



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1775A -

ANNO: 2015

A P P U N T I

STUDENTE: Baiocco Fabio

MATERIA: Meccanica del volo - 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.**

MECCANICA DEL VOLO - P. Gil

1)

$$z = z_0 + \sum_n \Delta z_n \quad \text{QUOTA VERA}$$

$$\frac{dT}{dz} = -h = -0,0065 \text{ } ^\circ\text{C/m} \quad \begin{matrix} \nearrow -6,5 \text{ } ^\circ\text{C/Km} \\ \sim \text{gradiente cost.} \\ \text{fino a } z = 11000 \text{ m (TROPOPAUSA)} \end{matrix}$$

$$z = 0 \quad \begin{cases} \rightarrow p_0 = 760 \text{ mm Hg} = 1013 \text{ mbar} = 101325 \text{ Pa} = 10130 \text{ Kg/m}^3 \\ \rightarrow T_0 = 288 \text{ } ^\circ\text{K} = 15 \text{ } ^\circ\text{C} \end{cases}$$

Tropopausa: (*) $\rightarrow z^* = 11000 \text{ m}$
 $T^* = 216,5 \text{ } ^\circ\text{K} = -56,5 \text{ } ^\circ\text{C}$

roposfera: $0 < z < 11000 \text{ m}$

$\gamma = \text{PESO SPECIFICO} = \rho g$

legge di Stevino: $dp = -\gamma dz$ Legge di Stato: (gas) $p = \gamma \frac{R}{M} T \Rightarrow \gamma = \frac{M}{RT} p$

$$\Rightarrow dp = -\frac{M}{RT} p dz \rightarrow \frac{dp}{p} = -\frac{M}{RT} dz$$

Il profilo termico è lineare

$$T = T_0 - hz \rightarrow \frac{dp}{p} = -\frac{M}{R} \frac{dz}{T_0 - hz} = -\frac{M}{Rh} \frac{d(hz)}{T_0 - hz} = m \frac{d(T_0 - hz)}{T_0 - hz}$$

integro tra 0 - z :

$$\int_0^p \frac{dp}{p} = m \int_0^z \frac{d(T_0 - hz)}{T_0 - hz} \Rightarrow \ln \frac{p}{p_0} = m \ln \frac{(T_0 - hz)}{T_0}$$

$$\Rightarrow \frac{p}{p_0} = \left(\frac{T_0 - hz}{T_0} \right)^m \quad m = \frac{M}{Rh} = 5,2561$$

N.B. $\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{p}{p_0} = \frac{\sigma}{\sigma_0} = \delta$ densità relativa

politropica:

$$pV^n = p_0 V_0^n \rightarrow \frac{p}{p_0} = \left(\frac{V_0}{V} \right)^n = \left(\frac{T}{T_0} \right)^m$$

gas x felix:

$$\frac{p}{p_0} = \frac{\gamma}{\gamma_0} \frac{T}{T_0} \Rightarrow \frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{p}{p_0} \frac{T_0}{T}$$

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

Tropopausa:

$$T^*/T_0 = 0,7517 \Rightarrow \frac{p^*}{p_0} = \left(\frac{T^*}{T_0} \right)^m = 0,2232$$

$$\frac{\gamma^*}{\gamma_0} = \left(\frac{T^*}{T_0} \right)^{m-1} = \frac{p^*}{p_0} = \delta = 0,2968$$

$$\Rightarrow p^* = 22632 \text{ Pa} \quad \gamma^* = 3,57 \text{ N/m}^3 \quad \rho^* = \frac{\gamma^*}{g} = 0,3639 \frac{\text{Ns}^2}{\text{m}}$$

MISURA DELLA VELOCITÀ:

→ Anemometro: cassa a tenuta stagna in collegamento con l'esterno tramite ²⁾ presa statica. Dentro la cassa vi è una capsula collegata con la presa dinamica.

Ipotesi di flusso incompressibile: $V < 250 \text{ KTS} = 453 \text{ km/h} = 129 \text{ m/s}$

$\rho = \text{cost.}$ → eq. di Bernoulli: $p_a + \frac{1}{2} \rho V^2 = p_t \rightarrow \frac{1}{2} \rho V^2 = p_t - p_a = q$

⇒ $V_T = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}$ → TAS: True Air Speed

$V_T = \sqrt{\frac{2q}{\rho_a}} = \sqrt{\frac{2q \rho_0}{\rho_a \rho_0}} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \quad \delta = \frac{\rho_a}{\rho_0} \quad V_T = V_E \frac{1}{\sqrt{\delta}}$

V_E → EAS: Equivalent Air Speed [velocità al suolo]

Ipotesi di flusso compressibile:

$\frac{p}{\rho^k} = \text{cost.} \quad k = \frac{C_p}{C_v} = 1,4 \rightarrow \text{Bernoulli x flusso compressibile: } \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{cost.}$

⇒ $V_t = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a} \left[\left(\frac{q_c}{p_a} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$ = VTAS

a $Z_{ISA} = 0 \text{ m} \Rightarrow T_a = T_0 = 288 \text{ K}; p_a = p_0 = 760 \text{ mmHg}$

$q_c = f(V) \rightarrow V_i = \text{IAS: Indicated Air Speed}$

~contiene errori di strumento e compressibilità!

$V_{d, \text{IAS}} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_0}{\rho_0} \left[\left(\frac{q_c}{p_0} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$ → ~~CAS~~: è la IAS ~~corretta~~ corretta per errori di strumento

$V_{x, \text{EAS}} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a} \left[\left(\frac{q_c}{p_a} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$ → CAS: calibrata per errori di compressibilità dell'aria

NUMERO DI MACH: Errore di compressibilità è difficile da calcolare, perciò uso il Mach.

$M = \frac{V_t}{c} \quad c = \sqrt{kRT_a} = c_0 \sqrt{\frac{T_a}{T_0}} \quad c_0 = 340,5 \text{ m/s}$

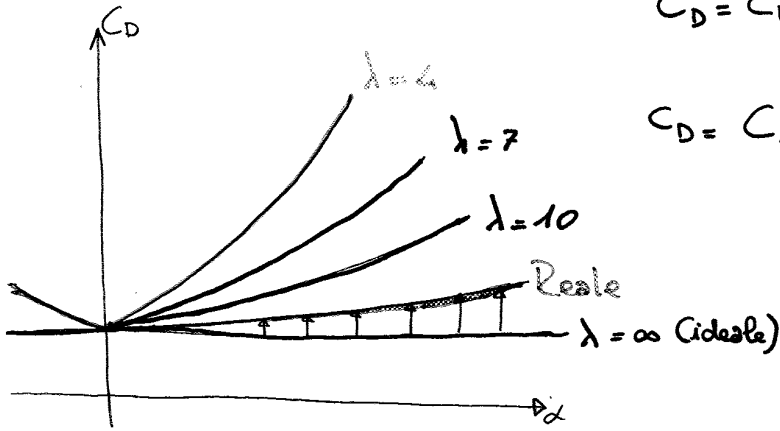
l'eq. di stato gas perfetti:

$p = \rho \frac{R}{M} T \Rightarrow \frac{p}{\rho} = \frac{R}{M} T \quad R = 287 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} \cdot \text{K}$

$c = \frac{c_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{T_a} \Rightarrow M = \frac{V_t}{c_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_a}} = b \frac{V_t}{\sqrt{T_a}} \quad \text{dove } b = \frac{\sqrt{T_0}}{c_0} = 0,05$

⇒ $M = 0,05 \frac{V_t}{\sqrt{T_a}} \Rightarrow M = \frac{V_t}{\sqrt{kRT_a}}$

TEORIA DI GLAUERT:



$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \lambda} i + K C_L^2 \quad i > 1 \text{ per alici non ellittiche}$$

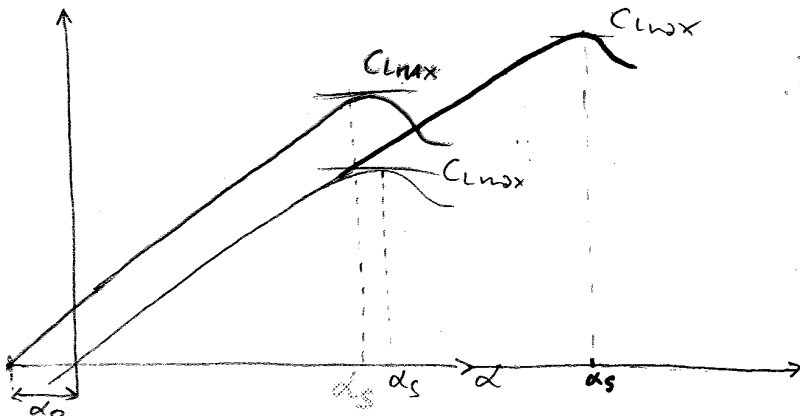
$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \lambda} (i + k \pi \lambda)$$

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

- FATTORE di OSTWALD: $e = \frac{1}{i + \pi \lambda K}$

$$e = 0,75 \div 0,95$$

• Effetto dell'ipercostentazione:



— flaps (b.f)

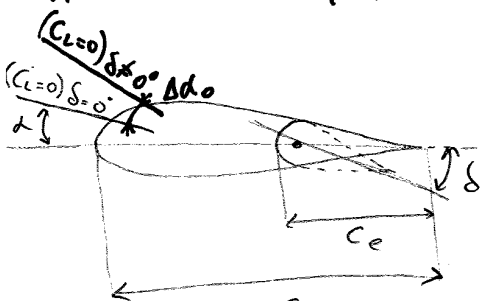
— slots (b.a)

— profilo base

Estroendo i flaps notiamo un aumento del C_{Lmax} accompagnato da una leggera diminuzione dell' α di stallo. (Con i flaps, considerando un profilo simmetrico, la retta $C_L=0$ non coincide più con la corda).

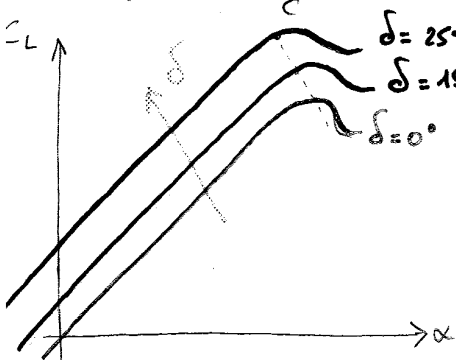
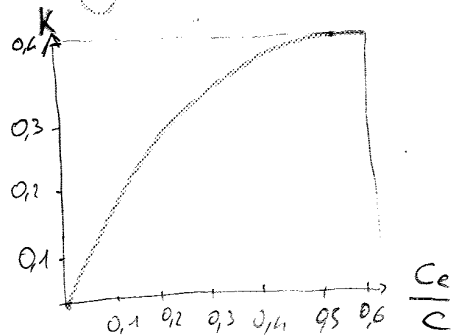
Estroendo gli slots notiamo un grosso incremento sia del C_{Lmax} sia dell' α di stallo.

• Effetto delle superfici mobili al bordo di fuga:



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

dove $k = 0,40 \left(1 + e^{-\frac{8 C_e}{c}} \right)$

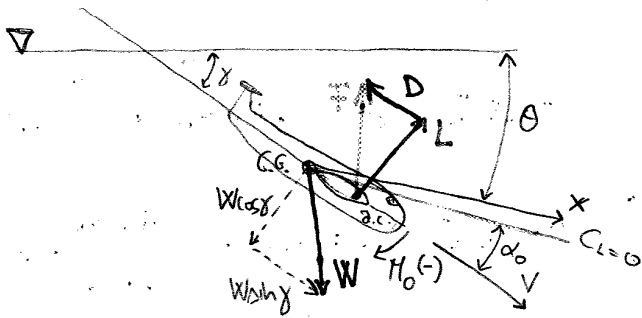


All'aumentare dell'angolo δ notiamo un aumento di C_{Lmax} ed una leggera diminuzione di α_s

• VOLO LIDRATO (senza motore)

Se in ARIA CALMA (in assenza di correnti ascensionali) \Rightarrow PLANATA, la cui durata dipende dall'efficienza del velivolo.

Se correnti ascensionali, sfrutto x salire di quota.



γ = angolo di discesa (rampa se salgo)

θ = pitch angle (angolo di assetto)

$$\begin{cases} L = W \cos \gamma \\ D = W \sin \gamma \end{cases}$$

$$\sum F = 0, \sum M = 0 \Rightarrow$$

$$\begin{cases} D \approx 0 \text{ (braccio piccolo)} \\ W \approx 0 \text{ (braccio nullo)} \end{cases}$$

$\left. \begin{matrix} L \\ L_t \\ M_0 \end{matrix} \right\} \rightarrow$ tutti momenti devono controbilanciarsi

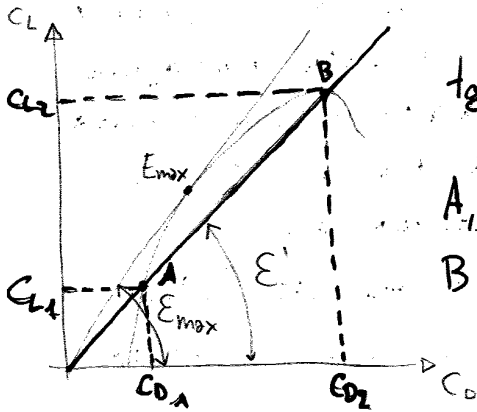
$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = E = \frac{W \cos \gamma}{W \sin \gamma} = \frac{1}{\tan \gamma} \Rightarrow E = \frac{1}{\tan \gamma}$$

\rightarrow mi ricavo l'angolo di discesa minimo:

$$\tan \gamma = \frac{1}{E} \Rightarrow \gamma = \arctan\left(\frac{1}{E}\right)$$

Per cui avremo massima permanenza in volo, con γ_{min} , quando voliamo con E_{max} ! $E = f(C_L)$

$$\gamma_{min} = \arctan\left(\frac{1}{E_{max}}\right)$$



$$\tan E' = \frac{C_L}{C_D} = E = \frac{C_{L1}}{C_{D1}} = \frac{C_{L2}}{C_{D2}}$$

$$\gamma = \frac{1}{E} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{C_{D0}}{C_L} + \frac{C_L}{\pi A e} \Rightarrow \frac{d\gamma}{dC_L} = 0$$

$$-\frac{C_{D0}}{C_L^2} + \frac{1}{\pi A e} = 0 \Rightarrow C_{D0} = \frac{C_L^2}{\pi A e} \Rightarrow C_L = \sqrt{C_{D0} \pi A e}$$

A, B hanno la stessa efficienza. A presenta α piccolo e V alta, B invece ha α grande e V piccola.

$$C_{D_{E_{max}}} = C_{D0} + \frac{C_L^2 E_{max}}{\pi A e}$$

Ordografo del moto (Polare della velocità)

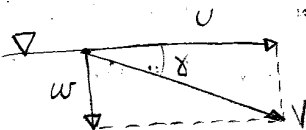
$$L = W \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho_0 S V^2 C_L = \frac{1}{2} \rho_0 V_c^2 C_L S \Rightarrow$$

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

$$E_{max} = \frac{C_L E_{max}}{C_{D_{E_{max}}}}$$

$$= \frac{\pi A e}{4 C_{D0}}$$

$$\begin{aligned} U &= V \cos \gamma \\ W &= V \sin \gamma \end{aligned}$$



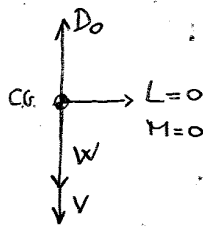
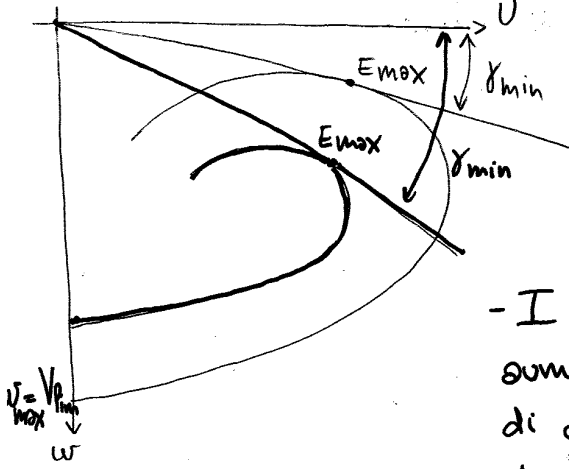
Se γ piccolo $\Rightarrow \sin \gamma \approx \tan \gamma = \frac{1}{E}$; $\cos \gamma \approx 1$

$$W = V \sin \gamma \approx V \cdot \frac{1}{E} = \sqrt{\frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho_0 C_L}} \cdot \frac{1}{E} \cdot \frac{1}{\sqrt{S}}$$

$$\Rightarrow W = f(E \sqrt{C_L})$$

Effetto dei freni aerodinamici.

