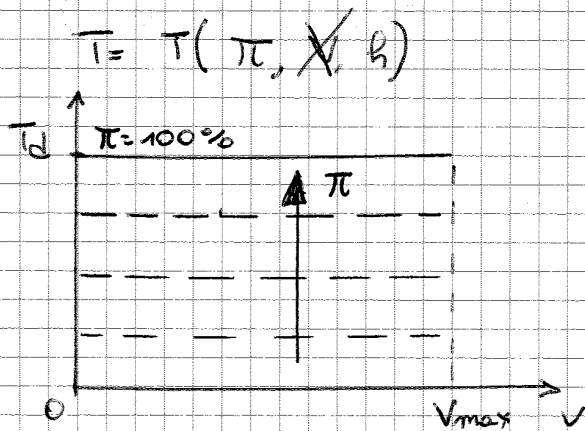
NOTA: se serve un calcolo delle prestazioni con errore $< 1\%$ bisogna usare x forza le mappe.

COMPUTER DI BORDO \rightarrow MAPPATURA NUMERICA

- Modello con equazioni semplificate: errore 5%
 vanno bene a livello di avoprogetto ma non
 x fare una verifica di missione.

MECCANICA DEL VOLO by Guglieri 18/03/2013

Svincoliamo la velocità di volo dalla spinta
 \rightarrow errore $\sim 5\%$



- REGOLAZIONE DEL MOTORE
 - $\blacktriangleright h = \text{cost} \rightarrow p = \text{cost}$
 - $\blacktriangleright \pi$ variabile
 - VARIA APPORTO COMBUSTIBILE

Possiamo arrivare a SPINTA ZERO?

No, perché $T=0 \Leftrightarrow$ SPEGNIMENTO MOTORE

Nella realtà c'è una spinta minima,
 MINIMO REGIME DI FUNZIONAMENTO (idle)

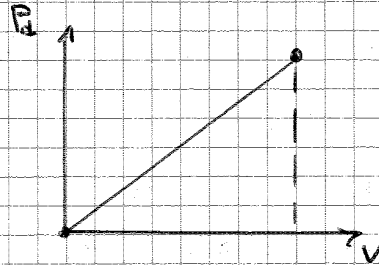
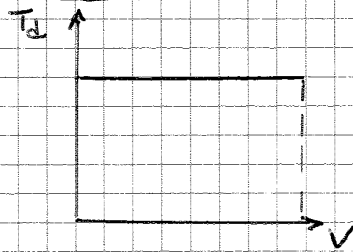
In questo corso però useremo dire che la manetta
 va da 0 a 1.

- REGOLAZIONE A:

$$\pi = \text{cost}$$

$$h = \text{variabile} : h \uparrow p \downarrow \Rightarrow m \downarrow \Rightarrow T_d \downarrow$$

TURBOJET



Potenza lineare con la velocità.

▲ NEL TURBOFAN È UN PO' DIVERSA LA STORIA!! NON È LINEARE.

$$P_d = T_d \cdot V$$

MAPPATURA È DISCONTINUA → DIPENDE DAI REGIMI DI VOLO (DECOLLO, CONTINUATIVO, SALITA, CROCIERA)

MEMO TURBOJET, TURBOFAN → SPINTA, TURBOPROP, MOTOELICA

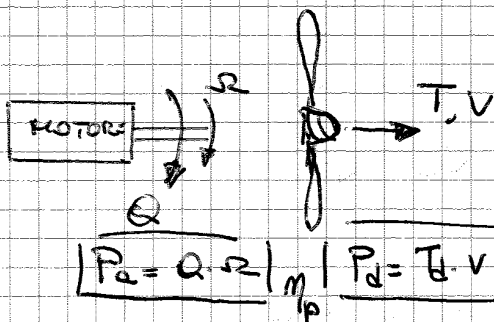
POTENZA

MOTOELICA

MOTORE ALTERNATIVO, RAPPORTO POTENZA / PESO NON È MOLTO ELEVATO

$$T_d = \frac{P_d}{V} = \frac{\eta_p \cdot P_a}{V}$$

P_a = potenza disponibile all'albero a valle della trasmissione
(→ tiene conto dei rendimenti dei riduttori, ...)



NOI CONSIDERIAMO IL RIDUTTORE COME INTERNO AL MOTORE

$$P_a = Q \cdot \Omega \quad \eta_p \quad P_d = T_d \cdot V \quad \rightarrow \quad \Omega = \text{velocità angolare elica}$$

Regime di funzionamento 2300 rpm

BASSO NUMERO DI GIRI

- ↳ MINORI SOLLECITAZIONI
- ↳ VITA OPERATIVA + LUNGA
- ↳ + LEGGEREZZA

[il motore a 2T ha regime di funzionamento + alto, ma è usato solo dagli ultraleggeri]

$$\eta_p \neq 1$$

$$\eta_p = \frac{P_d}{P_a} = \frac{T_d \cdot V}{Q \cdot \Omega}$$

RENDIMENTO ELICA

η_p VARIA CON LE FASI DEL VOLO:

▶ DECOLLO $\eta_p = 0,3 - 0,4$

▶ SALITA $\eta_p = 0,5 - 0,6$

▶ CROCIERA $\eta_p = 0,85$ [con passo variabile]

Moore: **MOTOELICA** = $\begin{matrix} \text{bosse quota} \\ \text{bosse velocità} \end{matrix}$

$$\frac{dW}{dt} = -k_c \cdot P_c = -k_c \frac{P_d}{\eta_p} = -k_c \frac{T_d \cdot V}{\eta_p}$$

k_c = HP SFC : Horse Power Specific Fuel

$$k_c \approx 0,5 \frac{\text{lb}}{\text{h} \cdot \text{hp}} \rightarrow \text{CONSUMO} \times \text{MANTENERE } 1 \text{ hp PER } 1 \text{ h}$$

($\$$) **BENZINA** 100 ottani, purissima!
 3 €/lt! È il top della raffinazione del petrolio (il kerosene costa molto meno!)

A parità di potenza ALL'ALBERO P_c il consumo non dipende dall'elica!

→ POSSO AVERE $\eta_p = 0$ o $\eta_p = 1$ MA IL CONSUMO È QUELLO!

$$\boxed{\frac{dW}{dt} = - \left(\frac{k_c T_d}{\eta_p} \right) \cdot V}$$

$V \uparrow$
 CONSUMO $\uparrow\uparrow$

MECCANICA del VOLO 25/03/2013

MOTOELICA

$$P_d = T_d \cdot V = \left(\frac{\eta_p}{\eta_p} \right) P_c$$

$\eta_p \Leftrightarrow$ AERODINAMICA DELL'ELICA

$$T_d = \frac{\eta_p P_c}{V} = \frac{\eta_p(V) P_c}{V} \rightarrow T_d = f(V)$$

PER TURBOJET e TURBOFAN LA SPINTA ERA SVINCOLATA DALLA VELOCITÀ DI VOLO!

$$T_n = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_0} + K C_L^2)$$

Spinta necessaria x volo rettilineo uniforme

ANTI-ECONOMICO x CHI AFFITTA L'AEREO, SI paga a ore!

Diagramma CONSUMO ORARIO - MACH DI VOLO

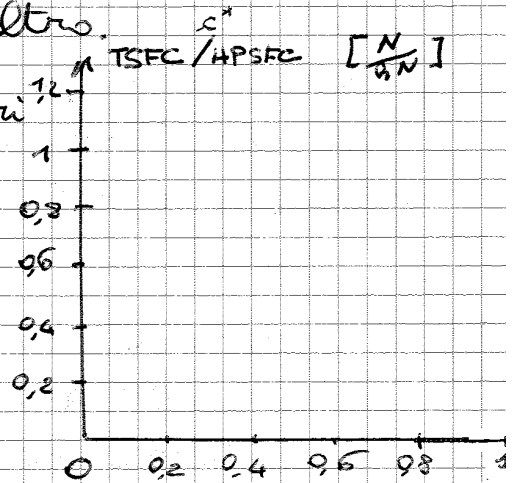
TURBOPROP HA UN CONSUMO SUPERIORE A QUELLO DEL MOTORE A PISTONI ... ALLORA PERCHÉ PREFERIAMO IL TURBOELICA?