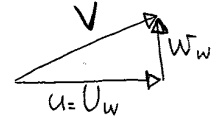
Nel punto $w_{max} = V_{rim}$ il velivolo è in picchiata



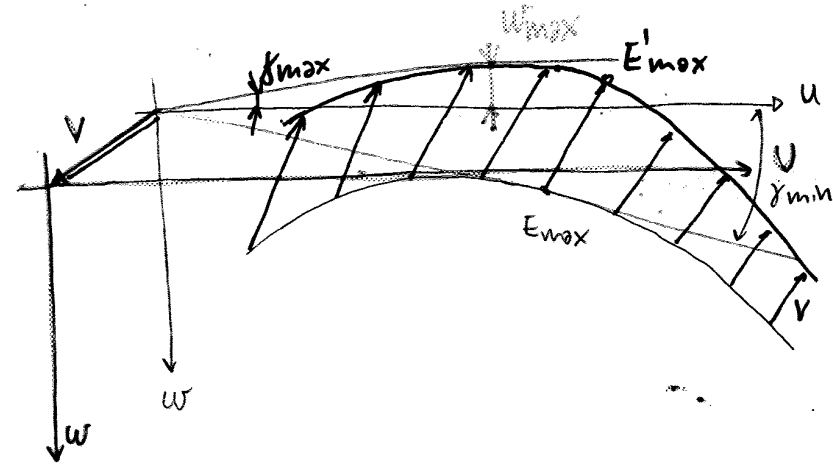
$$W = D = \frac{1}{2} \rho_0 S V^2 C_{D_0} \quad D_i \approx 0$$

$$\Rightarrow V_{rim} = \sqrt{\frac{W S}{\frac{1}{2} \rho_0 C_{D_0}}} \frac{1}{\sqrt{S}}$$

- I freni aerodinamici consentono, se estratti, di aumentare l'angolo di discesa γ_{min} e la velocità di discesa w_{min} e sono utili se pilota arriva lungo su pista di atterraggio.



Effetto del vento: No era colma, ma correnti ascensionali.

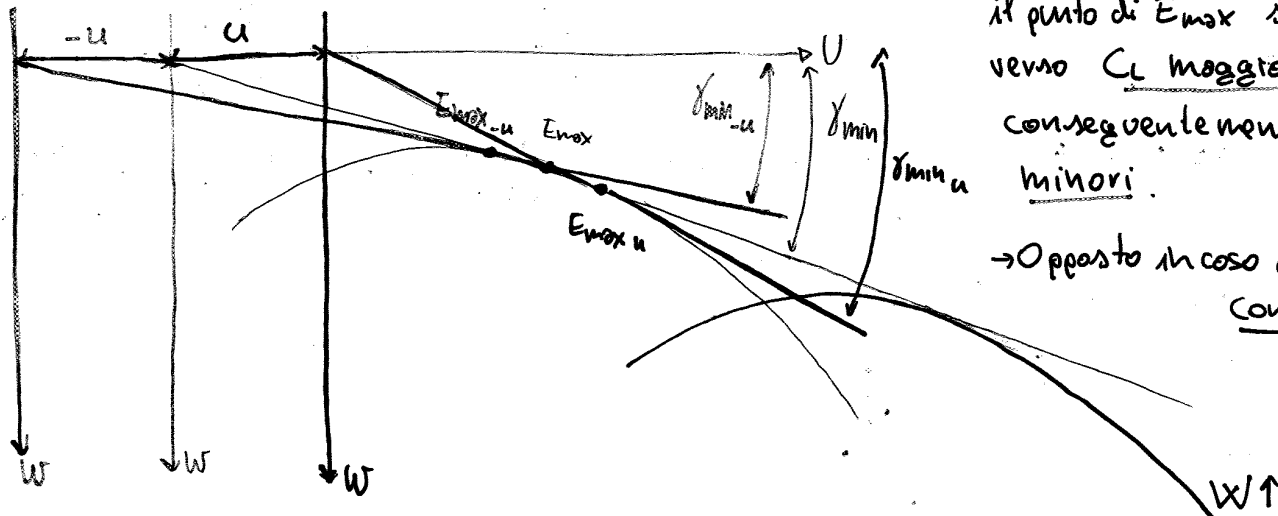


- Odografo viene spostato nella direzione del vento V.

Volando ad opportune velocità U e C_L relativamente alti, il pilota sfrutta il vento per avere angoli γ di rampa e $w > 0$
 \Rightarrow [velocità di salita]

EFFETTO di U_w

u : vento in prora (contrario)
 -u : vento in poppa (a favore)



. In caso di vento a favore il punto di E_{max} si sposta verso C_L maggiori e conseguentemente γ_{min} minori.

\rightarrow Opposto in caso di vento contrario

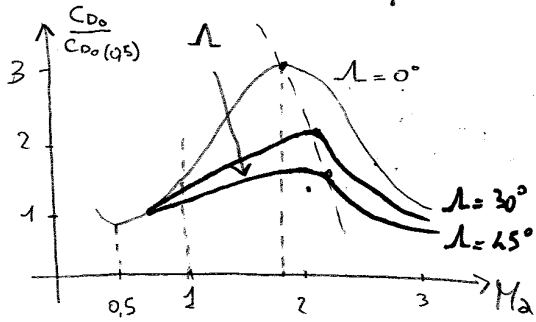
In caso di $\uparrow W$:

se $w \uparrow$: $\left[\begin{array}{l} \gamma_{min, u} \downarrow \\ \gamma_{min, -u} \uparrow \end{array} \right.$

se $w \downarrow$: $\left[\begin{array}{l} \gamma_{min, u} \uparrow \\ \gamma_{min, -u} \downarrow \end{array} \right.$

$$\left\{ \begin{array}{l} \gamma_{min, u} \propto \frac{1}{w} \\ \gamma_{min, -u} \propto w \end{array} \right.$$

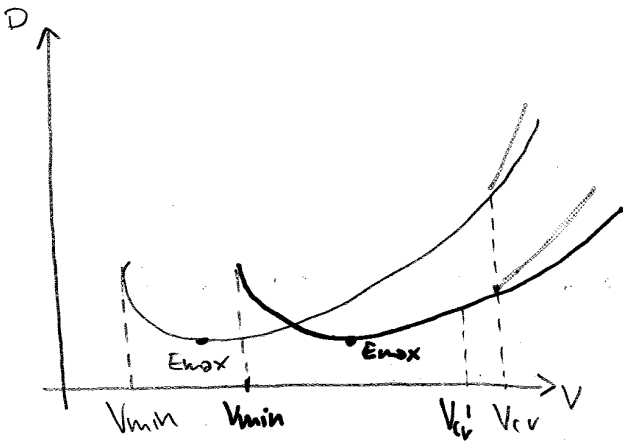
• Effetto dell'angolo di freccia: Λ



$$E = \frac{L}{D} = \frac{W}{D} \Rightarrow D_{min} = \frac{W}{E_{max}}$$

• Variazione di D con la quota z :

$$C_L = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 V_E^2} \Rightarrow V_E = \text{cost.} = V\sqrt{\delta} = V\sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \Rightarrow V = \frac{V_E}{\sqrt{\delta}} \Rightarrow \frac{1}{\sqrt{\delta}} \uparrow \text{ se } z \uparrow$$



$W = \text{cost.}$
 $z = \text{cost}$
 $z' = \text{cost.} > z$

- curva z' è spostata e deformata di $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$.

App' z noto \uparrow della velocità minima (C_{Lmax})
 ma una diminuzione dello V_{cr} :

Se $z \uparrow \Rightarrow C = C_0 \sqrt{\frac{T}{T_0}} \downarrow$

$M_{cr} = \text{cost.} \Rightarrow M_{cr} = \frac{V_{cr}}{c} \Rightarrow V_{cr} = M_{cr} c$
 se $c \downarrow \Rightarrow V_{cr} \downarrow$

Prestazioni di un velivolo a getto:

T_n : spinta necessaria; T_d : spinta disponibile

$T_n = D$ \hookrightarrow vincere la resistenza. $T_d = f(V, z, n) = T_{S_0} \Psi_1(n) X_1(V, z) \Psi_2(z)$

K : consumo specifico $\left[\frac{N_{comb}}{N_T h} \right]$

$K = K_{S_0} \Psi_2(n) X_2(V) \Psi_2(z)$

\hookrightarrow consumo specifico a $z_{ISA} = 0m$ e $n = n_0$

\hookrightarrow spinta statica a $z_{ISA} = 0m$ massima (motore=1) $n = n_0^{max}$ di progett

• Dipendenza da n (numero di giri del turboreattore)

$\frac{T}{T_{S_0}} = \left(\frac{n}{n_0} \right)^{3,5} \Rightarrow \Psi_1(n) = \left(\frac{n}{n_0} \right)^{3,5} = \text{motetta}$

$\Psi_2(n) = 1 + \text{coeff.} \cdot \left(\frac{n_0}{n} - 1 \right)^2$

• Dipendenza da z

$\Psi_1(z) = \frac{\rho}{\rho_0} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1,75}$ $\Psi_2(z) = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{0,75}$

• Dipendenza da V

$T = \frac{\dot{m}}{\xi} (w_2 - V)$; $T_{S_0} = \frac{G_0}{\xi} (w_2)$ $\Rightarrow \frac{T}{T_{S_0}} = \frac{G}{G_0} \left(1 - \frac{V}{w_2} \right)$

velocità di efflusso

$$\Rightarrow \left(\frac{D}{V}\right)_{\min} = \text{cost.} \left(\frac{\sqrt{C_L}}{E}\right)_{\min}$$

Da questa relazione ricaviamo che:

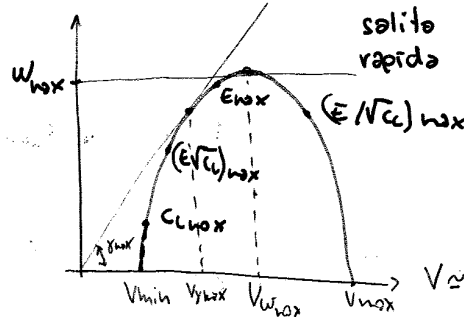
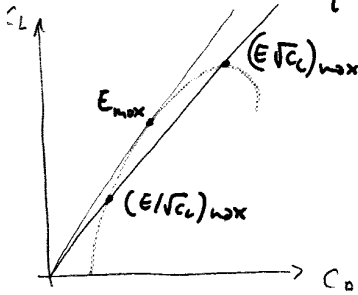
$$\left(\frac{E}{\sqrt{C_L}}\right)_{\max} \Rightarrow \left(\frac{C_D}{\sqrt{C_L}}\right)_{\min}$$

$$Y = \frac{C_D}{\sqrt{C_L}} = \frac{C_{D0}}{\sqrt{C_L}} + \frac{C_L^{3/2}}{e\pi\lambda} \Rightarrow \frac{dY}{dC_L} = -\frac{1}{2} C_L^{-3/2} C_{D0} + \frac{3}{2} \frac{C_L^{1/2}}{e\pi\lambda} = 0$$

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

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

Individuiamo ora il punto $(\frac{E}{\sqrt{C_L}})_{\max}$ sulla polare del velivolo:

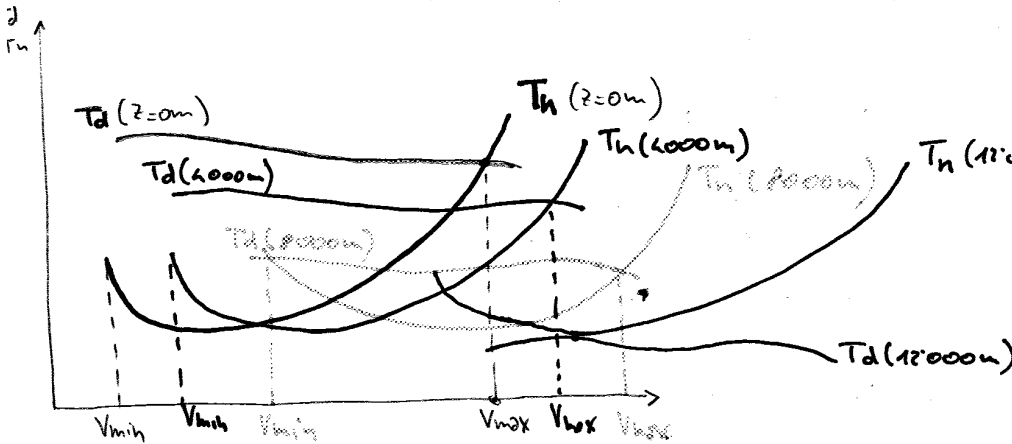


$$W = \frac{(T_d - T_h) V}{W}$$

salita rapida $(\approx E_{\max})$
 $\sin \gamma = \frac{T_d}{W} - \frac{D}{W} = \frac{T_d}{W} - \frac{1}{E}$

$\delta_{\max} \Rightarrow E_{\max}$

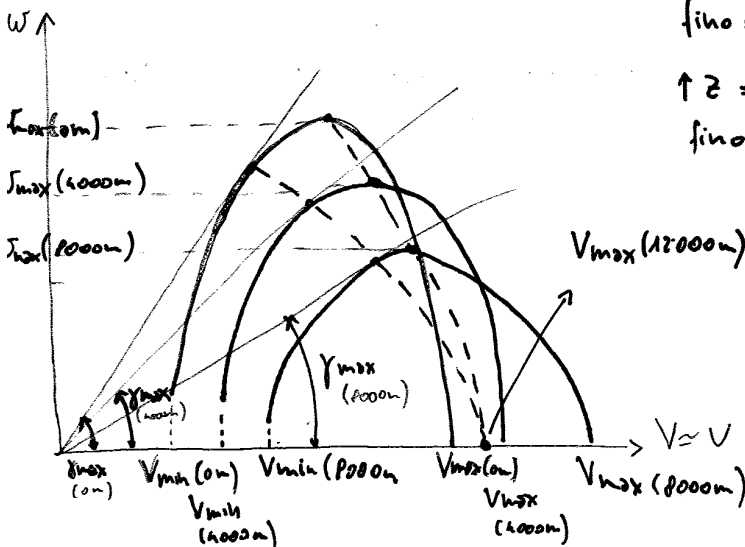
Effetto della quota su spinte necessarie e disponibili:



$\uparrow z \Rightarrow \uparrow V_{\min}, \uparrow V_{\max}$

Tuttavia alla quota di fionza, si ha un solo punto di funzionamento dato dalla fionza tra T_d e T_h . Tale pt. di funzionamento si trova tra $V_{\max}(0)$ e $V_{\max}(12000)$

Effetto della quota su $w = f(V)$:



$\uparrow z \Rightarrow w_{\max} \downarrow$ w_{\max} = punto di salita rapida fino a evolvere nullo quando $z=12000$

$\uparrow z \Rightarrow \delta_{\max} \downarrow$ δ_{\max} = punto di salita rapida fino ad annullarsi alla quota di fionza

VELIVOLO AD ELICA

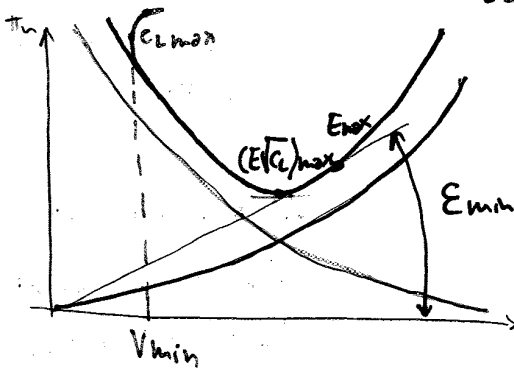
curva delle potenze necessarie [volo orizzontale]

$$\pi_n = D \cdot V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_{D0} S + \frac{1}{2} \rho V^3 S \frac{C_L^2}{\pi \lambda}$$

$$C_L = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho V^2} \rightarrow \pi_n = \frac{1}{2} \rho V^3 C_{D0} S + \frac{1}{2} \rho V^3 S \frac{(W/S)^2}{\frac{1}{4} \rho^2 V^4} \cdot \frac{1}{\pi \lambda}$$

parabola cubica *parabola equilatera*

$$\Rightarrow \pi_n = \frac{1}{2} \rho V^3 C_{D0} S + \frac{W^2 \cdot \frac{1}{4} \rho S}{\frac{1}{2} \rho S \pi \lambda \cdot V}$$



W = cost.
z = cost.

$$\text{cost.} = \left(\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho} \right)^{3/2} \frac{1}{2} \rho S = \frac{W^{3/2}}{\sqrt{\frac{1}{2} \rho S}}$$

$$\Rightarrow \pi_n = \text{cost.} \cdot \frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \text{cost.} \cdot \frac{C_D}{C_L \sqrt{C_L}} = \text{cost.} \cdot \frac{1}{\frac{C_L}{C_D} \sqrt{C_L}}$$

$$\Rightarrow \pi_n = \text{cost.} \cdot \frac{1}{E \sqrt{C_L}} \rightarrow \pi_{n \min} \Rightarrow (E \sqrt{C_L})_{\max} \text{ [massima durata]}$$

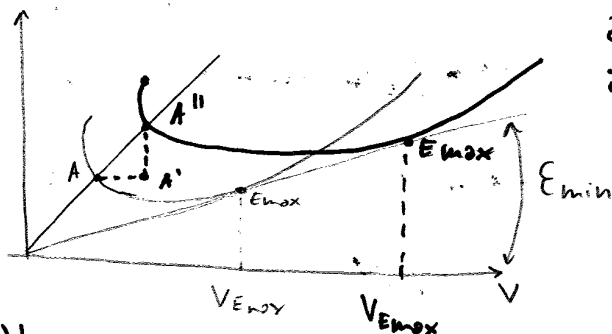
$$t_g E = \frac{\pi_n}{V} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^3 C_{D0} S}{V} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D0} S = \frac{1}{2} \rho \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho C_L} C_{D0} S = W \frac{C_D}{C_L}$$

$$\Rightarrow t_g E_{\min} = W \cdot \frac{1}{E_{\max}} \rightarrow \text{[massima percorrenza]}$$

• Effetti della quota:

W = cost.
z = cost.
z' > cost > z

• All' aumentare della quota z, E_{min} rimane costante mentre aumenta V_{emax}.