→ XK consuma KEROSENE !!

COSTA MOLTO MENO DELLA BENZINA !

Guardare x quali campi di velocità conviene usare un motore piuttosto che un altro.

* Il turboelica usa un elica a giri COSTANTI → passo variabile, regolo così la forza trudente

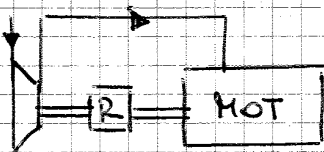


ANDAMENTO POTENZA - QUOTA | $P_a = P_{aMAX SL} \cdot \sigma \cdot \pi$ |

- ▷ $p \downarrow \rightarrow m_a \downarrow$
- ▷ pressione di alimentazione ↓ [MANIFOLD PRESSURE]
- Scende il coefficiente di riempimento $\lambda_r \downarrow$

→ SOVRALIMENTAZIONE

COMPRESSORE COMANDATO MECCANICAMENTE



$h_r =$ quota di ristabilimento

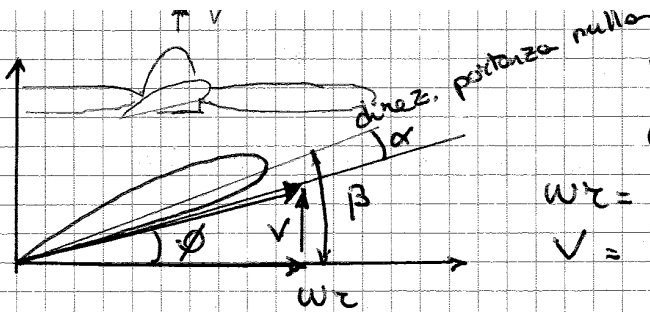
$$h < h_r$$

$$P_a = \pi P_{aMAX SL}$$

$$h > h_r$$

$$P_a = \pi P_{aMAX SL} \frac{\sigma}{\sigma_r}$$

→ funziona bene (è conveniente) fino a h_r
 FINO a h_r la P_a NON RISENTE della potenza consumata dal compressore
 OLTRE h_r la P_a ne risente!



β = CALETTAMENTO GEOMETRICO

α = INCIDENZA LOCALE DEL PROFILO

w_T = velocità tangenziale delle sezioni

V = velocità di avanzamento

$$\tan \phi = \frac{V}{w_T} = J$$

RAPPORTO DI AVANZAMENTO
(advance ratio)

$$\phi \approx \frac{V}{w_T} = J$$

$$\frac{V}{w_T} \approx 0,1 \div 0,3$$

$$\beta = \alpha + \phi$$

ϕ LUNGO APERTURA \downarrow SCENDE!

$$\alpha = \beta - \phi$$

? ma $w_T \uparrow$ al crescere di R

$$\rightarrow \frac{V = \cos i}{w_{T,R}} = \phi \downarrow !$$

SI VUOLE FAR LAVORARE IL PROFILO IN CONDIZIONE DI EFFICIENZA MAX

$\rightarrow \alpha$ DEVE RIMANERE COSTANTE LUNGO L'APERTURA

lungo apertura: $\phi \downarrow \Rightarrow$ facciamo scendere

\downarrow
 $\beta \downarrow \Rightarrow \alpha = \text{cost!}$

MECCANICA DEL VOLO

8/04/2013

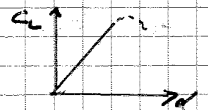
$$\alpha_{\text{effettiva}} = \beta - \phi$$

Posso lavorare in 2 casi diversi

a) $\Omega R = \text{cost}$ $V \uparrow$ | b) $V = \text{cost}$ $\Omega R \uparrow$

a) Impostiamo un valore di Ω agendo sulle manette.

Se $V \uparrow \Rightarrow J \uparrow \Rightarrow \phi \uparrow \rightarrow \alpha_{\text{eff}} \downarrow \Rightarrow T \downarrow$
AL CRESCERE DELLA VELOCITÀ LA TRAZIONE SCENDE



b) Variamo Ω

$$\Omega \uparrow \rightarrow J \downarrow \rightarrow \phi \downarrow \rightarrow \alpha \uparrow \Rightarrow T \uparrow$$

A PARTIRÀ DI VELOCITÀ DI AVANZAMENTO AL CRESCERE DI Ω AUMENTA LA TRAZIONE

$$\tan \beta = \frac{P}{2\pi R}$$

NON SI PUÒ MISURARE IL PASSO,
NON È UN PARAMETRO FISICO DELL'ELICA

Il passo sarebbe la traccia del disco dell'elica in avanzamento con una velocità V tale che l'inclinazione della traccia segua l'angolo di Colettamento β .

Esempio

$$\tan \beta = \frac{P}{2\pi R}$$

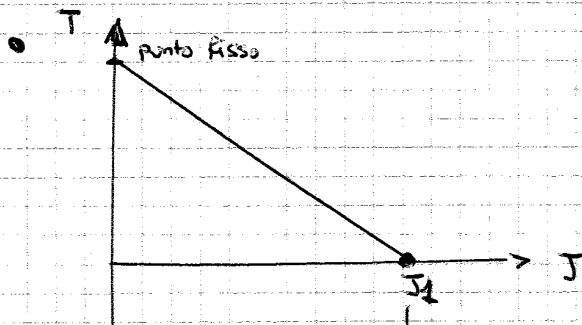
↑
RAGGIO DI RIFERIMENTO = 75% RAGGIO REALE

elica da aeromodellismo : $10'' \times 4,7''$
 $d \times P$

$$\tan \beta = \frac{5''}{2\pi \cdot 5''}$$

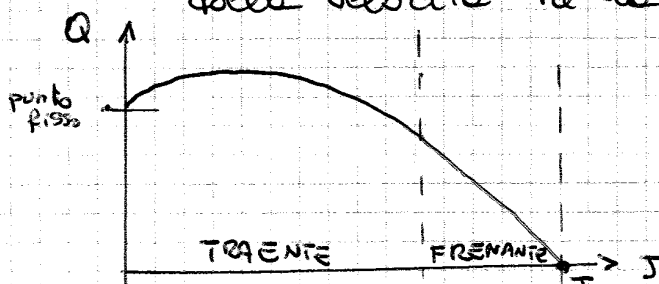
$$\beta \approx \frac{1}{30} \text{ rad} = 8,5^\circ$$

β di CALETTAMENTO SI RIDUCE DALLA RADICE ALL'ESTREMITÀ



Solitamente questi diagrammi vengono tracciati per $\Omega_{MAX} \rightarrow$ il valore di V

⚠ A parità di J la pole mi può dare comportamenti diversi: la pole ha una corda molto piccola \rightarrow il Re dipende fortemente dalla velocità che lo investe!



J_2 : TRANSIZIONE DA ELICA RESISTENTE A ELICA CHE TRASCINA IL MOTORE!

\rightarrow LO MANDA FUORI GIRI!!!

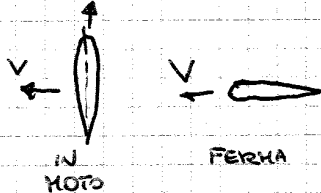
→ IN ATTERRAGGIO

⇒ è come gli invertevri di spinta

- PASSO zero : ELICA LAVORA A INCIDENZA DI PORTANZA NULLA.

Serve all'accensione ($V=0$) per avere il minimo di coppia resistente

- ELICA IN BANDIERA : si allinea la pala alla direzione del moto ($\beta = 90^\circ$) per avere il minimo di resistenza



→ MOTORE IN AVARIA, messo in bandiera

Turbo elica : MOTORE VA A GIRI COSTANTI E C'È UNA REGOLAZIONE AUTOMATICA DEL PASSO che fa in modo che la coppia richiesta sia compatibile con la potenza erogata all'albero

MECCANICA DEL VOLO 15/04/2013

Elica a passo variabile durante il moto → ALTA EFFICIENZA

MOTORE A PISTONI + ELICA A PASSO FISSO
→ variazione rpm

MOTORE TURBOELICA + ELICA A PASSO VARIABILE
→ giri quasi costanti
= ELICA A GIRI COSTANTI

REGOLAZIONE DISGIUNTA

Ci sono soluzioni (nell'aviazione ultraleggera) che consentono sia di variare il numero di giri sia il passo dell'elica → ATTENZIONE PERÒ!
C'è il rischio di far lavorare l'elica nel regime sbagliato.

COSTRUZIONE ELICHE

U.S.A. → Hamilton Standards

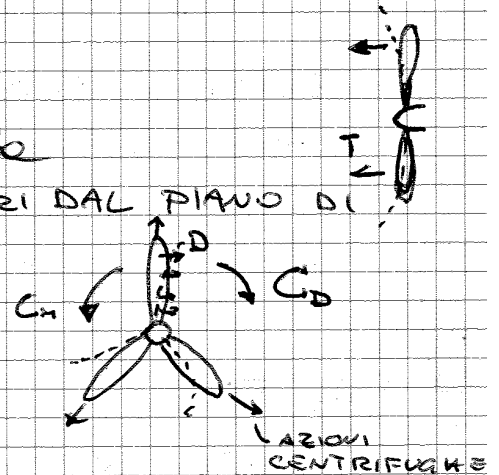
- Legno, metallo, COMPOSITI



- + resistenza a fatica
- + LEGGEREZZA
↳ minor momento d'inerzia attorno all'asse

SOLLECITAZIONI della pala

- TRAZIONE generata dalla pala
→ FLESSIONE DELLA PALA FUORI DAL PIANO DI ROTAZIONE
- COPPIA RESISTENTE
→ FLESSIONE NEL PIANO
- AZIONE CENTRIFUGA
→ TRAZIONE SULLE PALE
- CARICHI TORSIONALI AERODINAMICI attorno all'asse dell'elica

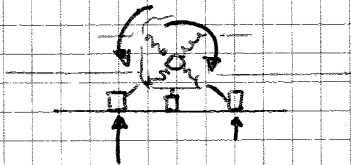


Motore alternativo trasmette moto al mozzo (→ alle pale)
in maniera VARIABILE → VIBRAZIONI

(pistoncini, anche se sfasati danno forza all'albero in modo alternato)

EFFETTI DELL'ELICA SUL VELIVOLO

- 1) COPPIA DI REAZIONE DELL'AEREO RISPETTO ALLA COPPIA DELL'ELICA



- A terra: corcello da un lato + sollecitato → + resistenza al rotolamento ⇒ tende a sterzare l'aereo
- In aria → MOMENTO DI ROLLIO!

La trazione del motore restante (il destro) dà un momento **IMBARDANTE + ALTO!**
Che va compensato con il timone!

Se il timone non riesce a contrastare questo bisogna per forza installare 2 eliche **CONTROROTANTI**.

⚠ Il 90% dei bimotori commerciali **NON HANNO** eliche controrotanti! Perché?

→ Perché costa!

In magazzino devi avere 2 eliche (destra e sinistra), 2 TRASMISSIONI!

-
- **PASSO INVERTITO** → $\beta < 0$ → **REVERSE**
↓
Rullaggio dopo atterraggio TRAZIONE NEGATIVA

SISTEMI DI SINCRONIZZAZIONE

Servono nei multi motore a eliche a giri costanti
x garantire che le eliche abbiano lo stesso regime angolare → **TRAZIONE SIMMETRICA!**

Uno dei 2 motori è preso come riferimento (**MASTER**) mentre l'altro è quello osservato (**SLAVE**)

SINCRONIZZATORE

→ Disconnessione in caso di differenza di \pm di 100 rpm: se un motore si spegne almeno non si spegne anche l'altro!

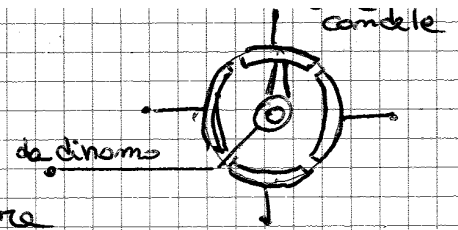
- Possibilità di mantenere w ma sfasare l'angolo delle 2 eliche
→ **CONFIGURAZIONE PUSH-PULL** (Dornier Do 335)
Fusoliera sta tra un'elica trascinante e una spingente

• DISTRIBUTORE

• PORTA CORRENTE ALLE CANDELE

(ogni cilindro ha 2 candele alimentate da circuiti separati)

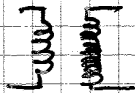
SALTO DI TENSIONE per alimentare la candela



MAGNETE → circuito primario (avvolgimento esterno)

SI FA AVVENIRE UN TRANSITORIO sul primario [circuito RC].

Per induzione è sentito dal secondario che aumenta la tensione e la passa alle candele (prima al distributore, poi alle candele)



PICCO DI TENSIONE → SCINTILLA



Chi fa avvenire il transitorio?

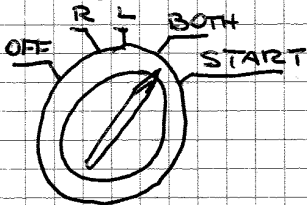
UN INTERRUITTORE FATTO SCATTARE dal motore

4 volte al giro (albero a come, ...)

RUTTORE

(4 volte al giro → 4 candele)

• COMUTATORE di ACCENSIONE



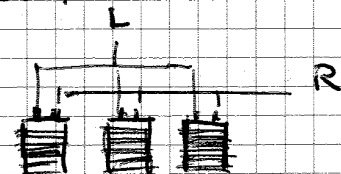
Accensione: ruoto la monopola su START, parte il motorino di avviamento, parte il motore e la monopola si porta su BOTH.

La posizione START non è stabile, ma la si tiene con la mano per pochi secondi (come accensione delle macchine).

Prova magneti: si prova prima del volo un magnete per volta.

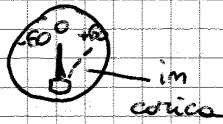
2 CANDELE per cilindro

2 MAGNETI



Ogni magnete comanda una candela su un cilindro, così in caso di failure di un magnete il motore rimane comunque acceso.

- AMPEROMETRO : monitoraggio dello stato di salute della batteria.



L'ALTERNATORE ricarica la batteria

⚠ ALTERNATORE È UNA COSA SEPARATA DAL MAGNETE

- EGT : picco di temperatura dei gas di scarico = MISCELA STECHIOMETRICA
 - Nei motori sovralimentati serve per dare un'indicazione della dosatura (e tracciare la caratteristica di funzionamento)

- POMPETTA DI RIPRESA → "CICCHETTO"

Si immette già miscela nei cilindri prima dell'accensione. Serve per non avere tubi vuoti all'accensione (o con bolle d'aria) → porta roba ai cilindri e poi nelle tubazioni avrà solo miscela

- ▣ Circuito aria calda: riscaldamento del carburatore per evitare la FORMAZIONE DI GHIACCIO. Questo avviene per aria molto umida e temp. prossime a quelle del punto di rugiada.
[La T nel carburatore è anche 10°C + bassa di quella esterna]

ARIA CALDA del carburatore → MISCELA PRERISCALDATA AI CILINDRI
↓
PERDITA DI POTENZA

NUMERO DI GIRI: dà il regime della macchina,
indice della POTENZA
EROGATA, non delle spinte.