Definito $C_L = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 V_i^2}$ $\rightarrow V_i = V_c$ se errori di strum. e posizione = 0

$$V_i = \text{cost.} \Rightarrow V = V_i \frac{1}{\sqrt{\delta}} \text{ (A} \rightarrow \text{A')} \quad \text{Nel passaggio da A ad A' ci si sposta di } 1/\sqrt{\delta}$$

$$C_L = \text{cost.} \Rightarrow C_D = \text{cost.} \Rightarrow D = \frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 C_{D0} S = \text{cost.}$$

$$\pi_n = D \cdot V \rightarrow \text{dipende solo da } \frac{1}{\sqrt{\delta}} \text{ (A'} \rightarrow \text{A'')}$$

$w = \frac{wr}{\cos \epsilon}$; $z = \text{numero di pale}$

N.B. utilizzo matematico: $T \cdot \frac{r_e}{r_e^4}$ $C \cdot \frac{r_e}{r_e^5}$
 (r_e : raggio esterno)

→ Posso svolgere integrale su V settore su CP e Cd
 (devo conoscere caratteristiche aerodinamiche in funzione di α)

$$\begin{cases} T = z \int_0^{r_e} dT = \frac{1}{2} \rho \delta \omega^2 z r_e^4 \int_0^1 \frac{C_L \cos \epsilon - C_D \sin \epsilon}{\cos^2 \epsilon} \frac{c}{r_e} \frac{r^2}{r_e^2} \frac{dr}{r_e} \\ C = z \int_0^{r_e} dC = \frac{1}{2} \rho \delta \omega^2 z r_e^5 \int_0^1 \frac{C_L \sin \epsilon + C_D \cos \epsilon}{\cos^2 \epsilon} \frac{c}{r_e} \frac{r^3}{r_e^3} \frac{dr}{r_e} \end{cases}$$

ho adimensionalizzato raggio con raggio esterno

Aperta di elica (geom., svergolio...)
 posso scegliere grande o piccola

$$\begin{cases} T = \hat{c} \rho \omega^2 r_e^4 \\ C = k \rho \omega^2 r_e^5 \end{cases}$$

$\hat{c} = \frac{1}{z} \int_0^1 \dots$

$k = \frac{1}{z} \int_0^1 (\dots)$

FORMULE DI RENARD DI I SPECIE

con cui rappresento caratteristiche di T e C

doti in funzione di γ

caratteristiche aerodinamiche + geometria → adimensionalità...

mi modifica situazione aerodinamica su pala

$t_g \epsilon = \frac{V}{\omega r_e} = \gamma = \text{rapporto di funzionamento}$: se $\uparrow \epsilon \Rightarrow \uparrow \alpha \Rightarrow \uparrow C_L, C_D$

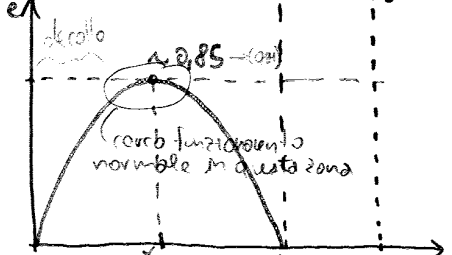
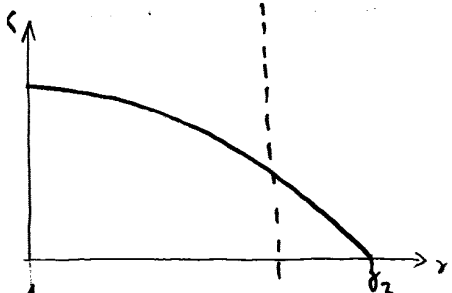
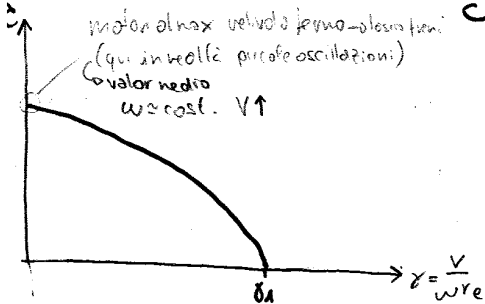
I.B. corda → Re → quando scelgo elica grā so range di Re di funzionamento elica piccola → Re_d

$\eta_e = \frac{\text{POTENZA UTILE}}{\text{POTENZA MOTORE}} = \frac{T \cdot V}{C \cdot \omega} = \frac{\hat{c} \rho \omega^2 r_e^4 V}{k \rho \omega^3 r_e^5} \Rightarrow \eta_e = \frac{\hat{c}}{k} \gamma$ rendimento elica

massimizzare funzione spinta

minimizzare funzione coppia

I.B. Data geometria → risultanti aerodinamiche → modifico geom. ottimizzando → CFD



• Per α piccolo, ma positivo: $dT=0 \Rightarrow dL \cos \epsilon = dD \sin \epsilon \dots$
 $\Rightarrow \hat{c} = 0$ (γ_1) → $dL, dD = e$ contrarie → spinto nullo ma la coppia no!

• Per α piccolo, e negativo → componente dL si inverte → $dC = 0$
 $dL \sin \epsilon = dD \cos \epsilon \rightarrow k = 0$ (γ_2)

• Per α negativo, non piccolo → $V \uparrow \uparrow$: sopra direzione di portanza nulla → dL si inverte totalmente che coppia resistente ⇒ motrice → $k < 0$ elica diventa un mulinello

N.B. pala propulsiva: pitch ↓ lungo raggio (coefficiente negativo)
 L'investito del vento sul dorso ≠ profico sul ventre

$\beta = 25^\circ$ p.g.v. lo prende al 75% $r_e \rightarrow$ quando costruisco p.g.v. = $0.75 r_e$

Elica a punto fisso: $V=0 \rightarrow \gamma=0 \sim$ elica in movimento, velivolo frenato a terra $\tau=0$

τ_{max} per $\gamma=0, k, \eta_e=0$

N coincide con $wr, \alpha=\beta$

Elica propulsiva e regime normale: $V \neq 0$, inizio rullaggio, $V \uparrow, \alpha \downarrow$

produce trazione e assorbe coppia.

$0 < \gamma < \gamma_1$

Elica a trazione nulla o trasparente: $\gamma = \gamma_1, V \uparrow, \alpha \downarrow \Rightarrow \alpha$ molto piccolo \rightarrow vettore forze verticale

elica non produce + trazione, ma continua ad assorbire coppia.

$\hookrightarrow \hat{c}=0 \Rightarrow \eta_e=0$ - Durante il volo se ad alte velocità se velivolo è in picchiata

Elica frenante: $\gamma_1 < \gamma < \gamma_2$

$\uparrow V \Rightarrow \alpha < 0 \rightarrow$ forze aerodinamiche all'indietro \rightarrow trazione negativa (coppia ancora positiva)

- in picchiata l'elica frena il velivolo impedendo di superare la max velocità di progetto

Elica a coppia nulla: $\gamma = \gamma_2$

$\uparrow V (\uparrow \gamma) \Rightarrow \gamma < 0 \rightarrow$ forze aerodinamiche // asse longitudinale velivolo in verso opposto al moto.

Componente resistente di $\uparrow \Rightarrow = 0 \Rightarrow$ no assorbimento di coppia

o situazione da evitore.

Elica a mulinello: $\gamma > \gamma_2$

lancora $\gamma \rightarrow$ forze aerodinamiche supero posizione // asse $x \Rightarrow$ componente orizzontale (trazione) in verso

\rightarrow evitore.

FORMULE DI RENARD di II specie: "potere dell'elica"

\Rightarrow componenti verticali (forze resistenti) rivolte nel senso di rotazione dell'elica che produce una coppia.

$$T = \hat{c} \rho \omega^2 r_e^4 \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 \pi}{\frac{1}{2} \rho V^2 \pi} \rightarrow \gamma^2 = \frac{V^2}{\omega^2 r_e^2}$$

$$C = k \rho \omega^2 r_e^5 \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 \pi}{\frac{1}{2} \rho V^2 \pi}$$

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 \pi \frac{2\hat{c}}{\pi} \frac{\omega^2 r_e^2}{V^2} r_e^2 = \frac{1}{2} \rho V^2 \pi \frac{2\hat{c}}{\pi} \frac{1}{\gamma^2} r_e^2$$

$$C = \frac{1}{2} \rho V^2 \pi \frac{2k}{\pi} \frac{\omega^2 r_e^2}{V^2} r_e^3 = \frac{1}{2} \rho V^2 \pi \frac{2k}{\pi} \frac{1}{\gamma^2} r_e^3$$

\rightarrow per ottenere scrittura classica delle forze aerodinamiche: introduco C_T, C_K

$$C_T = \frac{2\hat{c}}{\pi \gamma^2} \quad C_K = \frac{2k}{\pi \gamma^2} \quad \pi r_e^2 = \text{superficie del disco d'elica} = S_{sup}$$

$$\begin{cases} T = \frac{1}{2} \rho V^2 \pi C_T r_e^2 \\ C = \frac{1}{2} \rho V^2 C_K r_e^3 \end{cases} \Rightarrow \boxed{\begin{cases} T = \frac{1}{2} \rho V^2 C_T S_{sup} \\ C = \frac{1}{2} \rho V^2 C_K S_{sup} r_e \end{cases}}$$

$\Delta E_C = \Delta L$

$\Rightarrow T(V+u_0) = \frac{1}{2} A (V+u_0) \rho (V^2 + 2Vu_\infty + u_\infty^2 - V^2)$

$A(V+u_0) \rho u_\infty (V+u_0) = \frac{1}{2} A (V+u_0) \rho (2Vu_\infty + u_\infty^2)$

$Vu_\infty + u_\infty u_0 = Vu_\infty + \frac{1}{2} u_\infty^2 \Rightarrow u_0 = \frac{1}{2} u_\infty$

SOLUZIONE DI PROVA: incremento al disco d'elica è la metà dell'incremento all'os a volte

→ inverso nell'eq. di T:

$T = A(V+u_0) \rho u_\infty = 2A(V+u_0) \rho u_0 = 2A \rho V u_0 + 2A \rho u_0^2$

$T = 2A \rho (V u_0 + u_0^2) \Rightarrow u_0^2 + V u_0 - \frac{T}{2A \rho} = 0 \Rightarrow u_0 = \frac{-V \pm \sqrt{V^2 + \frac{2T}{A \rho}}}{2}$

$\Rightarrow u_0 = -\frac{V}{2} + \sqrt{\frac{V^2}{4} + \frac{T}{2A \rho}}$

→ se riesco a trovare uno dei 2 incrementi riesco a risolvere a T

$= +\frac{V}{2} \pm \sqrt{\frac{V^2}{4} + \frac{T}{2A \rho}}$

J.B. Incremento max al disco d'elica si ha a punto fisso e incremento a volte è x2 qst no. Nell'os a volte cono si restringe [a 3 diametri del disco d'elica sono gra al 90% di V+u_∞]

a pt. fisso: V=0

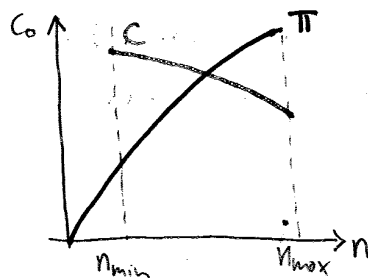
$u_{0f} = \sqrt{\frac{T_f}{2A \rho}} \quad T_f = 2A \rho u_{0f}^2$

Abbiamo definito Pa $\pi_n(\rho)$ ora definiamo Pa POTENZA DISPONIBILE: π_d

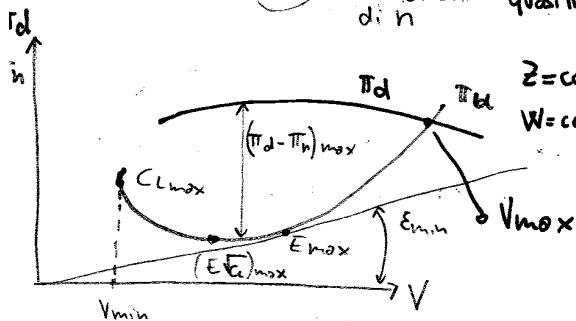
se C₀ fosse cost. $\pi \Rightarrow$ lineare

$\pi_d = \eta_e \pi_{m0} \psi(z) \frac{\rho}{2} (h)$

potenza motore a numero di giri max $C_0 \cdot \omega$ non varia gran che al variare di n π endom. quasi lineare



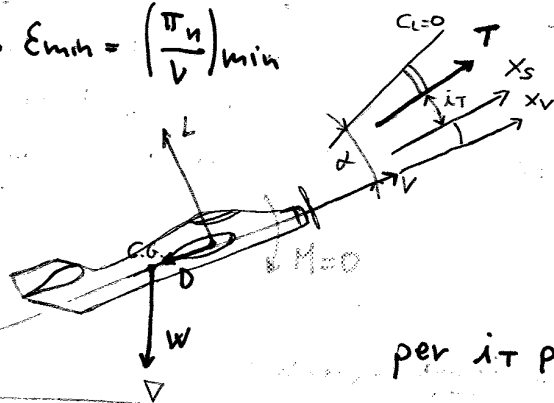
$\psi = \frac{\rho}{\rho_0} \sqrt{\frac{T_0}{T}}$



• da $C_{Lmax} - E \sqrt{C_{Lmax}}$: surplus di potenza crescente poi diminuisce

• Riducendo monetto p: intersezione scende lungo π_u posso usare per salire: **VOLO IN SALITA** (alco)

$t_g E = \left(\frac{\pi_n}{V}\right) \Rightarrow E_{min} = \left(\frac{\pi_n}{V}\right)_{min}$



$X_S \cong X_V$ hup: primo di colite ho individuato. asce di stabilità

equilibrio agli assi vento:

$\begin{cases} T \cos(\alpha - \gamma) - D = W \sin \gamma \\ L \cos \gamma = W \end{cases}$

per γ piccolo $\Rightarrow \cos \gamma \approx 1$

$$\Delta t = \frac{\Delta z}{w_{max}} \quad t = \sum \Delta t$$

Quota di tangenza teorica: $w = 0$; $(E\sqrt{C_L}) \approx (E\sqrt{C_L})_{max}$; $L = W$; $DV = TV$

$$w = \frac{\pi d - \pi n}{W} = 0 \Rightarrow \frac{\pi d}{W} = \frac{\pi n}{W} \Rightarrow \frac{\eta_e \pi m_0 \psi \frac{p}{z}}{W} = \frac{DV}{W} = \frac{DV}{L} = \frac{V}{E} \quad \pi n = \pi d$$

Supponendo manetta max: $\frac{p}{z} = 1$

$$\pi d = \eta_e \pi m_0 \psi$$

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

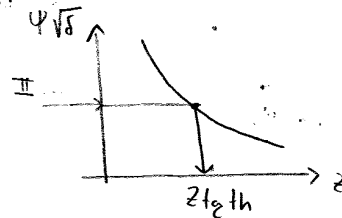
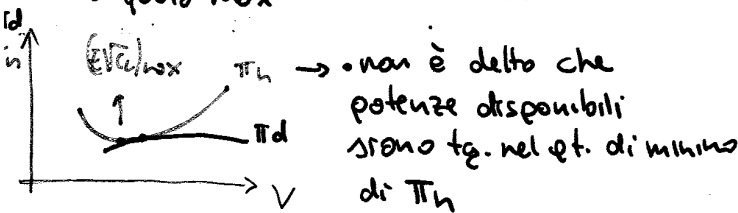
$$\Rightarrow \frac{\eta_e \pi m_0 \psi}{W} = \sqrt{\frac{W/S}{C_L}} \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \frac{1}{E} \rightarrow \text{separo ciò che dipende dalla quota:}$$

$$\psi \sqrt{\delta} = \sqrt{\frac{W/S}{\rho_0}} \frac{W}{\eta_e \pi m_0} \sqrt{2} \frac{1}{E \sqrt{C_L}} = \frac{\sqrt{2} W^{3/2}}{\sqrt{\rho_0} \eta_e \pi m_0 (E\sqrt{C_L})_{max} \sqrt{S}}$$

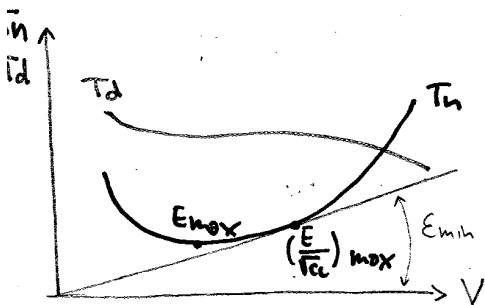
• come per il velivolo a getto abbiamo supposto $E \approx E_{max}$ e che tangenza tra πn e πd avvenga in $(E\sqrt{C_L})_{max}$.

$f(z) \rightarrow$ mi fa vedere la potenza in funzione della quota

Lo nel minimo \rightarrow nel min di $\pi n \rightarrow (E\sqrt{C_L})_{max}$
ho quota max



AUTONOMIE IN CROCIERA (velivolo a getto)



E_{max} : massima autonomia oraria
 $(E/\sqrt{C_L})_{max}$: massima autonomia chilometrica

Autonomia chilometrica:

$$T = D = \frac{1}{2} \rho_0 \delta V^2 C_D S$$

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

$$\frac{W}{T} = \frac{L}{D} = E \rightarrow \frac{T}{W} = \frac{1}{E}$$

diminuzione peso, utilità di tempo

$$TK dt = -dW$$

\rightarrow dal consumo di carburante corrisponde una diminuzione di peso.

$V dt (K) \rightarrow$ peso combustibile per unità di spinta erogata nell'unità di tempo $\left[\frac{N_{comb}}{N_T \cdot s} \right]$

$$K = K_s \cdot X_2(V) \psi_2(z) \varphi_2(n)$$

$$\Rightarrow S = 2 \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \frac{E}{k \sqrt{C_L}} \frac{\sqrt{W_i/S}}{\sqrt{S}} \left(1 - \left(1 - \sqrt{\frac{G}{W_i}} \right) \right) \quad \frac{1}{\sqrt{S}} = \text{cost.}$$

$$S = \left(\frac{3600}{1000} \cdot 2 \right) \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}} \right) \frac{1}{k} \frac{\sqrt{W/S}}{\sqrt{S}} \left[1 - \left(1 - \frac{G}{W_i} \right)^{\frac{1}{2}} \right] \quad \frac{m^2}{N^{1/2}} \cdot \frac{Nh}{N} \frac{N^{1/2}}{m} = \frac{3600 \text{ ft}}{1000 \text{ ft}}$$

149: $\frac{1}{k} = \text{cost.}$ \sim in realtà k varia, perché varia velocità e numero di giri C_{CL}

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

$$\left(\frac{E}{\sqrt{C_L}} \right) \cdot \frac{1}{k} \cdot \frac{1}{\sqrt{S}} = \sigma = \text{FATTORE DI ECONOMIA DI PERCORSO}$$

\rightarrow $\rho = \text{cost.}$ e $k = \text{cost.}$

$S_{\max} \Rightarrow \sigma_{\max}$ (per rotazione + precisa) \rightarrow ottimizzo con processo iterativo

- definita z_i : quota di inizio crociera
- definito W_i

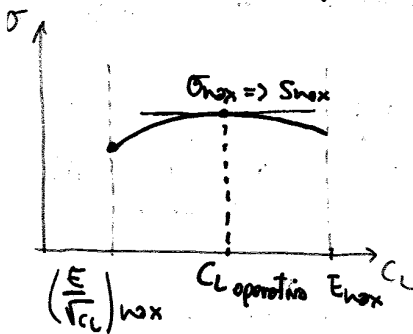
\downarrow C_L che mi rende max il σ

$$C_L \rightarrow C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \lambda} \rightarrow E \rightarrow \frac{E}{\sqrt{C_L}} \rightarrow V_i \rightarrow V$$

$$\rightarrow Ma \rightarrow X_1 \rightarrow \Psi_1 \rightarrow \varphi_1 = \frac{D}{T_{S0} X_1 \Psi_1} \rightarrow \varphi_2 \rightarrow \Psi_2 \rightarrow X_2 \rightarrow k \rightarrow \sigma$$

C_L che mi rende max σ vale solo per inizio crociera, dopo varia.

Dato che σ/m deve mantenere quota previsto dal piano di volo per $\uparrow C_L$ \downarrow velocità di $\left(\frac{E}{\sqrt{C_L}} \right)_{\max}$
 \rightarrow Se quota non fosse fissa: σ ancora + variabile \rightarrow posso ottimizzare di più
 σ dipende dalla quota e dal peso.



- ipotizzo C_L iniziale \rightarrow trovo C_L ottimo: valido per cond. iniziali con quel peso
- dopo S_{\min} , peso cambia, velocità cambia
- ottimizzo \forall tratto C_L cambiando sempre strategia, non mantenendo

$$\sigma_{\max} \Rightarrow S_{\max}$$

Consumo durante la salita (non cost.) \rightarrow incremento consumo per l'aumento di quota

non considero calore latente di condensazione (H_{f2})
 $G_S H_i \eta_{\text{volo}} = W_m \Delta z = \text{aumento di energia potenziale}$

\rightarrow carb. consumato in più per la salita

non considero Δz

$$\eta_{\text{volo}} = \eta_P \eta_{\text{TOT}} \quad G_S = \frac{W_m \Delta z}{H_i \eta_{\text{volo}}} \quad W_f = W_i - G_{\text{cons.}} - G_S \quad z_f = z_i + \Delta z$$

$$= \frac{\Delta E_{\text{cin}}}{\text{En. spesa}} = \eta_c \eta_{br} \eta_t \eta_o \frac{T}{W} = \frac{1}{E} ; T = T_{S0} X_1 \varphi_1 \Psi_1 \rightarrow X_1 \varphi_1 = \frac{W_f}{T_{S0} E \Psi_1} \Rightarrow \varphi_{1f} = \frac{W_f}{T_{S0} E \Psi_1 X_1}$$

$$\eta_P = \frac{T V t}{W} \quad \Delta E = \frac{1}{2} m (W_2^2 - V^2) \quad \eta_{\text{volo}} = \frac{T V t}{W} \frac{\Delta E}{W} = \frac{T V t}{W} \frac{1}{2} \frac{W (W_2^2 - V^2)}{W} = \frac{V}{W} \frac{T V t}{W}$$

AUTONOMIA del VELIVOLO ad ELICA: N.B. considero traiettoria orizzontale o ¹⁴ suborizzontale → altrimenti devo introdurre correni degli angoli di rampa.

$$\pi_m = \pi_{m0} \xi \psi$$

$$\pi_d = \pi_m \eta_e = DV \Rightarrow \pi_m \eta_e = \frac{1}{2} \rho_0 S V^3 C_D S$$

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_0 S V^2 C_L S$$

$$\frac{\pi_d}{W} = \frac{\pi_m \eta_e}{L} = \frac{DV}{L} = \frac{V}{E}$$

$$c.d.t. = \left[\frac{N}{\text{Watt} \cdot s} \right] [s]$$

C = consumo specifico (per unità di potenza)

$L = \text{cost.}$ varia un po' con z ma meno che in getto

$\pi_m c dt = -dW \rightarrow$ diminuzione di peso dovuto al consumo di carburante

$$\frac{\pi_m \eta_e}{W} = \frac{V}{E} \Rightarrow \eta_e \frac{\pi_m c dt}{W} = \frac{V c dt}{E} \Rightarrow -\eta_e \frac{dW}{W} = \frac{c}{E} ds$$

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

che possa variare

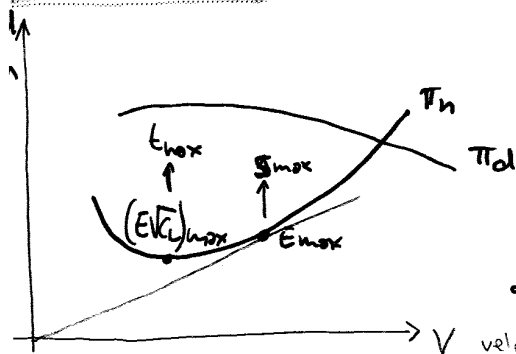
Parametri variabili durante la crociera: $C_L(E), V, \xi, z$

Supponiamo $E = \text{cost.}$ (va bene perché condotto di volo / $C_L = \text{cost.}$), $c = \text{cost.}$

$\eta_e = f(\gamma)$ $\gamma = \frac{V}{w \eta_e}$: rapp. di funzionamento

$$\Rightarrow S = -\eta_e \frac{E}{c} \ln \frac{W_f}{W_i} = -\eta_e \frac{E}{c} \ln \left(\frac{W_i - G}{W_i} \right) \Rightarrow S = \eta_e \frac{E}{c} \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{G}{W_i}} \right)$$

$S_{max} \Rightarrow E_{max}$



E_{max} : massima autonomia chilometrica

$(E/C_L)_{max}$: massima autonomia oraria

$$C_{L_{Emax}} = \sqrt{\eta_e \lambda C_{D0}} ; C_{D_{Emax}} = 2 C_{D0}$$

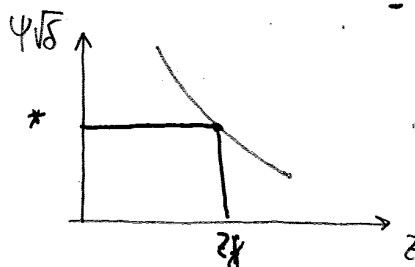
• Qual'è la quota finale avendo $C_L = \text{cost.}$, $\xi = \text{cost.}$ variando z, V

$$D = V = \frac{V_i}{\sqrt{S}}$$

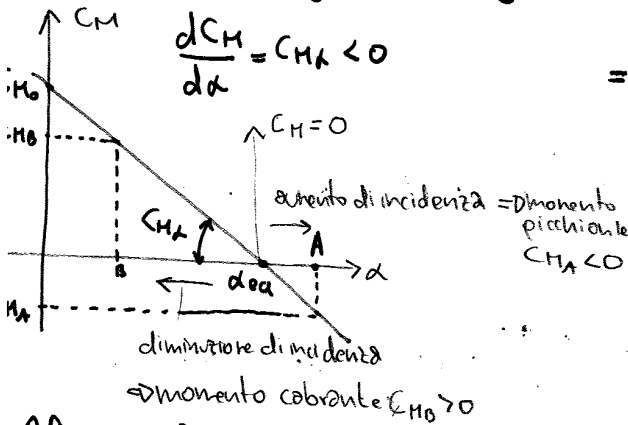
$$\eta_e \xi \pi_{m0} \xi = \frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 C_D S V_i \cdot \frac{1}{\sqrt{S}}$$

$$\underbrace{\xi \sqrt{S}}_{\text{dipende da } z} = \frac{\frac{1}{2} \rho_0 V_i^3 C_D S}{\eta_e \pi_{m0} \xi} ; V_i = \sqrt{\frac{W_f / S}{\frac{1}{2} \rho_0 C_{L_{Emax}}}}$$

- stesso procedimento x determinare consumo con \uparrow quota.



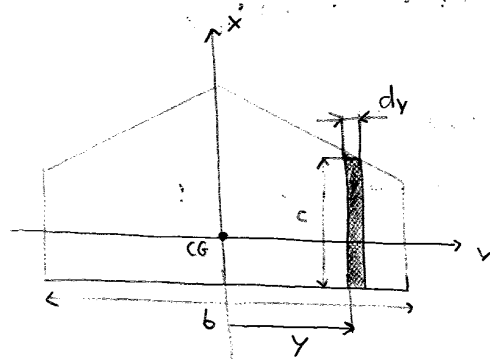
Stabilità statica longitudinale graficamente:



$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha} < 0$
 \Rightarrow se $\frac{dC_M}{d\alpha} > 0$ il volo sarebbe longitudinalmente instabile.

• Alpa S.S.L. concorrono tutte le parti del velivolo \rightarrow esamine contributi:

Alpa isolata:



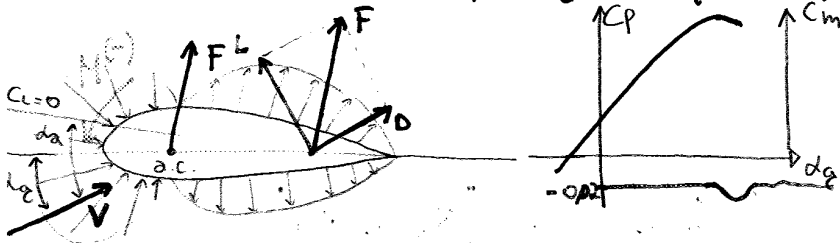
corda media: $C_m = \frac{2}{b} \int_0^{b/2} c \, dy$

corda media aerodinamica: $C_{ma} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 \, dy$

corda media geometrica: $C_{mg} = \frac{S}{b}$

Centro di pressione: dove nascono forze aerodinamiche \rightarrow cambia posizione con l'incidenza.

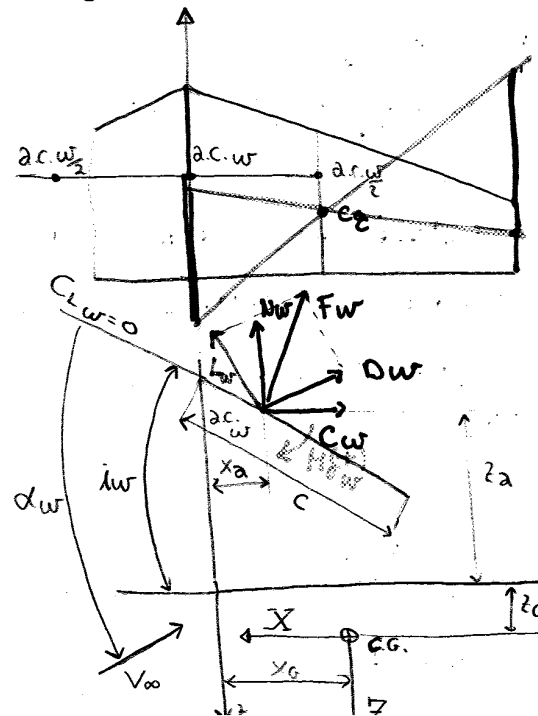
Trasporto forze aerodinamiche in punto fisso \rightarrow FUOCO (a.c.) e sommo momento di trasporto dello momento focale M_0 , in genere picchiante (M^-)



• Ali trapezic e plintrapezic corda baricentrica coincide con la corda media aerodinamica

$C_g \equiv C_{ma}$

a.c. $\frac{w}{2}$ giace sulla corda baricentrica



$M_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{M_0} c_{ma} S = \frac{1}{2} \rho V^2 \int_0^{b/2} C_{M_0} c^2 \, dy$

$M_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{M_0} \int_0^{b/2} c^2 \, dy$ $C \equiv C_{ma} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 \, dy$ $C_{ma} = C$



$$\begin{cases} N_w = L_w \cos(\alpha_w - i_w) + D_w \sin(\alpha_w - i_w) \approx L_w + D_w(\alpha_w - i_w) \\ C_w = -L_w \sin(\alpha_w - i_w) + D_w \cos(\alpha_w - i_w) \approx D_w - L_w(\alpha_w - i_w) \end{cases}$$

$D_w \ll L_w \Rightarrow D_w(\alpha_w - i_w) \approx 0$

$\Rightarrow \begin{cases} N_w \approx L_w \\ C_w = D_w - L_w(\alpha_w - i_w) \end{cases}$

1) $C_{M_0} < 0 \rightarrow$ 3 possibilità per annullare momento focale.