ENGINE VIBRATION: si raccoglie una traccia
delle vibrazioni del motore, che
sono indici di possibili malfunzionamenti

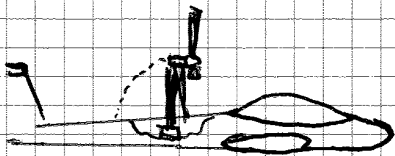
- LO "SASTRO DI CARICO" delle vibrazioni
sul volo viene passato ai servizi
di manutenzione

- SENSORE DI VIBRAZIONI:
hanno dei filtri passa-banda che
escludono le frequenze ammesse
del funzionamento

Es: si eliminano le basse frequenze
→ vibrazione della struttura I

Serie di foto con installazione di motori

- ALISPORT SILENT: elicotte motorizzato con
costello x elica retrattile



- MOTORINO in fusoliera solo x
decollo autonomamente

- Elica monopala, bilanciata dalla
parte opposta da una MASSA
DI BILANCIAMENTO

→ si porta l'asse di inerzia coincidente con
quello di rotazione.

Serve una trasmissione ad ALTO RENDIMENTO
per spendere bene la poca potenza disponibile
(99%)

Quindi

MATERIALI + TECNOLOGIA = ALTI RITARDI
nello sviluppo

• INIZIA NEGLI ANNI '30

→ FATICA → CARICHI CICLICI

Elicottero è molto + soggetto a cicli di carico.

CONFIGURAZIONI

- ROTORE PRINCIPALE + ROTORE DI CODA
(bilanciamento coppia di reazione del rotore principale)

Questa configurazione avviene dopo vari tentativi:

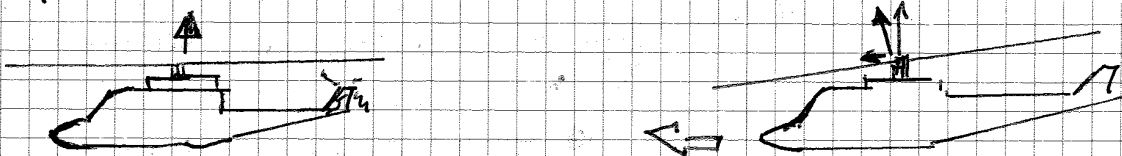
- ROTORE PRINCIPALE → alto momento d'inerzia
comporterebbe
ALTO SFORZO
DEL MOTORE
(troppo alto)
- ← VARIAZIONE DEL REGIME
↓
REGOLAZIONE TRAZIONE

→ Soluzione con motore a giri costanti e
PASSO VARIABILE

"PIATTO OSCILLANTE": dispositivo x
variazione del passo

△ INCLINAZIONE DEL DISCO

Per passare da volo verticale a volo traslato



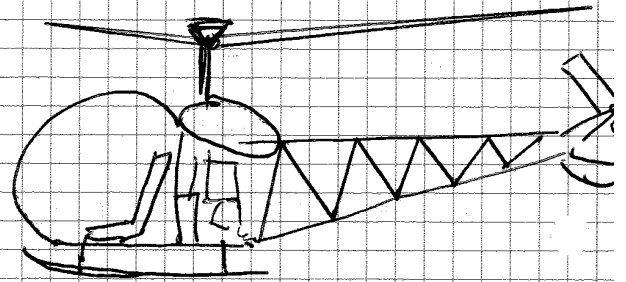
→ consentiva atterraggi corti

AUTOGYRO → De La Cierva, anni '30
Si era pensato che fosse la soluzione

MECCANICA DEL VOLO 6/05/2013

NOVENCLATURA ELICOTTERO

CABINA: inizialmente non era conformata in modo aerodinamico, ma solo come spazio vivibile x il pilota.

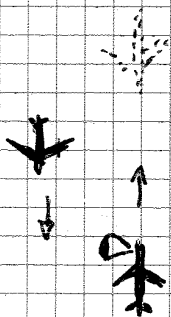


Agusta AB47

• CAPACITÀ DI VEDERE DAVANTI

e SOTTO → atterraggio su piste NON PREPARATE

e SOPRA: l'elicottero potrebbe stare sotto a ostacoli (cavi alta tensione, ponte)



• PERCHÉ IL PILOTA DELL'AEREO STA SEDUTO A SINISTRA?

→ Precedenze di volo: quando 2 aerei sono in fase di incrocio si devono affiancare a destra (ognuno va a dx)
→ stando seduti a sx vedi

il pilota dell'elicottero invece solitamente siede a destra: con la mano sx tiene la leva del collettivo, con la dx tiene la cloche.

LEVA DEL COLLETTIVO: regola il PASSO delle pale (fino a 15°-20°)
leva fatta tipo freno a mano

Passo ↑, L ↑ ma D ↑ ⇒ coppia resistente ↑

⇒ SERVE PIÙ COPPIA MOTRICE!

Prese di coppia del rotore di coda → utenza secondaria → CONSUMA 100 ÷ 150 kW

ROTORE PRINCIPALE : $\omega = 20 \div 35 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$

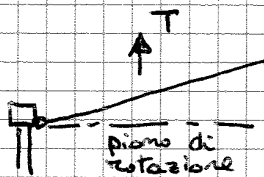
ROTORE DI CODA : $\omega = 100 \div 120 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$

Verso di rotazione rotore principale : mondo occidentale → VERSO ANTIORARIO



ROTORE PRINCIPALE

MOZZO RICEVE CARICHI DI TRAZIONE E CENTRIFUGHI DELLE PALE. → alti corichi, quelli + ingenti sono centrifughi



↳ CERNIERE MOLTO RESISTENTI
Tecnologia moderna : GIUNTI ELASTOMERICI

Non sentono la fatica

DERIVA : stabilità direzionale, allevia il compito del rotore di coda

IMPENNAGGI ORIZZONALI : servono a stabilizzare i momenti di beccheggio.

$\alpha > 0 \rightarrow$ MOMENTO CABRANTE

FUSOLIERA + ROTORE $\rightarrow C_{m\alpha} > 0 < \alpha_{ca} \rightarrow$ MOM. PICCHIANTI

" " + STABILIZZATORI \rightarrow bilancie

Bassa velocità (o volo a punto fisso) si colettono (automaticamente) gli impennaggi a cabrore (~ 40°)



La pressione dinamica vista dagli impennaggi a bassa velocità è data dalla SCIA del ROTORE.

↓ → danno portanza ↑

Il rotore articolato è meccanicamente molto complesso

- SMORZATORI → garantire la stabilità della dinamica di BRANDEGGIO
(nel bipolo non varia il raggio d'inerzia → non c'è una cerniera di brandeggio)

3) ROTORI HINGELESS

CERNIERA ELASTICA → è come una trave incastata, sente un MOMENTO FLETENTE ALLA RADICE

Trasmette carichi + importanti al mozzo
CARICHI + IMPORTANTI AL MOZZO

↓
MIGLIOR MANOVRAABILITA'

- Eurocopter BO-105

In alcuni casi si elimina anche la cerniera del passo, sostituendola con un GIUNTO ELASTOMERICO A TORSIONE.

HINGELESS → poco complessi meccanicamente, danno anche meno resistenze aerodinamiche

⚠ Alti carichi al mozzo → MOZZO IN TITANIO

4) ROTORE BEARINGLESS

Si distribuisce la cedevolezza attraverso il mozzo → IL MOZZO È DEFORMABILE elasticamente.

• Starflex → mozzo elastico.

VANTAGGIO → riduzione complessità meccanica
• POSSO USARE PALE RIGIDE!

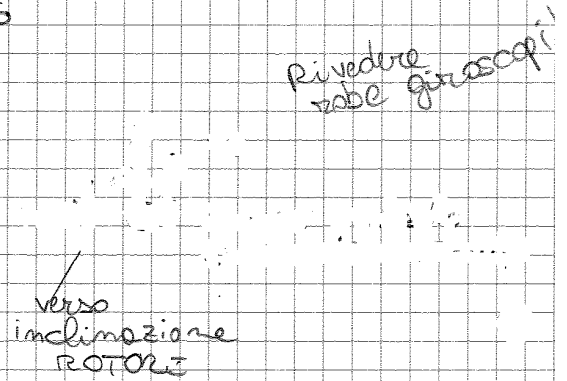
ROTORE e un SISTEMA GIROSCOPICO → risposta sfasata di 90° in ritardo

Il piatto oscillante deve lavorare 90° in anticipo:

→ LA VARIAZIONE DI PASSO DEVE ANTICIPARE DI 90°

L'ANGOLO DI FLAPPEGGIO

→ se voglio inclinare il ^{ROTORE} in avanti devo inclinare il piatto di lato

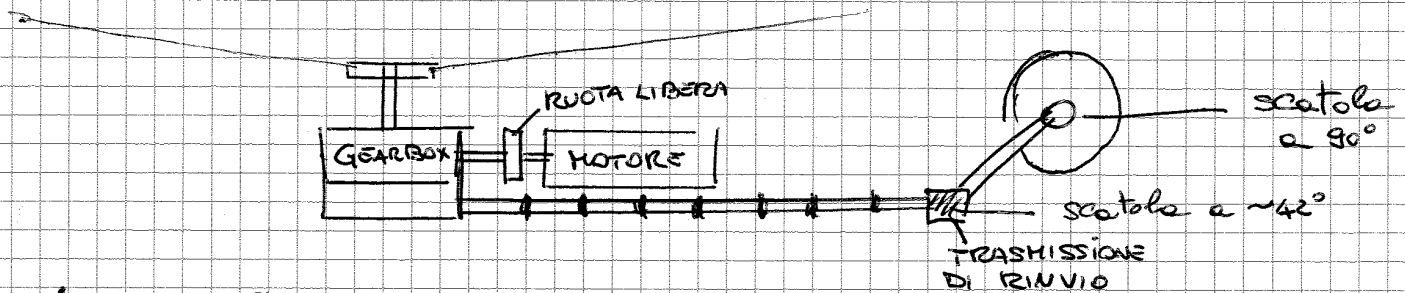


IL DISCO ROTORE È COME LA PARTE ROTANTE DEL GIROSCOPIO.

Lo swashplate dà una coppia forzante esterna
(→ velocità esterna)

- Al riduttore c'è anche una presa di coppia x il rotore di coda (ruota anche a velocità 5x rispetto a rot principale)

Soluzi^one di massima

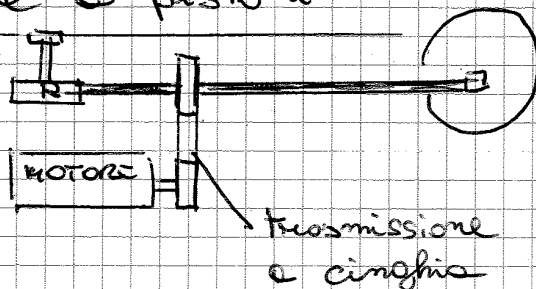


1 GIUNTI ELASTICI per:

- 1) dare + rigidità a ogni segmento
- 2) evitare trasmissione di vibrazioni torsionali e oscillazioni verticali
- 3) consente di non flettere l'albero durante flessioni del trave di coda

• Soluzione costruttiva alternativa: ROBINSON R22

Motore a pistoni



- CINGHIA È MESSA IN TENSIONE DA UN MOTORINO ELETTRICO: per staccare il motore e i rotori basta far rilassare la cinghia

- IL ROTORE DI CODA viaggia alla velocità dell'albero che porta la coppia al riduttore del rotore principale

Cinghia ^{LEAGERA} ELASTICA → assorbe vibrazioni

Rateo virata manovra: 10-15°/s (Aereo acrob: 60°/s)
Perché? Perché nell'ala fissa l'ala è parte integrante della struttura e quindi c'è una risposta rapida.

Meccanica del Volo – a.a. 2005-2006

Prova Scritta del 21-6-2006

Fattori di conversione: 1 lb = 4.448 N; 1 ft = 0.3048 m; 1 nm = 1852 m; 1 hp = 745.7 W; 1 kt = 0.5144 m/s

- 1) Illustrare il principio di funzionamento del variometro.
- 2) Ricavare l'odografa del moto partendo dalle equazioni per il volo librato (costruzione vettoriale ed analogia con la polare aerodinamica).
- 3) Partendo dall'espressione della polare quadratica, ricavare analiticamente le condizioni di massima efficienza (C_L , C_D , E).
- 4) In che modo viene definito il limite anteriore per la posizione del baricentro?
- 5) Ricavare analiticamente e graficamente l'effetto del peso W sulla curva della potenza necessaria al volo in funzione della velocità $P_n=f(V)$.
- 6) Definire analiticamente le condizioni di salita economica per un velivolo turbogetto.
- 7) Discutere i parametri da cui dipende la potenza del motoelica.
- 8) La virata corretta: parametri caratteristici e relazioni analitiche.
- 9) Atmosfera standard: definizione del gradiente di densità nella troposfera.
- 10) Ricavare l'espressione analitica dello spazio di arresto in atterraggio.
- 11) Un aliante inizia una planata ad una quota di 1500 m, mantenendo poi una velocità indicata costante di 55 nodi. Sapendo che la planata viene compiuta in presenza di un vento a favore di 10 nodi, determinare la distanza percorsa, assumendo che la misurazione di velocità NON sia affetta da errori e che la densità dell'aria abbia un valore costante, pari a quello a livello del mare.
 $W = 1000 \text{ lb}$ $S = 150 \text{ ft}^2$ $C_D = 0.0095 + 0.024 C_L^2$ $H = 9061 \text{ m}$
- 12) Determinare la durata della stessa planata, terminata a livello del mare, assumendo una variazione esponenziale della densità dell'aria con la quota, $\rho = \rho_0 \exp(-h/H)$, con $H = 9061 \text{ m}$.
- 13) Un quadrimotore a getto ha le seguenti caratteristiche:
 $W/S = 85 \text{ p.s.f.}$ $C_D = 0.023 + 0.045 C_L^2$
 $(T/W)_{SL} = 0.25$
Calcolare la massima quota alla quale è possibile il volo livellato, con manetta parzializzata al 85% della spinta massima disponibile.
- 14) Sempre per lo stesso velivolo a getto, determinare le condizioni di salita ripida (velocità, rateo di salita ed angolo di rampa) al livello del mare con un motore in avaria.
- 15) Un velivolo motoelica ha un peso ad inizio crociera di 5000 lb, di cui 850 sono il carico di carburante. Note le caratteristiche:

Meccanica del Volo A– a.a. 2006-2007

Prova Scritta del 14-6-2007

Fattori di conversione: 1 lb = 4.448 N; 1 ft = 0.3048 m; 1 nm = 1852 m; 1 hp = 745.7 W; 1 kt = 0.5144 m/s