- profilo rovesciato mi darà coeff. di momento focale di segno opposto. \rightarrow efficienza \downarrow

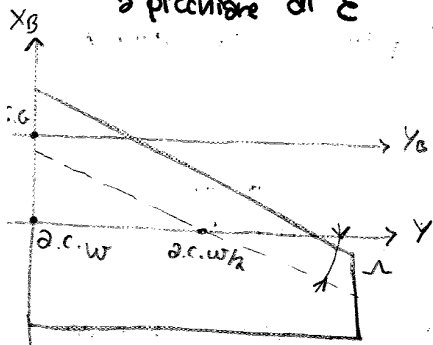
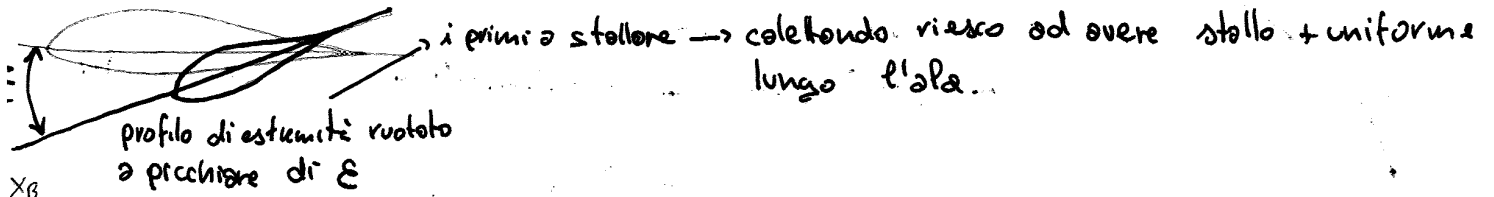
\Rightarrow profilo autostabile  • ala con profilo convenzionale (inarcamento positivo) \Rightarrow rendo autostabile con Elevon  ma con freccia e svergolamento.

N.B. condizioni di volo in prono longitudinale (vettore velocità nel prono di simmetria) non sempre verificate \rightarrow es. VIRATA (grado di libertà in più) \rightarrow sbandamento laterale \rightarrow portanza non + verticale

VOLO LONGITUDINALE: importante x stabili prestazioni velivolo \rightarrow pilotaggio e stabilità

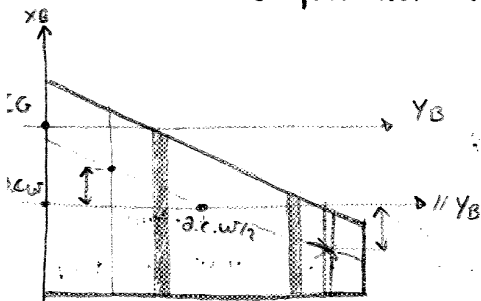
1) Metodi per ottenere $C_{M_0} > 0$:

- profili autostabili
 - elevons
 - profilo classico con freccia e svergolamento
- \leftarrow + utilizzata
- $L = 45^\circ$ + svergolamento sia geometrico (variazione di incidenza della radice all'estremità) sia aerodinamico (sostituendo in estremità profili simmetrici o profili curvati)

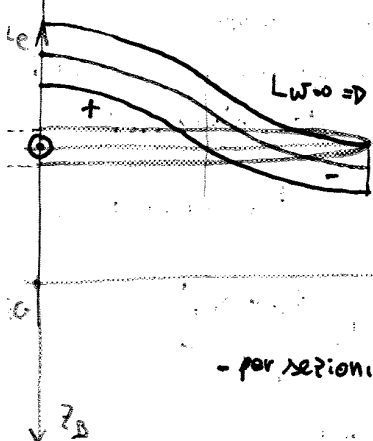


contributi su dy \rightarrow integrale su semiapertura

- Nel caso di ala qualsiasi \rightarrow metodo della striscia \sim trascuro effetti tridimensionalità: induzione e vorticità al tip. \downarrow in seguito correzioni



per calcolare momento focale \rightarrow considerare localmente contributo varie sezioni L_0 su asse // a Y_{body} che passa per C.G. \downarrow parallela per l'aerodinamico centro.



$d\alpha = 10^\circ$
 $d\alpha = 5^\circ$
 $L_{w=0} \Rightarrow d\alpha = 0$ incidenza nulla

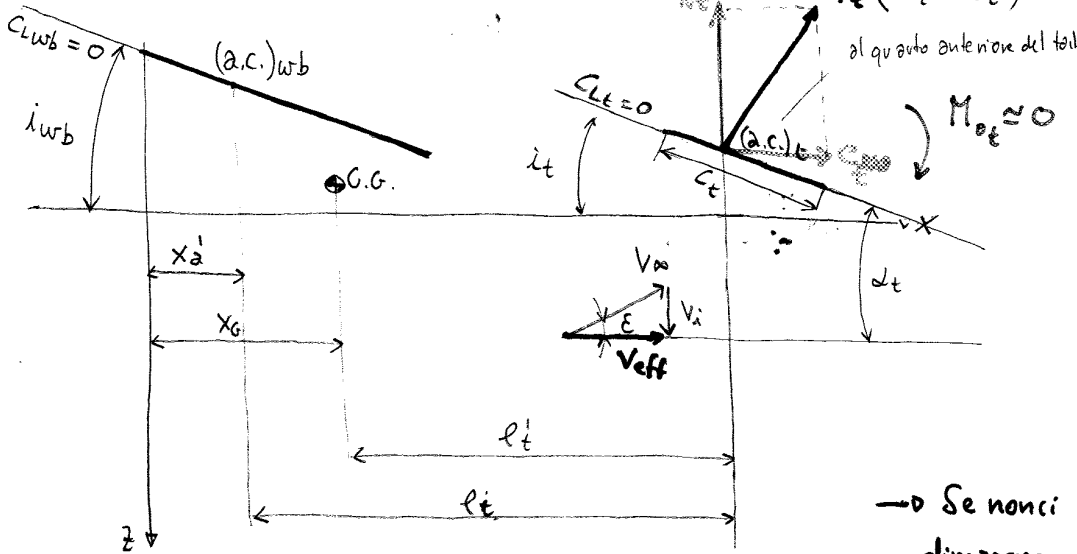
\uparrow incidenza \rightarrow incremento positivo di portanza per tutte le sezioni \rightarrow M_0 non cambia

• posizione vicino al prono di simmetria $\hat{=}$ portante mentre all'estremità: deportante \Rightarrow caso di svergolamento

oltre a C_{M_0} devo considerare piccolo lift uscente che dà contributo al momento perché ho piccolo braccio che dà contributo coerente. \uparrow

- per sezioni verso estremità vettore portanza trasversale a entrante \rightarrow contributo positivo anch'esso

• Impennaggio orizzontale:



• se tail simmetrico Γ
 $\hookrightarrow C_{M_0}$ tail: p. macchina $\approx C$
 N.B. Sul tail la V_{∞} si è modificata di entità e inclinazione
 \downarrow
 a causa della V indotta dall'ala che determina il downwash a valle dello stesso

\rightarrow Se non ci fosse qst variazione di direzione non ci sarebbe variazione di qdm. che mi determina portanza

M_{G_t} : contributo del tail al momento attorno all'asse body Y . Segno meno perché di solito tail è dietro al baricentro. Essendo D_t piccolo $\Rightarrow N_t \approx L_t$

$\rightarrow M_{G_t} = -N_t l_t' \approx -L_t l_t'$

l_t non è rendimento perché può > 1 : $\eta_t = \frac{V_{eff}^2}{V_{\infty}^2}$ $\begin{cases} > 1 & \text{se c'è flusso elicico che investe tail} \\ < 1 & \text{se tail nello scia dell'ala} \end{cases}$
 L'investito da flusso rallentato.

$M_{G_t} = M_{G_{t,isolato}} \cdot \eta_t$

$\Rightarrow M_{G_t} = -\frac{1}{2} \rho V^2 C_{L_t} S_t \cdot l_t'$

• ADIMENSIONALIZZO:

$C_{M_{G_t}} = \frac{M_{G_t}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_c} = \frac{(\frac{1}{2} \rho V^2) C_{L_t} \eta_t S_t l_t'}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_c} = -\frac{C_{L_t} \eta_t S_t l_t'}{S_c}$

$\Rightarrow C_{M_{G_t}} = -C_{L_t} \eta_t \bar{V}'$
 quanto è efficace tail a fare suo mestiere \rightarrow rapp. volumetrico di coda: $\bar{V}' = \frac{S_t l_t'}{S_c}$
 parametro importantissimo $\bar{V} = \frac{S_t l_t}{S_c}$

$C_{L_t} = a_t \alpha_t \Rightarrow C_{L_{t,isolato}} = a_{t,isolato} \alpha_t$ \rightarrow considero scostamento tutto nel a_t (considero avere a_t sempre uguale)

$\Rightarrow C_{M_{G_t}} = -a_{t,isolato} \alpha_t \eta_t \bar{V}' = -a_{t,isolato} \alpha_t \bar{V}'$ $a_t = a_{t,isolato} \eta_t$ $l_t = l_t' + x_G - x_a'$

$\Rightarrow \bar{V} = \frac{S_t l_t}{S_c} = \frac{S_t l_t'}{S_c} + \frac{S_t}{S} \frac{x_G - x_a'}{c} \Rightarrow \bar{V} = \bar{V}' + \frac{S_t}{S} \frac{x_G - x_a'}{c}$

$\Rightarrow C_{M_{G_t}} = -C_{L_t} \bar{V} = -C_{L_t} \left(\bar{V}' + \frac{S_t}{S} \frac{x_G - x_a'}{c} \right)$

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

down wash factor (0,6 ÷ 0,95)

i = coefficiente aerodinamico ala/coda

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

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

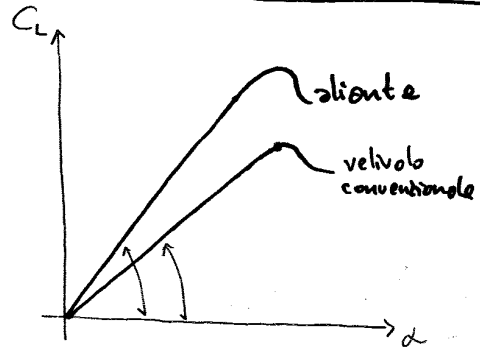
→ C_L velivolo completo → rinvio con parametro F : definito una volta stabilita geometria e aerodinamica velivolo

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

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

F

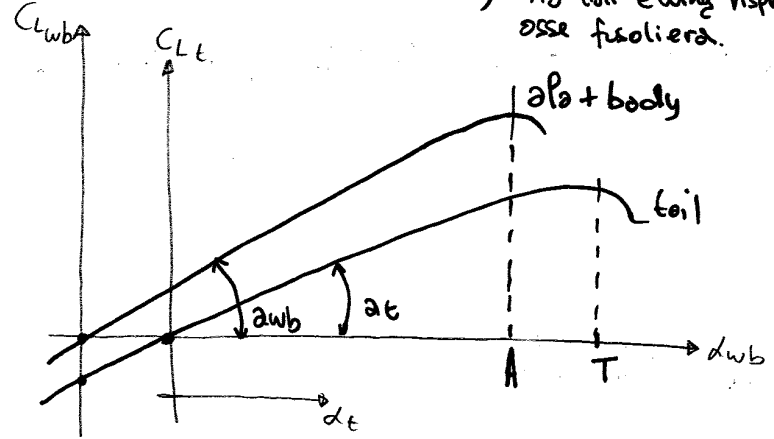
$$C_L = a_{wb} \alpha_{wb} (1 + F) - a_t \frac{S_t}{S} i$$



pendenza retta → molti fattori: il + influente è l'allungamento alare.

$a_{wb} \approx 5 \div 5,6$
 a_t → tail allungamento piccolo

considerando il coefficiente \neq tra tail e wing rispetto ad asse fusoliera.



quando stolla l'bb voglio che tail mantenga ancora sua funzione.

→ coda stable per α maggiori rispetto al complesso ala fusoliera

↳ perché tail allungamento inferiore
 ↳ perché ho coefficiente in modo opportuno

N.B. Quando tail non ha portanza ala è grà un pò portante
 u $\alpha_{wb} = 0 \rightarrow \alpha_t < 0 \rightarrow C_{L_t} < 0$

• Coeff. angolare di L (velivolo completo) non è aumentato!

• Per α_{wb} piccoli: $C_{Lwb} > 0$
 $C_{L_t} < 0$

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = a = \frac{d}{d\alpha} \left(a_{wb} \alpha_{wb} (1 + F) - a_t \frac{S_t}{S} i \right) = a_{wb} (1 + F)$$

Se $C_L = 0$
 $(\alpha_{wb})_{C_L=0} = \frac{a_t}{a_{wb}} \frac{S_t}{S} \frac{i}{1 + F}$

• Se $\alpha_{wb} = 0$
 $(C_L)_{\alpha_{wb}=0} = -a_t \frac{S_t}{S} i$

$\alpha_{wb} = 0 \Rightarrow C_{Lwb} = 0$
 $\Rightarrow L = L_t$
 • se all'ala incidendo sulla L complessiva = L_t

$$C_{M\alpha} = \frac{dC_{M\alpha}}{d\alpha} = a \frac{x_G - x_{a'}}{c} - a_t \bar{V} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial d_{wb}}\right) + \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha}$$

$$\Rightarrow C_{M\alpha} = a \left[\frac{x_G - x_{a'}}{c} - \frac{a_t}{a} \bar{V} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial d_{wb}}\right) + \frac{1}{a} \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha} \right]$$

equilibrio indifferente



→ curva è retta orizzontale a pendenza nulla

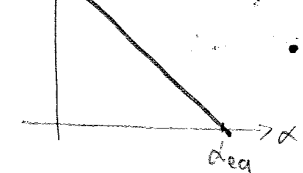
→ gioco su posizione G per modificare $C_{M\alpha}$

→ se vostro velivolo stabile $C_{M\alpha} < 0$

modifico on posizione portamento

• Se $C_{M\alpha} = 0 \Rightarrow G \equiv$ aerodynamic centre

M_G
 M_0



$C_{M\alpha} > 0$ • Se $C_{M\alpha} > 0$ equilibrio instabile

• Se $C_{M\alpha} < 0$ equilibrio stabile

$$\left(\frac{x_G}{c}\right)_{C_{M\alpha}=0} = \frac{x_N}{c} = \frac{x_{a'}}{c} + \frac{a_t}{a} \bar{V} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial d_{wb}}\right) - \frac{1}{a} \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha}$$

$$C_{M\alpha} = a \left(\frac{x_G - x_N}{c} \right)$$

MARGINE STATICO

determina il segno di $C_{M\alpha}$

→ affinché $C_{M\alpha} < 0$

$$\Rightarrow \frac{x_G - x_N}{c} < 0$$

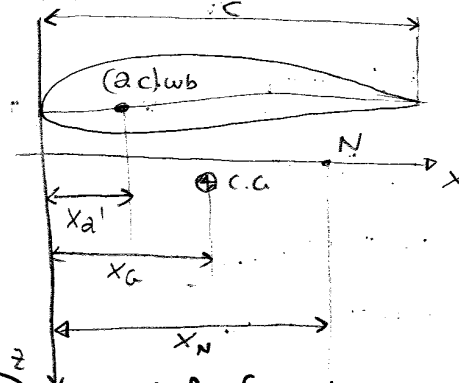
- Nel velivolo tutta la G doveva essere anteriore al fuoco dell'ala

ora deve essere anteriore al fuoco del velivolo completo → x_N

• Per la stabilità deve valere:

$$\frac{x_N - x_G}{c} > 0 \Rightarrow \frac{x_N}{c} > \frac{x_G}{c}$$

cosa semplice e immediata



$$C_{M\alpha} = C_{M_0} + C_{M\alpha} \alpha_{eq}$$

$C_0 = 0$ per l'equilibrio

x modificare C_{M_0} agisco su capottamento del foil

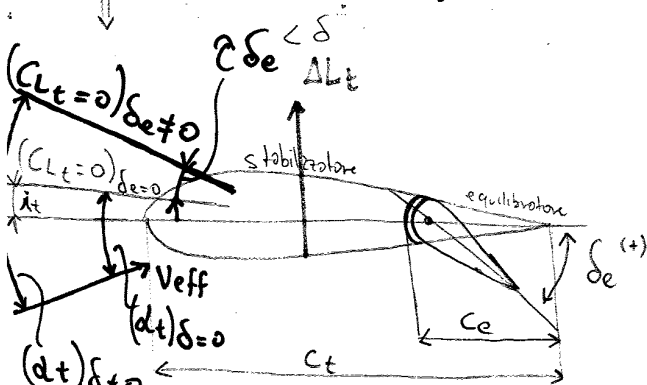
$$C_{M\alpha} = 0 \Rightarrow C_{M_0} + C_{M\alpha} \alpha_{eq} = 0$$

$$\Rightarrow \alpha_{eq} = - \frac{C_{M_0}}{C_{M\alpha}}$$

• Possiamo variare α_{eq} in 2 modi: (mantenendo costante il margine statico)

- ALL-MOVING TAIL

- EQUILIBRATORE (elevator) $\Rightarrow \delta_e$



N.B. se voglio restare α_{eq} perché vostro eq. in \neq condizioni di volo ($\omega \neq$ velocità) \Rightarrow alto/sbasso pendenza retta tenendo conto che C_{M_0} cito deve restare > 0

↳ termine con Thrust combiere con velocità \rightarrow mo braccio rispetto a G è piccolo (potrei mettere tutto l'ala)

↳ uso equilibratore

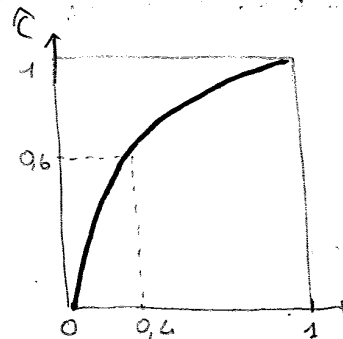
$$\zeta = \frac{\partial \alpha_{eq}}{\partial \delta_e} = 0,6$$

determinato da veri parametri aerodinamici

→ quello con maggior

C_e influenza è % di corda equilibratore rispetto a tutto il foil

↑ corda mobile \Rightarrow ↑ ζ



come varia $C_{L\delta}$ in caso di velivolo convenzionale o tutt'ala:

Velivolo convenzionale:

$$C_{L\delta} = \frac{S_t}{S} \frac{\partial C_L}{\partial \delta} = \frac{S_t}{S} \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \alpha_t} \frac{\partial \alpha_t}{\partial \delta}$$

$$\Rightarrow C_{L\delta} = \frac{S_t}{S} a_t \tau$$

Tutt'ala:

$$C_{L\delta} = \frac{\partial C_{Lwb}}{\partial \delta}$$

se so geometria generica e aerodinamica (a_t)
 \Rightarrow valuto $C_{L\delta}$: derivata > 0 e non forte

$\frac{S_t}{S}$ piccolo

$$\partial \alpha_t \cdot \tau \approx 1$$

è contributo che esprime variazione coeff. mon. di beccheggio quando nella barra l'equilibratore lavora in maniera infinitesimale

$$C_{M\alpha} = C_{M_{0wb}} + C_L \frac{x_G - x_{a'}}{c} = C_{L_t} \bar{V} + C_{M_{\alpha p}}$$

$$\frac{\partial C_{M\alpha}}{\partial \delta} = C_{M\delta} = \frac{\partial C_{M_{0wb}}}{\partial \delta} + \frac{\partial C_L}{\partial \delta} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \delta} \bar{V} + \frac{\partial C_{M_{\alpha p}}}{\partial \delta}$$

Velivolo conv.:

$$C_{M\delta} = \frac{\partial C_L}{\partial \delta} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \delta} \bar{V}$$

$$C_{M\delta} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha_t} \frac{\partial \alpha_t}{\partial \delta} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \alpha_t} \frac{\partial \alpha_t}{\partial \delta} \bar{V}$$

$$C_L = C_{Lwb} + C_{L_t} \frac{S_t}{S}$$

$$\Rightarrow C_{M\delta} = a_t \frac{S_t}{S} \tau \frac{x_G - x_{a'}}{c} - a_t \tau \bar{V}$$

trovavo a_t tenere $x_{a'}$ piccolo sicuramente < 0
 dipende da posizione G , ma poco $x_{a'}$ a_t termine peso poco

$$\Delta = C_{L\alpha} C_{M\delta} - C_{M\alpha} C_{L\delta}$$

Velivolo conv.:

$$\Delta = C_{L\alpha} a_t \tau \left(\frac{S_t}{S} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - \bar{V} \right) - C_{M\alpha} \frac{S_t}{S} a_t \tau$$

$$\Delta = C_{L\alpha} a_t \tau \left(\frac{S_t}{S} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - \bar{V} \right) - C_{L\alpha} \frac{x_G - x_N}{c} \frac{S_t}{S} a_t \tau$$

$$\Rightarrow \Delta = C_{L\alpha} a_t \tau \left(\frac{S_t}{S} \frac{x_N - x_{a'}}{c} - \bar{V} \right)$$

$$\Delta < 0, \Delta \neq f(x_G)$$

al sig. $\frac{1}{2}$ positivo perché x_N posteriore ad A'

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

Tutt'ala:

$$C_{M\delta} = \frac{\partial C_{M_{0wb}}}{\partial \delta} + C_{L\delta} \frac{x_G - x_{a'}}{c}$$

$$\text{Tutt'ala: } \Delta = C_{L\alpha} \left(\frac{\partial C_{M_{0wb}}}{\partial \delta} + C_{L\delta} \frac{x_G - x_{a'}}{c} \right) - C_{L\delta} C_{L\alpha} \frac{x_G - x_{a'}}{c}$$

$$\Rightarrow \Delta = C_{L\alpha} \frac{\partial C_{M_{0wb}}}{\partial \delta} + C_{L\alpha} C_{L\delta} \left(\frac{x_G - x_{a'}}{c} - \frac{x_G - x_{a'}}{c} \right)$$

$$\Delta = C_{L\alpha} \frac{\partial C_{M_{0wb}}}{\partial \delta}$$

$$\Delta < 0$$

$$\Delta \neq f(x_G)$$

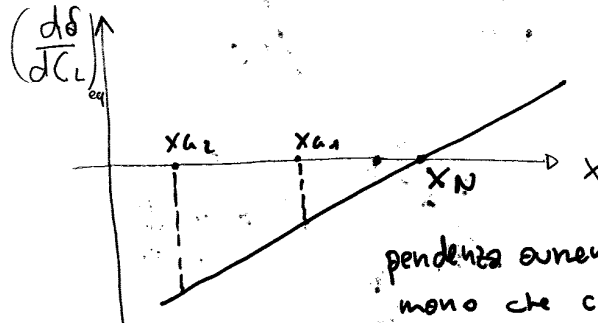
$$(x_G - x_{a'}) - (x_G - x_N)$$

$$= x_N - x_{a'}$$

Le uniche 2 rette che garantiscono la stabilità e l'equilibrio sono quelle per X_{G1} e X_{G2} 21

→ grafico di $\left(\frac{d\delta}{dC_L}\right)_{eq} = f(x)$ → pendenza rette

in funzione dell'ascissa x :



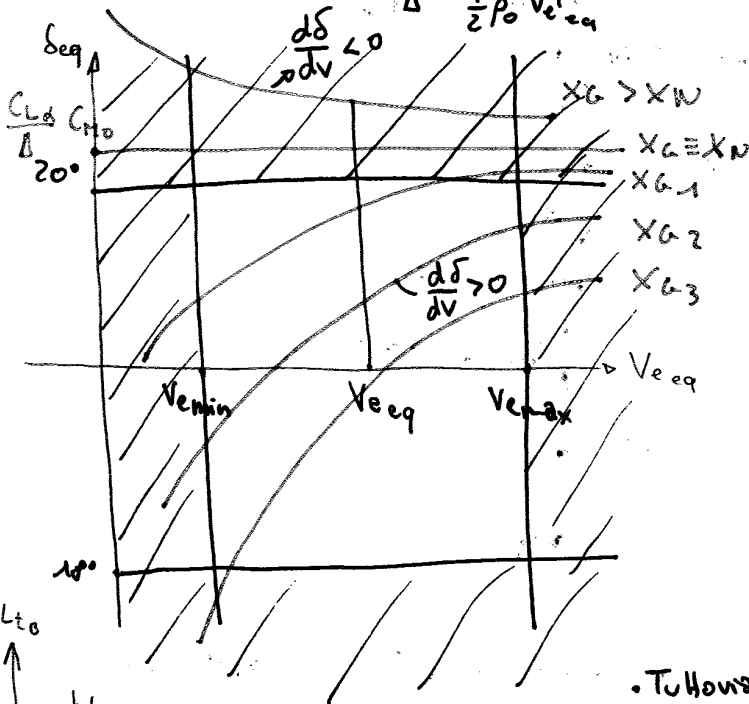
pendenza aumenta man mano che ci si avvicina al punto neutro

$\left(\frac{d\delta}{dC_L}\right)_{eq} < 0$ per $x < x_N$

$\left(\frac{d\delta}{dC_L}\right)_{eq} > 0$ per $x > x_N$

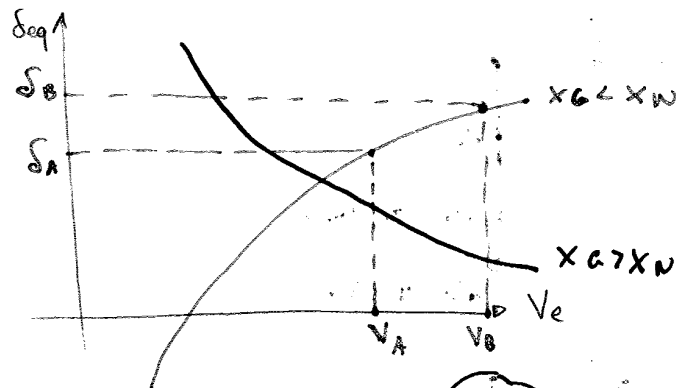
$$W = L = \frac{1}{2} \rho_0 V_{eq}^2 C_{Leq} S \Rightarrow C_{Leq} = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{eq}^2}$$

$$\delta_{eq} = - \frac{C_{L\alpha} C_{M0}}{\Delta} - \frac{C_{M\alpha}}{\Delta} \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{eq}^2}$$



- uniche cure accettabili: per $x_G < x_N$

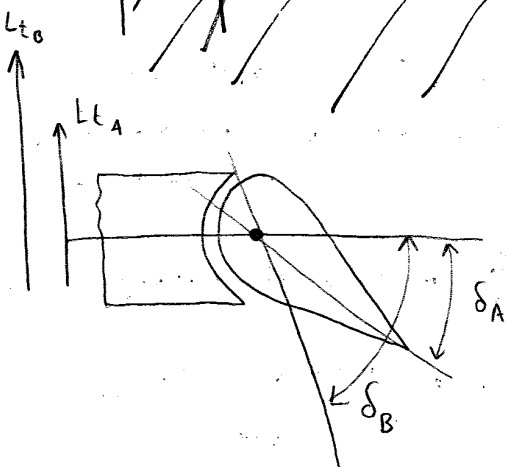
SPEED STABILITY



Se ↑ V_e da V_A a $V_B \Rightarrow \uparrow L_t$ da L_{tA} a L_{tB}

↑ tendenza a picchiare del velivolo

• Tuttavia all'aumento della velocità il velivolo risponde richiedendo l'angolo δ_e in modo da ripristinare l'equilibrio.

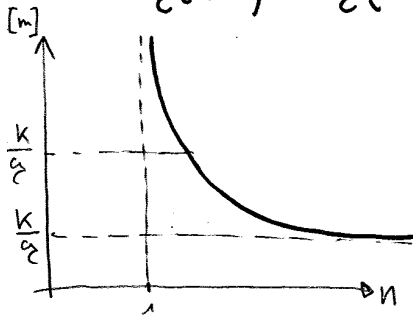


$k = (V_{min}^2)_{R=\infty} \sim$ volo rettilineo orizzontale con quel peso

$$\Rightarrow R = \frac{kn}{\rho(n-1)} = \frac{k}{\rho(1-\frac{1}{n})}$$

$$\lim_{n \rightarrow \infty} \frac{k}{\rho(1-\frac{1}{n})} = \frac{k}{\rho}$$

$$\begin{aligned} \text{es. } k &= \frac{2 \cdot 100'000}{1,226 \cdot 50 \cdot 1,25} \\ &= 2610 \left[\frac{m^2}{s^2} \right] \\ \frac{k}{\rho} &= 266m \end{aligned}$$



N.B. Dovremmo stabilire che lo spinta ce lo faccia:

$T = D$ ho velocità $\rightarrow C_{Dmax} \rightarrow D$

Effetto sulla coda:

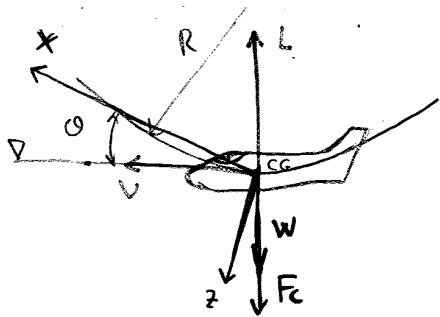
$$1) L = nW = W + F_c \Rightarrow nW = W + \frac{W}{\rho} \frac{V^2}{R}$$

$\dot{\theta} = q$: velocità di beccheggio:

$\dot{\theta} = q \neq 0$; $\dot{q} = 0 \sim$ no acc. angolare

$$\dot{\theta} = q = \frac{V}{R} \Rightarrow nW = W + \frac{W}{\rho} q \cdot V \quad n = 1 + \frac{qV}{g}$$

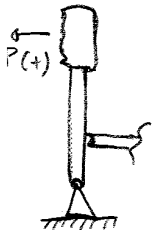
$$\Rightarrow \boxed{q = (n-1) \frac{g}{V}}$$



CFR. volo rettilineo unif. orizz / moto curvo

P: sforzo di barra

$\alpha \neq V \Rightarrow \alpha_{eq} \neq \alpha$; $C_L \neq \Rightarrow \delta_e \neq \rightarrow P \neq$



$$\begin{aligned} \frac{\Delta P}{\Delta n} < 0 & \quad \Delta n = n-1 \rightarrow \text{stick force } \cdot g \\ \frac{\Delta \delta}{\Delta n} < 0 & \rightarrow \text{elevator angle } \cdot g \end{aligned}$$

• Se spingo in avanti barra velivolo tende a picchiare perché $\uparrow L$

N.A. quando $n \neq 1$ pilota vuole variazioni di posizione e di sforzo

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

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

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

Lo sc è anche variazione di C_L o causa di q

\hat{q} : adimensionalizzazione

$t^* = \frac{c/2}{V} \rightarrow$ tempo aerodinamico: tempo impiegato alla velocità di volo per percorrere mezza corda (ragione storica: teoria di Clouart)

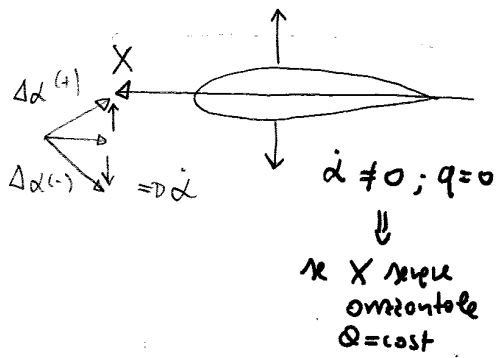
$\hat{t} = \frac{t}{t^*} \rightarrow$ tempo adimensionato

$$C_{Lq} = \frac{\partial C_L}{\partial \hat{q}} = \frac{\partial C_L}{\partial q} \frac{V}{c/2} = \frac{\partial C_L}{\partial q} \frac{1}{t^*}$$

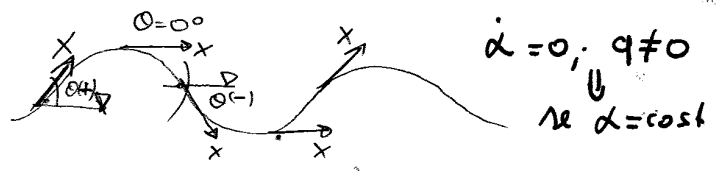
$$C_{Mq} = \frac{\partial C_{Mq}}{\partial \hat{q}} = \frac{\partial C_{Mq}}{\partial q} \frac{V}{c/2} = \frac{\partial C_{Mq}}{\partial q} \frac{1}{t^*}$$

Derivate di smorzamento: $C_{Mq}, C_{M\dot{\alpha}}$ ~ smorzatore ha 2 contributi (≠?) c.s.

1° p: distribuzione di raffica verticale
 $X_{body} \equiv c$ L hyp: al v. vincente orizzontale

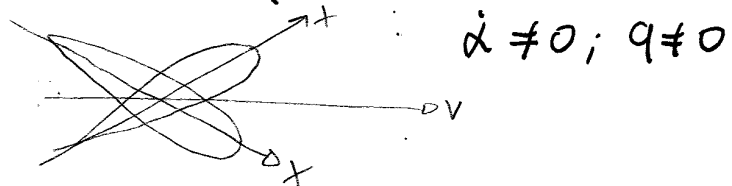


• traiettoria sinusoidale: cambia vettore velocità, cambia γ
 hyp: \vec{v} non cambia direzione rispetto a $X \Rightarrow \alpha = \text{cost}$ nella traiettoria
 $\gamma \equiv 0$ → vortice a v. costante
 rimane cost. L
 Metodo fuzoide



3° configurazione: situazione che ritrovo nello dinamico longitudinale (short period)

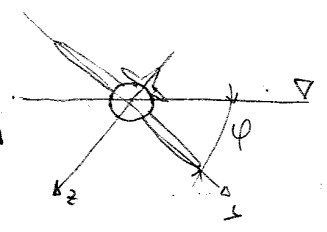
$\dot{\alpha} \equiv q$ - traiettoria rimane orizzontale, ma solo oscilla. X_{body} va su e giù (se il velivolo è tutto il $C_{M\dot{\alpha}}$ quasi nullo)



VIRATA: spostamento sul piano orizzontale del velivolo. (rotazione attorno ad asse longitudinale)

In relazione al valore dell'angolo di rotazione si distingue tra:

- VIRATA PIATTA } da evitare
- VIRATA a Coltello } $L_{T_{curvis}}$ non nel piano di simmetria
- VIRATA conetta

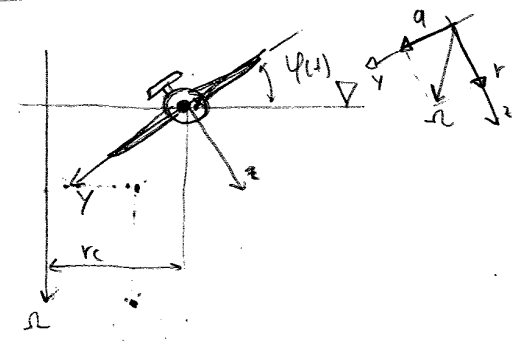
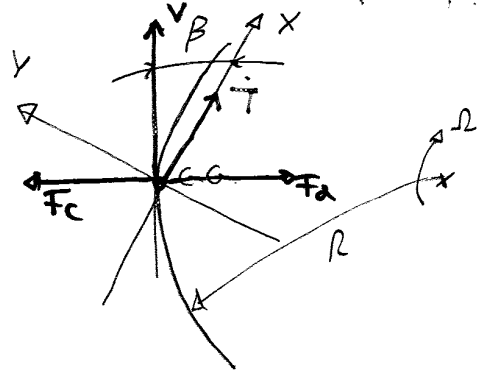


- virata piatta: $\psi = 0^\circ$

effettuata dal pilota agendo sul timone (traiettoria circolare orizzontale) → piano di simmetria rimane verticale
 - imbardata → genera angolo di derapata β (skid slip angle)

Superfici generano forze aerodinamiche F_a (devianza) che bilancia F_c .