- 1) Ricavare l'andamento della densità in funzione della quota in atmosfera standard, fino alla tropopausa.
- 2) Definire il punto neutro a comandi bloccati. Perché riveste particolare importanza la misura della sua distanza dal baricentro?
- 3) Cosa si intende per polare quadratica? Quali sono i limiti di validità di tale approssimazione?
- 4) Definire gli effetti di una corrente ascensionale per il caso di volo librato.
- 5) Definire la quota di tangenza teorica e ricavarne l'espressione per un velivolo motoelica dotato di compressore meccanico, con quota di ristabilimento h_R .
- 6) Definire analiticamente le condizioni di salita rapida (V , γ , C_L , R/C) per un velivolo motoelica.
- 7) Determinare analiticamente la condizione di massima autonomia chilometrica per un velivolo turbogetto.
- 8) Scrivere le 3 equazioni che descrivono l'equilibrio in virata per una virata corretta a quota costante.
- 9) Cosa è la lunghezza di pista bilanciata?
- 10) Da quali parametri del velivolo dipende la spinta necessaria?
- 11) Un aliante ($W = 1000$ lb, $S = 150$ ft²) compie una planata partendo da una quota di 1800 m, mantenendo una velocità indicata costante di 45 nodi ed un rateo di discesa di 150 fpm. Assumendo che la planata venga compiuta in assenza di vento e che la misurazione di velocità NON sia affetta da errori, determinare i coefficienti aerodinamici dell'aliante (C_D , C_L , E) nella condizione considerata. Considerare costante la densità dell'aria, con un valore $\rho = \rho_{SL}$.
- 12) Se il pilota mantiene sempre lo stesso assetto, a quale distanza dalla verticale del punto iniziale l'aliante toccherà terra? E dopo quanto tempo (sempre assumendo γ costante)?
- 13) Un bimotore a getto ha le seguenti caratteristiche:
 $W/S = 100$ p.s.f. $C_D = 0.022 + 0.04 C_L^2$
 $(T/W)_{SL} = 0.27$
Calcolare il rateo di salita ottenibile volando a piena ammissione e ad una velocità (vera) di 250 nodi, a 2500 m di quota.
Considerare per la densità dell'aria un andamento esponenziale in funzione della quota, $\rho = \rho_0 \exp(-h/H)$, con $H = 9061$ m.

Meccanica del Volo – a.a. 2006-2007

Prova Scritta del 4-9-2007

- 1) Come viene regolata la trazione generata dal rotore di coda di un elicottero convenzionale?
- 2) Caratteristiche, vantaggi e svantaggi del sistema propulsivo “turbofan” rispetto al turbogetto convenzionale.
- 3) Che funzione assolve il comando ciclico di un rotore di elicottero?
 - 1) A partire dalla legge di Stevino e dalla legge dei gas perfetti, ricavare l'andamento della pressione atmosferica in aria standard fino alla tropopausa.
 - 2) Illustrare il criterio di stabilità statica direzionale, indicando quali elementi del velivolo contribuiscono al valore della relativa derivata di stabilità.
 - 3) Quali sono gli effetti dell'ingresso in campo transonico sui coefficienti della polare quadratica? E a cosa sono dovuti?
 - 4) Data l'odografa del moto in volo librato, indicare l'effetto di un vento a favore, identificando graficamente la nuova condizione di massima autonomia chilometrica.
 - 5) Ricavare analiticamente e graficamente l'effetto della variazione del carico alare ($S=\text{costante}$) sulla curva della trazione necessaria al volo in funzione della velocità.
 - 6) A partire dalle equazioni che descrivono l'equilibrio di un velivolo in salita, definire analiticamente il valore del suo angolo di rampa e del rateo di salita, in funzione dei parametri di volo.
 - 7) Ricavare l'espressione dell'autonomia chilometrica specifica di un velivolo motoelica ed indicare il valore del CL che la massimizza.
 - 8) A partire dalle equazioni che descrivono l'equilibrio in una virata stazionaria a quota costante, ricavare il valore del massimo fattore di carico.
 - 9) Ricavare analiticamente lo spazio di rullaggio nella manovra di decollo.
 - 10) Tracciare l'andamento del coefficiente di trazione e dell'efficienza di un'elica a passo fisso in funzione del rapporto di avanzamento.
 - 11) Qual è la massima durata della planata che un aliante ($W = 1000 \text{ lb}$, $S = 150 \text{ ft}^2$, $C_D = 0.01 + 0.025 C_L^2$) può eseguire in aria calma, cominciando la discesa ad una quota di 1500 m e atterrando a livello del mare? Assumere $\rho = \rho_0 \exp(-h/H)$ ove $H = 9061 \text{ m}$.

Meccanica del Volo A- a.a. 2007-2008

Prova Scritta del 14-2-2008

1) Ricavare l'andamento della pressione in funzione della quota in atmosfera standard, fino alla tropopausa.

2) A partire dalle equazioni di equilibrio longitudinale, ricavare l'espressione della curva $\delta E - \alpha$, indicando gli effetti di uno spostamento del baricentro.

3) Quali effetti ha sulla polare del velivolo l'ingresso in campo transonico?

4) Definire sull'odografa del volo librato gli effetti di una corrente orizzontale.

5) Definire la quota di tangenza teorica e ricavarne l'espressione per un velivolo turbogetto.

6) Ricavare analiticamente le condizioni di salita rapida (V , γ , CL , R/C) per un velivolo turbogetto.

7) Determinare analiticamente la condizione di massima autonomia chilometrica per un velivolo motoelica.

8) Scrivere le 3 equazioni che descrivono l'equilibrio in virata per una virata corretta a quota costante.

9) Definire la velocità di decisione.

10) Definire il concetto di stabilità statica direzionale ed elencare quali elementi costruttivi danno un contributo a tale caratteristica del velivolo.

11) Un aliante ($W = 1000 \text{ lb}$, $S = 150 \text{ ft}^2$) compie una planata partendo da una quota di 1800 m, mantenendo una velocità indicata costante di 65 nodi ed un rateo di discesa di 215 fpm. Assumendo che la planata venga compiuta in assenza di vento e che la misurazione di velocità NON sia affetta da errori, determinare i coefficienti aerodinamici dell'aliante (CD , CL , E) nella condizione considerata. Considerare costante la densità dell'aria, con un valore $\rho = \rho_{SL}$.

12) Se il pilota mantiene sempre lo stesso assetto, a quale distanza dalla verticale del punto iniziale l'aliante toccherà terra? E dopo quanto tempo (sempre assumendo costante)?

13) Un bimotore a getto ha le seguenti caratteristiche:

$$W/S = 100 \text{ p.s.f. } CD = 0.022 + 0.04 CL^2$$

$$(T/W)SL = 0.25$$

Calcolare il rateo di salita ottenibile volando a piena ammissione e ad una velocità (vera) di 350 nodi, a 3500 m di quota. Considerare per la densità dell'aria un andamento esponenziale in funzione della quota, $\rho = \rho_0 \exp(-h/H)$, con $H = 9061 \text{ m}$.

14) Considerando che i dati dell'esercizio precedenti siano relativi alle condizioni di inizio crociera, determinare l'autonomia chilometrica con strategia a CL costante, completando la crociera alla velocità costante di 350 nodi, dopo aver consumato una