→ Roggi di curvatura >> perché F_c non deve ↑ perché se $F_a \uparrow$ (velivolo non è fatto a geometria)



- $p(x)$: roll rate velocità di rollio
- r : yaw rate vel. di imbardata
- q : pitch rate vel. di beccheggio

$U = V \cos \gamma$ $U = \Omega r_c$ Prendendo come riferimento il cilindro avremo un acc. ²⁴
centripeta pari a:

$a_c = \Omega^2 r_c$ (1) $U = \Omega \cdot r_c \Rightarrow a_c = \frac{U^2}{r_c}$ (1')

Nel piano n-n:

$a_c = \Omega^2 \cos^2 \gamma \cdot \rho$ (2) $V = \Omega \cos \gamma \cdot \rho \Rightarrow a_c = \frac{V^2}{\rho}$ (2')

(1) = (2) (1') = (2')

$\begin{cases} \frac{U^2}{r_c} = \frac{V^2}{\rho} \\ \Omega^2 r_c = \Omega^2 \cos^2 \gamma \rho \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \rho = \frac{V^2 r_c}{U^2} = \frac{r_c}{\cos^2 \gamma} \\ r_c = \rho \cos^2 \gamma \end{cases} \Rightarrow \boxed{\rho > r_c} \rightarrow \text{effetto di } \gamma \text{ viene accentuato}$

Relazione di Ω

$F_c = m \cdot a_c = \frac{W}{g} \Omega^2 r_c = \frac{W}{g} \Omega \cdot \Omega r_c = \frac{W}{g} \Omega U$

$F_c = \sqrt{(nW)^2 - W^2 \cos^2 \gamma} = W \sqrt{n^2 - \cos^2 \gamma}$

$F_c = \frac{W}{g} \Omega U \Rightarrow \Omega = \frac{F_c g}{W U} \Rightarrow \Omega = \frac{g}{U} \sqrt{n^2 - \cos^2 \gamma} = \frac{g \cos \gamma}{U} \sqrt{\frac{n^2}{\cos^2 \gamma} - 1}$

$\Rightarrow \boxed{\Omega = \frac{g}{V} \sqrt{\frac{n^2}{\cos^2 \gamma} - 1}}$

$\sim \Omega = f(n, C_L)$
 (conoscendo che ho ω ho definita velocità max per C_{Lmax})
 dipende da sbando laterale
 a fine di $45^\circ \Rightarrow n = 1,4$
 a $60^\circ \Rightarrow n = 2$
 a $90^\circ \Rightarrow n = 5,75$
 (numero di virate, profilo) dipende dalla spinta se verso ancora a fare virate e anche

PIANO n-n: $L \cos \varphi = W \cos \gamma \Rightarrow \boxed{\frac{L}{W} = \frac{\cos \gamma}{\cos \varphi} = n}$

Relazione della velocità V:

$L = nW = \frac{1}{2} \rho_0 S C_L V^2 \Rightarrow V = \sqrt{\frac{nW/S}{\frac{1}{2} \rho_0 S C_L}} \Rightarrow \boxed{V = \sqrt{2/\rho_0} \cdot \sqrt{\frac{nW/S}{C_L}} \cdot \frac{1}{\sqrt{S}}} \Rightarrow V = f(n, C_L)$

$V_{min} \Rightarrow C_{Lmax}$ se $n = 5,75 \Rightarrow \sqrt{n} = 2,4$ velocità è 2,4 quella che necessiterei in volo rettilineo orizzontale.

Relazione dell'angolo di sbando φ :

1) $F_c = L \sin \varphi = \frac{W}{g} \cdot \frac{U^2}{r_c}$
 2) $L \cos \varphi = W \cos \gamma$
 \rightarrow dividiamo membro a membro $\rightarrow \boxed{\tan \varphi = \frac{U^2}{g r_c \cos \gamma}} \Rightarrow \varphi = f(n, C_L)$

Relazione di n:

$L = nW = \sqrt{W^2 \cos^2 \gamma + F_c^2} = \sqrt{W^2 \cos^2 \gamma + \frac{W^4}{g^2} \Omega^2 r_c^2} \Rightarrow n = \sqrt{\cos^2 \gamma + \frac{\Omega^2}{g^2} r_c^2 \Omega^2} = \sqrt{\cos^2 \gamma + \frac{1}{g^2} \Omega^2 U^2}$

$\boxed{n = \cos \gamma \sqrt{1 + \frac{1}{g^2} \Omega^2 V^2}} \Rightarrow n = f(C_L)$

$$\Rightarrow r_{C_{n_{max}}} = \frac{(W/S)}{\frac{1}{2} \rho_0 \delta g C_{L_{E_{max}}} \sqrt{1 - \frac{1}{n^2_{max}}}}$$

raggio di virata a massimo fattore di carico.

• raggio minimo per il quale si ottiene VIRATA STRETTA

$$r_{C_{min}} \Rightarrow C_{L_{max}} ; n \rightarrow E_{C_{L_{max}}}$$

$$n = \frac{T_{S_0} X_1 \psi_1 \psi_2}{W} E(C_{L_{max}})$$

$$\Rightarrow r_{C_{min}} = \frac{(W/S)}{\frac{1}{2} \rho_0 \delta g C_{L_{max}} \sqrt{1 - \frac{1}{n^2}}}$$

• quando mi avvicino a $C_{L_{max}}$ l'efficienza crolla. Fattore n che vorremmo max ad un certo punto è diminuito più di quanto è aumentato il C_L

• VIRATA rapida: per cui velivolo vira con Ω_{max} :

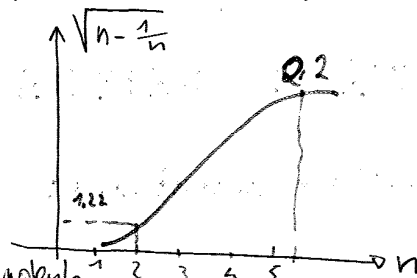
$$V = \Omega r_c \text{ (re traiett. orizz.)} \Rightarrow \Omega = \frac{V}{r_c}$$

dalle relazioni di V e r_c

$$\Rightarrow \Omega = \frac{\sqrt{2/p_0} \cdot \sqrt{\frac{n W/S}{C_L}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}} \cdot \frac{1}{2} \rho_0 \delta C_L g \sqrt{1 - \frac{1}{n^2}}}{(W/S)}$$

sapendo che $\cos \gamma = 0$

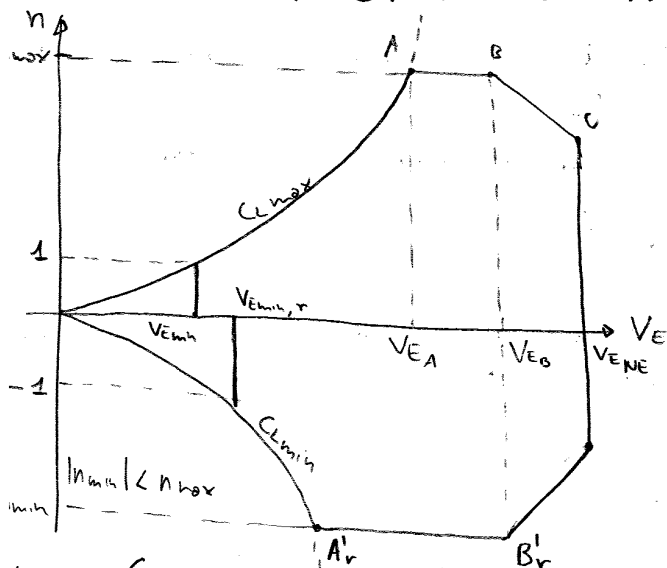
$$\Rightarrow \Omega = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{2} \rho_0}} \cdot g \sqrt{\delta} \sqrt{C_L} \frac{1}{\sqrt{W/S}} \sqrt{n - \frac{1}{n}}$$



uso velocità equivalente

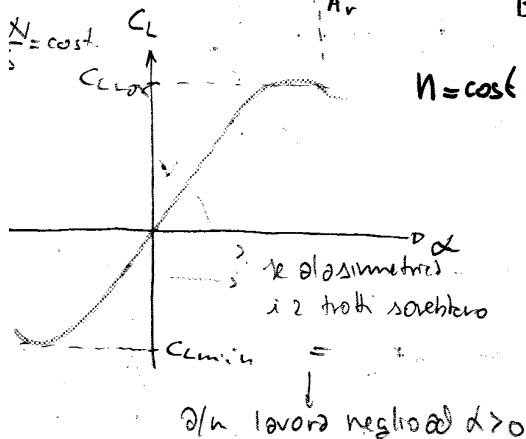
$$\text{Abbiamo definito } n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho_0 V_E^2 C_L S}{W} = \text{cost. } V_E^2 \cdot C_L$$

• DIAGRAMMA DI MANOVRA

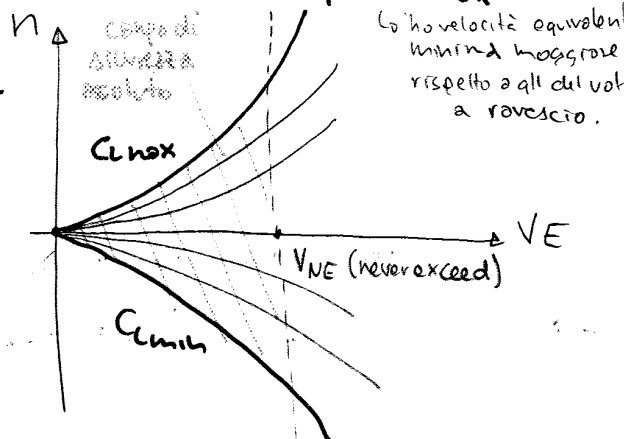


Abbiamo usato la EAS per svincolarci dalla dipendenza della quota (densità dell'aria)
 • formula critica che per un dato carico alare W/S
 n dipende da C_L e V_E . \rightarrow \exists valori limiti di queste di carattere strutturale e aerodinamico.
 \Rightarrow V quota diagramma di n in funz. di V .

Velivolo caratterizzato da $C_{L_{max}}$ e $C_{L_{min}}$ (volo a rovescio) con $|C_{L_{min}}| < C_{L_{max}}$



$$n = \text{cost. } C_L \cdot V_E^2 : \text{FOCISO PARABOLE}$$



La velocità equivalente minima maggiore rispetto a quella del volo a rovescio.

$$F = \Delta L = \frac{W}{g} \dot{\alpha}_n \rightarrow \dot{\alpha}_n = \frac{\Delta L}{W/g} = \frac{1}{2} \frac{\rho V S C_{L\alpha} W g}{W/g}$$

In presenza di raffica ascendente, l'espressione del fattore di carico all'istante iniziale, diventa:

$$n = \frac{L + \Delta L}{W}; \quad L = W \quad n = 1 + \frac{\Delta L}{W} = 1 + \frac{\dot{\alpha}_n}{g} \Rightarrow n = 1 \pm \frac{\rho C_{L\alpha} W g V}{2 W / S}$$

• a parità di raffica + è alto carico aereo più la variazione di n è minore. \rightarrow raffica discendente
 a istanti successivi a 2) velivolo reagisce alla raffica cercando di ristabilire l'equilibrio imponendo un angolo $\Delta \alpha_2$: $0 < \Delta \alpha_2 \leq \Delta \alpha_1$

$$F = \frac{W}{g} \dot{\alpha}_n \Rightarrow F = \Delta L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L\alpha} (\Delta \alpha_1 - \Delta \alpha_2) = \frac{W}{g} \dot{w}$$

$$\Delta \alpha_1 = \frac{W g}{V}, \quad \Delta \alpha_2 = \frac{W}{V}$$

Imponendo che: (h definito una volta definito il velivolo)

$$\frac{1}{h} = \frac{1/2 \rho C_{L\alpha} g}{W/S} \quad \frac{1}{2} \frac{\rho C_{L\alpha} g}{W/S} \cdot V^2 \left(\frac{W g}{V} - \frac{W}{V} \right) = \dot{w}$$

$$\Rightarrow \dot{w} + \frac{W}{h} V - \frac{W g \cdot V}{h} = 0 \quad \text{eq. diff. di 2° grado.}$$

C.I. $t=0 \rightarrow w=0$

$Vt = X_p$ spazio percorso

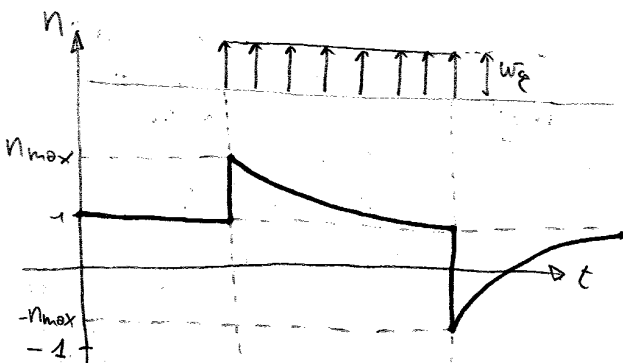
$$\Rightarrow w = \frac{W g}{h} \left(1 - e^{-\frac{Vt}{h}} \right) = \frac{W g}{h} \left(1 - e^{-\frac{X_p}{h}} \right)$$

$$\dot{w} = \frac{W g V}{h} e^{-Vt/h}$$

$$n = \frac{L + \Delta L}{W} = 1 \pm \frac{W/g \cdot \frac{W g V}{h} e^{-Vt/h}}{W} \Rightarrow n = 1 \pm \frac{W g V}{g h} e^{-\frac{Vt}{h}}$$

$$\Rightarrow n_{max} = 1 \pm \frac{\rho C_{L\alpha} W g V}{2 W / S} \quad (t=0)$$

riporto graficamente l'andamento di n in funz del tempo.



MECCANICA DEL VOLO dell'ELICOTTERO

(1)

AUTOGIRO: rotore montato in folle → vento relativo (propulsore → trazione)

- Lo No volo verticale
- Lo No volo stazionario

GIRAPINE: rotore mosso da un motore → trazione: elica

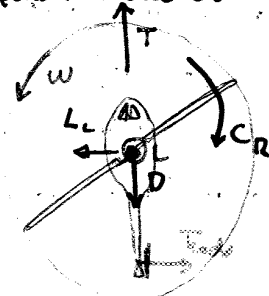
Superficie aerodinamica in movimento rispetto all'aria → deviazione flusso → $\Delta q.d.m.$ → forze aerod.

Se inclino asse rotore ⇒ componenti → trazione

Se aziono rotore con motore → Coppia di reazione (appena mistacco dal suolo)

Soluzioni:

- 2 rotori ad assi // controrotenti
- rotore di coda → trazione. braccio → Coppia = e contraria
Lo ha anche lui coppia di reazione → equilibrio con comando di pitch
- se coaxiali: elicottero 2 rotori controrotenti
- se // (dx-sx): " " affiancati
- se // (avanti-dietro): " " in tandem → fusoliera anche torsione oltre che flessione



lateral load.
x equilibrare T coda
o costruire piatto
l'assevento, inclinato

B: Asse \perp al disco rotore è detto DISCO VIRTUALE (direzione della forza utile)

Angolo tra disco rotore (tip path plane) e le pale stesse è detto ANGOLO DI CONICITÀ

$L \propto \vec{V}_{pale} \propto \alpha$ (incidenza) → piano che unisce i tip delle pale

Agusta Westland: Convartiplano → rotori affiancati che ruotano → ci vuole per forza olea per sustentazione

Airbus: Compound Helicopter: 2 eliche x trazione

Se vario pitch: angolo che direzione di portanza nulla forma con il vettore velocità relativa.