Meccanica del Volo A– a.a. 2007-2008

Prova Scritta del 14-7-2008

Tema A

- 1) Illustrare il principio di funzionamento del tubo di Pitot. Come viene detta la velocità misurata da tale strumento?
- 2) In che modo viene definito il limite anteriore per la posizione del baricentro?
- 3) Partendo dall'espressione della polare quadratica, ricavare analiticamente per le condizioni di massima efficienza (C_L , C_D , E).
- 4) Tracciare l'odografa del moto in volo librato e discutere la condizione di minimo rateo di discesa.
- 5) Ricavare analiticamente e graficamente l'effetto della quota sulla curva della trazione necessaria al volo in funzione della velocità $T_n=f(V)$.
- 6) Definire analiticamente le condizioni di salita ripida per un velivolo turbogetto.
- 7) Discutere l'influenza della quota sull'autonomia oraria di un velivolo motoelica.
- 8) Ricavare le espressioni dei principali parametri che identificano una virata corretta stazionaria (angolo di rollio, rateo e raggio di virata in funzione di V e n).
- 9) Atmosfera standard: definizione del gradiente di densità in funzione della temperatura (fino alla tropopausa).
- 10) Per quale motivo vengono utilizzate eliche a passo variabile?
- 11) Un aliante inizia una planata ad una quota di 1250 m, mantenendo poi una velocità indicata costante di 100 km/h. Sapendo che la planata viene compiuta in presenza di un vento contrario di 10 nodi ed assumendo che la misurazione di velocità NON sia affetta da errori, determinare l'angolo di rampa rispetto al suolo all'inizio della planata, assumendo per la densità dell'aria un andamento esponenziale in funzione della quota, $\rho = \rho_0 \exp(-h/H)$.
 $W = 1000 \text{ lb}$ $S = 150 \text{ ft}^2$ $C_D = 0.0095 + 0.024 C_L^2$
 $H = 9061 \text{ m}$
- 12) Determinare la durata della stessa planata, terminata a livello del mare, senza tenere conto della variazione della densità dell'aria con la quota.
- 13) Un quadrimotore a getto ha le seguenti caratteristiche:
 $W/S = 87 \text{ p.s.f.}$ $C_D = 0.0225 + 0.04 C_L^2$
 $(T/W)SL = 0.275$
Calcolare la quota di tangenza assumendo l'espressione esponenziale dell'atmosfera ($H = 9061 \text{ m}$).
- 14) Sempre per lo stesso velivolo a getto, determinare le condizioni di salita ripida (velocità, rateo di salita ed angolo di rampa) al livello del mare con un motore in

Esame di
Introduzione alla meccanica del volo
EASA Part 66
03-07-2013

1. Determinare la velocità di discesa w_2 di un aliante alla quota standard z_2 e al peso W_2 conoscendo alla stessa incidenza la sua velocità di discesa w_1 al peso W_1 e alla quota standard z_1 :

- $z_1 = 2000\text{m}$;
- $W_1 = 3200\text{ N}$;
- $w_1 = 0,72\text{ m/s}$;
- $z_2 = 3000\text{m}$;
- $W_2 = 4100\text{ N}$.

Soluzione: A) 0,72 m/s B) 1,04 m/s C) 0,58 m/s D) 0,386 m/s E) 0,86 m/s

2. Calcolare la velocità di salita w di un velivolo a elica che sale al CL di efficienza massima. Il velivolo ha le seguenti caratteristiche:

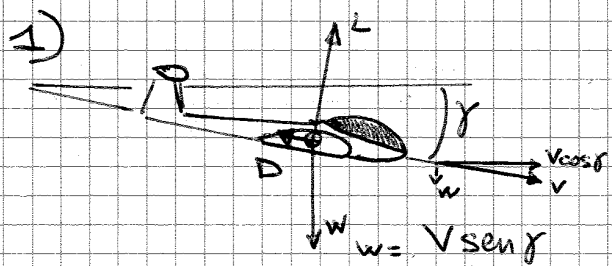
- Coefficiente di resistenza minimo $CD_0 = 0,020$;
- Superficie alare $S = 20\text{ m}^2$;
- Allungamento alare $\lambda = 8$;
- Fattore di Oswald $e = 0,9$;
- Peso $W = 35000\text{N}$;
- Potenza disponibile $P_d = 630\text{ hp}$;
- Quota di volo $z_{ISA} = 2000\text{ m}$.

Soluzione: A) 12,1 m/s B) 7,6 m/s C) 5,2 m/s D) 9,2 m/s E) 15,5 m/s

3. Determinare la quota di tangenza teorica z_{MAX} per un velivolo ad elica avente le seguenti caratteristiche:

- Coefficiente di resistenza minimo $CD_0 = 0,020$;
- Superficie alare $S = 20\text{ m}^2$;
- Allungamento alare $\lambda = 8$;
- Fattore di Oswald $e = 0,9$;
- Peso $W = 35000\text{N}$;

Svolgimento esame EASA Part 66 3-07-2013



$$L = W \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

$$D = W \sin \gamma$$

Da tabella aria ISA (fornita all'esame):

$$z_1 = 2000 \text{ m} \rightarrow \rho_1 = 1,0064 \text{ kg/m}^3$$

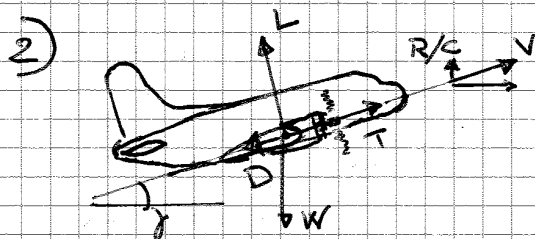
$$z_2 = 3000 \text{ m} \rightarrow \rho_2 = 0,9091 \text{ kg/m}^3$$

$$V = \sqrt{\frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho S C_L}}$$

$$\frac{V_2}{V_1} = \frac{w_2 \sin \gamma}{w_1 \sin \gamma} = \frac{w_2}{w_1} = \sqrt{\frac{W_2 \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho_1 S C_L} \cdot \frac{\frac{1}{2} \rho_1 S C_L}{W_1 \cos \gamma}} = \sqrt{\frac{W_2}{W_1} \frac{\rho_1}{\rho_2}}$$

C_L è costante a parità di γ

$$w_2 = \sqrt{\frac{W_2}{W_1} \frac{\rho_1}{\rho_2}} \cdot w_1 = \sqrt{\frac{4100 \text{ N}}{3200 \text{ N}} \cdot \frac{1,0064 \text{ kg/m}^3}{0,9091 \text{ kg/m}^3}} \cdot 0,72 \text{ m/s} = 0,857 \text{ m/s}$$



$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{\text{MAX}}} = W \cos \gamma$$

$$C_{L_{\text{MAX}}} = \sqrt{\pi \lambda C_{D_0}} = 0,6726$$

$$C_{D_{\text{MAX}}} = 2 C_{D_0} = 0,04$$

Per ricavare la velocità (utile per ricavare l'equaz. della spinta a partire dalla potenza $T_0 = \frac{P_0}{V}$) (TRAZIONE)

ci servirebbe l'angolo di rampa γ : $V = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho S C_{L_{\text{MAX}}}}} = \sqrt{\frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho S C_{L_{\text{MAX}}}}}$
... che però non abbiamo!

Allora per non utilizzare l'angolo ci calcoliamo il coefficiente di forza aerodinamica

$$C_{F_{\text{MAX}}} = \sqrt{C_{L_{\text{MAX}}}^2 + C_{D_{\text{MAX}}}^2} = 0,6738 \quad \rho = 1,0064$$

$$\rightarrow V = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S C_{F_{\text{MAX}}}}} = \sqrt{\frac{35000}{0,5 \cdot 1,0064 \cdot 20 \cdot 0,6738}} = 71,84 \text{ m/s}$$

$$4) \quad \frac{dW}{dt} = - P_{\text{azze}} k_c = - \frac{P_d}{\eta_e} k_c \quad P_d = T \cdot V = \frac{W}{c} \cdot V$$

$$\frac{dW}{dt} = - \frac{W}{E} \frac{V}{\eta_e} k_c$$



$$= - \frac{W}{E} \frac{k_c}{\eta_e} \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho C_L}}$$

VARIANDO IL PESO DURANTE IL VOLO e restando invariati ρ e $C_L \rightarrow V \neq \text{cost!}$

$$\frac{dt}{dW} = - \frac{E \eta_e}{W k_c} \sqrt{\frac{\frac{1}{2} \rho C_L}{W/S}} \rightarrow \frac{dt}{dW} \propto E \sqrt{C_L}$$

\rightarrow AUTONOMIA ORARIA MASSIMA $\Leftrightarrow E \sqrt{C_L} \text{ MAX}$

$$dt = - E \sqrt{C_L} \frac{\eta_e}{k_c} \sqrt{\frac{1}{2} \rho S} \frac{dW}{W^{3/2}}$$

$$k_c = \frac{0,36 \text{ lb}}{hp \cdot h} = \frac{0,1633 \text{ kg}}{749,7 \text{ W} \cdot 3600 \frac{s}{h}} = \frac{1,602 \text{ N} \cdot s}{749,7 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot s \cdot 3600}$$

$$= 5,967 \cdot 10^{-7} \frac{\text{N}}{\text{N} \cdot \text{m}}$$

$$E \sqrt{C_{L \text{ max}}} = \frac{\sqrt{3e\pi} C_{D0}}{4 C_{D0}} = \frac{1,1052}{0,072} = 15,35$$

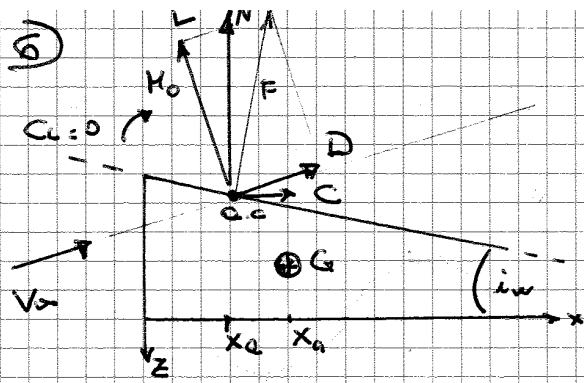
$$t_{\text{MAX}} = - \frac{E (E k_c)_{\text{max}} \sqrt{C_{L \text{ max}}} \eta_e \sqrt{\frac{1}{2} \rho S}}{k_c} \int_{W_1}^{W_2} W^{-3/2} dW$$

$$\int_{W_1}^{W_2} W^{-3/2} dW = \left[\frac{W^{-1/2}}{-1/2} \right]_{W_1}^{W_2} = -2 \left[\frac{1}{\sqrt{W_2}} - \frac{1}{\sqrt{W_1}} \right]$$

dove $W_2 = W_1 - G$

$$t_{\text{MAX}} = \frac{-15,35 \sqrt{1,1052} \cdot 0,25}{5,967 \cdot 10^{-7}} \cdot \sqrt{0,5 \cdot 0,9091 \cdot 90} \cdot -2 \left[\frac{1}{\sqrt{18000}} - \frac{1}{\sqrt{27000}} \right] =$$

$$= 127186,69 \text{ s} / 3600 \text{ s/h} = \underline{\underline{35,33 \text{ h}}}$$



equilibrio momento beccheggio

$$\oplus M_G \approx M_0 + N(x_G - x_0) + \underbrace{C_D(z_G - z_0)}_{\text{wing drag term} \approx 0}$$

$$N \approx L$$

$$C \approx D$$

passando ai coefficienti adimensionali

$$\rightarrow M_G = M_0 + N(x_G - x_0)$$

$$C_{M_G} = C_{M_0} + a \cdot \alpha \frac{(x_G - x_0)}{c}$$

$$[a = C_{L_w}]$$

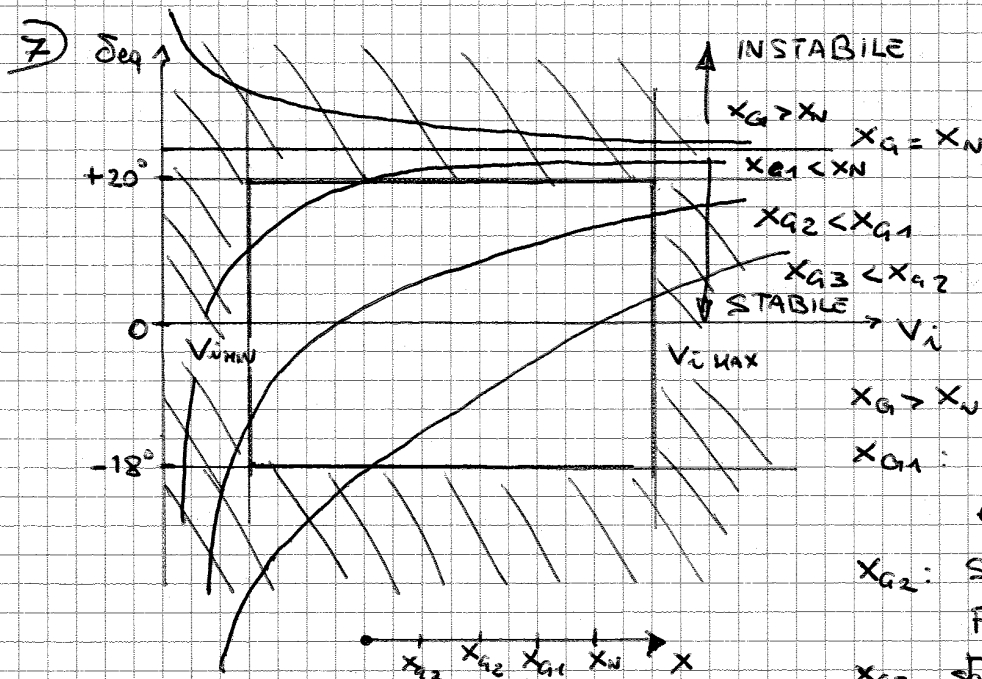
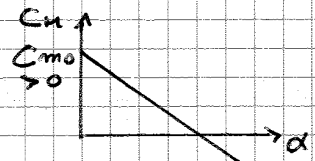
$$\frac{\partial C_{M_G}}{\partial \alpha} = C_{M_\alpha} = a \frac{(x_G - x_0)}{c}$$

EQUILIBRIO: $C_{M_G} = 0 \rightarrow C_{M_0} = -a \cdot \alpha \frac{(x_G - x_0)}{c}$

STABILITÀ STATICA: serve $C_{M_\alpha} < 0$

$$\rightarrow a \frac{(x_G - x_0)}{c} < 0 \Leftrightarrow \boxed{x_G < x_0}$$

$$C_{M_0} = \underbrace{-a \cdot \alpha}_{< 0} \underbrace{\frac{x_G - x_0}{c}}_{< 0} \rightarrow \boxed{C_{M_0} > 0}$$



$x_G > x_0$: velivolo instabile

x_{G1} : stabile ma non equilibrabile a V_{MAX}

x_{G2} : stabile e equilib per $\forall V \in (V_{min}, V_{max})$

x_{G3} : stabile e non eq. a V_{min}

→ eliche a passo FISSO

2. variando il passo dell'elica usando un motore a giri costanti → turboprop con eliche a passo variabile

Si hanno quindi eliche a passo fisso e passo variabile (durante il volo) e eliche a passo costante e passo vario lungo l'apertura.

10) La trazione del rotore principale (che fornisce sostentamento e trazione nelle direzioni di avanzamento dell'elicottero) viene regolata tramite il comando del collettivo. Questo comando, che appare in cabina come una leva posta alla sinistra del pilota, consente di variare il passo di tutte le pale del rotore contemporaneamente (da qui il nome "collettivo").

Una variazione positiva del passo della pala comporta un aumento dell'incidenza della pala stessa e quindi un aumento di trazione; ma poiché la trazione dell'elicottero corrisponde alla portanza generata dalle pale, un aumento di questa porta anche un aumento di resistenza (→ resistenza indotta) aerodinamica e quindi un aumento di coppia resistente sul rotore.

Per questo motivo il comando di collettivo regola anche automaticamente la monetta per dare più potenza al motore e contrastare l'aumentata coppia resistente.

Dal punto di vista tecnico la variazione collettiva del passo si realizza traslando verso l'alto il complesso del piatto oscillante: questo forza variare il passo delle varie pale tramite il collegamento con una biella di passo.