Lo vario uniformemente incidenza delle sezioni della pala lungo raggio

Essendo distribuzione di velocità lineare lungo il raggio → distrib. di portanza non lo sarà.

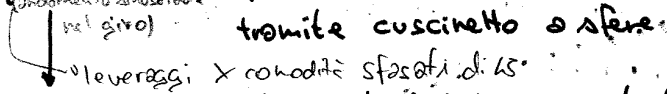
LAPPEGGIO: (della pala) grado di libertà → inclinore Trazione rispetto all'asse di rotazione

COMANDI:

- variazione COLLETTIVA e CICLICA del passo pale rotore principale
- variazione COLLETTIVA passo pale rotore di coda

(Pelo)

→ passo ciclico: piatto oscillante superiore (rotante) reso solido e al piatto oscillante inferiore



↑
Pala + ole di comando

se voglio svoltare: ↓ L davanti; ↑ L dietro → pale deve cambiare sua incidenza ciclicamente

Se spostato barra del ciclico lateralmente piatto oscillerà in piano laterale → vario pitch → in elicottero indica angolo della pala non del velivolo

→ passo collettivo: vario anche tutti i passi non uniformemente

la barra del collettivo è anche collegato al comando della manetta

Sistema meccanico con forze d'inerzia, attrito ed elasticità + forzante esterna (ODE II°)

Lo angolo di fase $\varphi = 90^\circ$ tra forzante e ampiezza oscillazione che ne deriva.

→ altro nodo per spiegare fenomeno è PRESSIONE GIROSTATICA.

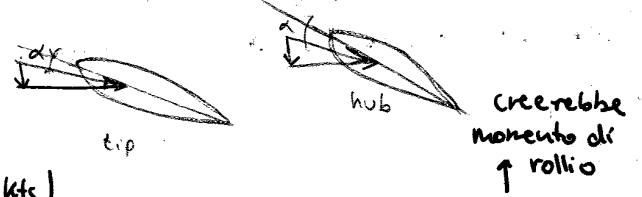
Lo forza a corpo rotante → si sposta con ritardo di 90° rispetto al pt. di applicazione della forza.

svergolamento pale: vento relativo risultante \rightarrow influenza molto componenti forze aerodinamiche (2)
 e vento relativo risultante $\propto r \Rightarrow L \propto r^2$ Totale $\rightarrow L, D$ non hanno andamento costante lungo il raggio.



no volta \hookrightarrow pale rastremate (corda diminuisce verso il tip) \rightarrow Oggi: svergolamento negativo \rightarrow passo \downarrow verso tip
 distribuzione di L non elevata alle estremità \rightarrow + uniforme e conveniente strutturalmente

- pochi gradi di svergolamento: \rightarrow evitare tendenza di inversione di portanza.
- aree al tip (essendo α basso) \downarrow pericolo di stallo
- $\downarrow C_L$ al tip $\uparrow M_{cr}$ \downarrow perdite dovute a compressibilità



floppeggio pale: $W_{tip} = 500 \text{ kts}$ (valore limite superiore)

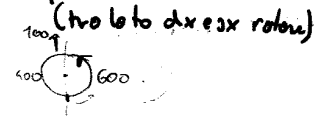
(su naso e coda vento rel. vs. per essendo densità, viene circa 500 kts)

500 kts di differenza $\rightarrow L \propto (V \cdot r \cdot r)^2 \rightarrow$ devo concedere grado di libertà \rightarrow altrimenti Assimmetria di portanza.

$\uparrow V \cdot r \cdot r \Rightarrow \Delta x \Rightarrow \uparrow L \rightarrow$ si solleva \rightarrow verso traiettoria di volo $\rightarrow \alpha \downarrow \rightarrow L \downarrow$

\rightarrow immediato: $\uparrow dL$ non ha tempo di verificarsi. (stesso caso per la pala retrocedente)

con il ciclico: \downarrow passo pala avanzante \Rightarrow dritta \uparrow passo pala retrocedente \Rightarrow x
 (traslazione) $\downarrow \alpha, L$ pala avanzante $\uparrow \alpha, L$ pala retrocedente



zone variazione critica del passo contribuisce ad eliminare l'assimmetria di portanza del disco rotore
 \rightarrow rimane + importante il floppeggio.

Assimmetria portanza ROTORE DI CODA:

in moto traslato: tip pala avanzante \rightarrow somma
 tip pala retrocedente \rightarrow differenza

turba assetto
 \uparrow
 $\Delta L \rightarrow$ rollio attorno ad asse longitudinale velivolo

2 rimedi:
 1) floppeggio
 2) passo ciclico
 \hookrightarrow x costruzione ferris si che 1) stesso mi provochi variazione del passo

Stallo all'estremità della pala:

inizia sul tip della pala retrocedente poi si estende verso radice.

• vibrazioni, no controllo, cobrato incontrollata

CAUSE:
 vento relativo insufficiente • α troppo grande • carico alare troppo elevato.

$\uparrow V$ traslazione \downarrow vento relativo risultante pala retrocedente $\rightarrow \downarrow L \rightarrow$ compenso con $\uparrow C_L \rightarrow \uparrow \alpha$
 oltre $\alpha_{cr} \Rightarrow$ stallo

Flusso inverso

velocità di rotazione sull'asse rotore $\dot{\theta} = 0$ mentre velocità di traslazione non \Rightarrow vento r. risultante $\dot{\theta} < 0$
 è la pala retrocedente (finché velocità di rotazione non ha raggiunto $|\dot{\theta}| \rightarrow$ flusso inverso:

flutti fluidi del v.r.v. entrano dal bordo di fuga ed escono dal bordo d'attacco.

per \uparrow velocità traslazioni: \rightarrow zona di flusso inverso si estende (su pala retrocedente)
 \rightarrow problemi per tip pala avanzante.

Carico sul rotore in \neq fasi di volo:

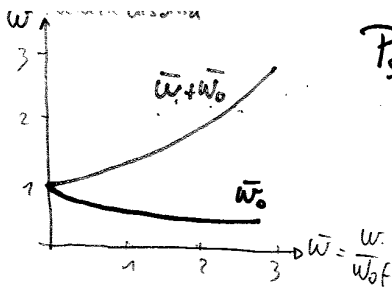
• CARICO DEL ROTORE: $\frac{\text{trazione (F)}}{S \text{ disco rotore}}$

$\alpha_r < \alpha_t$ perché velocità portanza radice $<$ tip
 flusso indotto rimane costante \uparrow

In hover: accelerazione grandenasso d'onda verso basso \rightarrow flusso indotto \downarrow disco $\dot{\theta}$ costante (Froude) \Rightarrow
 $\alpha_t, L_t > \alpha_r, L_r$ ma essendo hover, v.r.v. non crea stallo pala retrocedente

VELOTRASATO: $\uparrow V$ L si distribuisce + uniformemente verso radice

trazione \propto $m_{aria} \cdot a \Rightarrow \uparrow$ $m_{aria} \Rightarrow$ perdita di $T \Rightarrow \downarrow$ \rightarrow potenza motore \downarrow (abbasso collettivo) $\rightarrow \downarrow$ passo $\rightarrow \downarrow \alpha$



$$P_{sf} = F W_{of} = W W_{of} = 2 \rho \pi r_r^2 W_{of}^3$$

$$F \approx W \text{ e } D \approx 0$$

potenza necessaria al sustentamento a pt. fisso

$$P_s = F (w_0 + w) = W (w_0 + w)$$

adimensionalizzato: $\frac{P_s}{W W_{of}} = \bar{w} + \bar{w}_0$

Velocità e potenze necessarie x volo orizzontale uniforme

$$V_r = \sqrt{V^2 + w_0^2} \quad w_0 \perp V \text{ : discrotore inclinato in avanti, } w_0 \text{ di } \rho \omega$$

forze sviluppate dal disco rotore: $F = W = \rho \pi r_r^2 \sqrt{V^2 + w_0^2} 2 w_0$

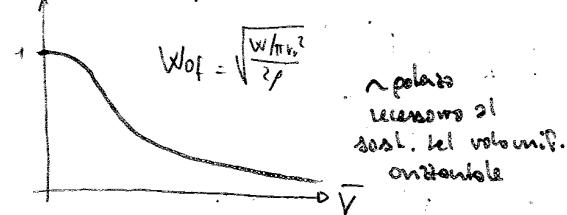
$$T = F \sin \epsilon = D; \quad L = F \cos \epsilon = W \approx F \quad \epsilon \text{ piccolo}$$

$$\sqrt{V^2 + w_0^2} w_0 = W_{of}^2 \quad \bar{V} = \frac{V}{W_{of}} \quad \sqrt{\bar{V}^2 + \bar{w}_0^2} \bar{w}_0 = 1 \rightarrow \bar{w}_0^4 + \bar{V}^2 \bar{w}_0^2 - 1 = 0$$

Sol. (unici segni validi sono quelli > 0): $\bar{w}_0 = \sqrt{-0.5 \bar{V}^2 + \sqrt{0.25 \bar{V}^4 + 1}}$

SOSTENTAMENTO INDOTTO: $P_s = F w_0 = W / w_0$ (circuito che rotore trasmette all'elica)

$$w_0 \bar{w}_0 = \frac{w_0}{w_{of}} \rightarrow P_s = \bar{w}_0 w_{of} W$$



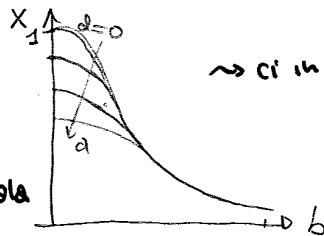
vo uniformemente ascendente:

$$F = W = \rho \pi r_r^2 \sqrt{V^2 + (w + w_0)^2} 2 w_0$$

$$w_0^4 + 2 w w_0^3 + w^2 w_0^2 + V^2 w_0^2 - w_{of}^4 = 0 \quad \frac{\partial}{\partial w} \quad \bar{w}_0 = \frac{w_0}{w_{of}} = x \quad \bar{w} = \frac{w}{w_{of}} = a \quad \bar{V} = \frac{V}{w_{of}} = b$$

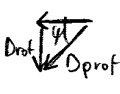
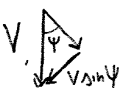
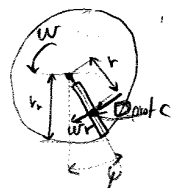
$$\Rightarrow x^4 + 2 a x^3 + (a^2 + b^2) x^2 - 1 = 0 \quad \rightarrow \text{secondo di } w \Rightarrow \text{di } a \rightarrow \text{ho diverse curve di } \bar{w}_0 \Rightarrow P_s$$

$$P_s = x w_{of} W = f(a, b) W \quad P_s \downarrow \text{ all' } \uparrow \text{ di } a$$



POTENZE necessarie all'avanzamento:

Calcolo resistente all'avanzamento con teoria elemento di pala



$$D_{rot} = \frac{n}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{r_r} \frac{1}{2} \rho (w r + V \sin \psi)^2 C_{D0} c \sin \psi dr$$

$$= \frac{n}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{r_r} \frac{1}{2} \rho C_{D0} (w^2 r^2 \sin \psi + 2 V w r \sin^2 \psi + V^2 \sin^3 \psi) c dr$$

Teoria di solidità: $\frac{\text{Sol. pole}}{A \text{ discrotore}}$

$$\bar{\Gamma} = \frac{1}{\rho} \frac{1}{16}$$

$$\bar{\Gamma} \propto \frac{1}{n}$$

$$\Rightarrow D_{rot} = \frac{1}{2} \rho V w r_r \frac{\pi r_r^2}{2} C_{D0} \sigma$$

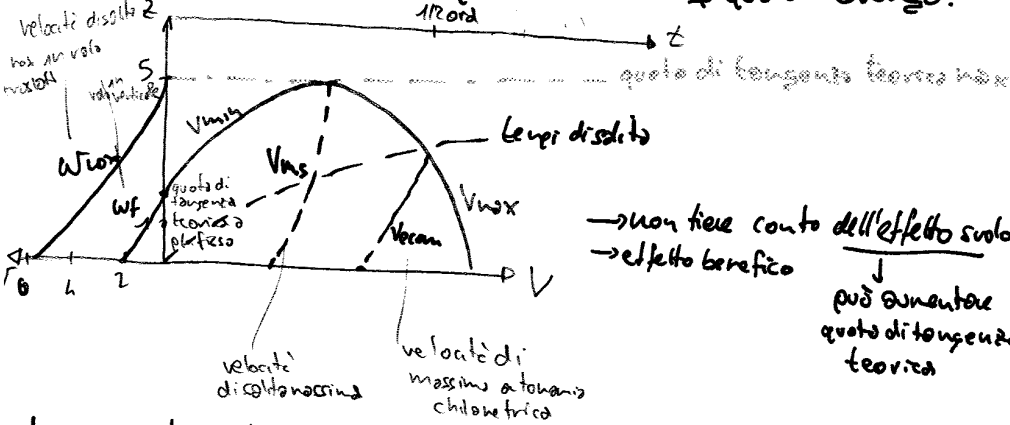
$\Psi(z)$, P_{m_0} = potenza massima erogata dal motore a quota zero. N.B. = rotore di coda provoca perdita di potenza che diminuisce con la velocità V .
 → nei rotori di coda P_d è costante rispetto a V .

$P_d = P_{m_0} \Psi \eta \mu \epsilon$ → 60 ÷ 70% P (elicotteri con rotore) → 65 ÷ 75% P (elicotteri a rotori)

Regimi di salita e quota di tangenza

velocità di salita: $w = \frac{P_d - P_n}{W}$ → dove considero P_n calcolato per il volo orizzontale

Fig. 29 era per $\alpha_{crit} = 0$ → ripeto calcoli $\alpha \neq 0$ quote: ottengo:



• all'↑ z curva P_d si abbassa × effetto del Ψ
 → tutti i termini della P_n variano

→ non tiene conto dell'effetto volo → effetto benefico
 ↓
 può aumentare quota di tangenza teorica

→ trovo quota di tang. x via analitica:

pongo $w=0$, $P_n = P_{m_0} \Psi \eta \mu \epsilon \gamma$ $P_n \Rightarrow \frac{P_s}{W w_{of}} = \bar{w} + \bar{w}_0$ (with $w=0, w_0 = w_{of}$)

$\frac{P_{m_0} \Psi \eta \mu \epsilon}{W} = \frac{W w_{of}}{W} = \sqrt{\frac{W / (\sigma r^2)}{2 \rho_0 S}}$

$\Psi \sqrt{S} = \frac{2 \sqrt{W / (\sigma r^2)} W / P_{m_0}}{\eta \mu \epsilon}$

• conosco da caratteristiche dell'elicottero
 qt. di tang. ↑ se $\Psi \sqrt{S} ↓$
 se $W / \sigma r^2 ↓$: carico del rotore a pt. fisso
 se $W / P_{m_0} ↓$: carico per cavallo
 molto minime di qll realizzabile con volo lungo
 rotore inclinato → determino con curve $\pi_d - \pi_n$ a $z ↑$

relativo all'qt. di tang. teorica a pt. fisso.
 verso a seconda del tipo di rotore

Formulario ESERCIZI:

$$V_{EAS} = V_{TAS} \sqrt{\delta} = V_{IAS}$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V_{TAS}^2 = \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2$$

$$q_{ind} = \frac{1}{2} \rho_0 V_{IAS}^2$$

COMPRESSIBILE: $M > 0,342$

$$M = \frac{V_{TAS}}{c}$$

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2k}{2k-1} \frac{p}{\rho} \left[\left(\frac{q}{p} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

$$V_{EAS} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p}{\rho_0} \left[\left(\frac{q}{p} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = V_{TAS} \sqrt{\delta}$$

$$V_{IAS} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_0}{\rho_0} \left[\left(\frac{q}{p_0} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

alente

$$W_{min} = \sqrt{\frac{WIS}{\frac{1}{2} \rho_0} \frac{1}{(E/C_L)_{max}} \frac{1}{\sqrt{\delta}}}$$

$$\bar{W} = \sqrt{W_{min} - W_{wt}}$$

$$V = \sqrt{\frac{WIS}{\frac{1}{2} \rho_0} \frac{1}{C_F} \frac{1}{\sqrt{\delta}}}$$

$$C_F = \sqrt{C_L^2 + C_D^2}$$

$$\gamma = \arctg\left(\frac{1}{E/V}\right)$$

• sapita (elica) $\rightarrow E_{max}$

$$\dot{m} \Delta V = A (v + u_0) \rho [(v + u_0) - V]$$

$$l_0 = \frac{1}{2} u_0 \quad \pi_n = D \cdot V \quad \Rightarrow (E/C_L)_{max}$$

$$W = \frac{\pi d - \pi n}{W} \quad \text{se } z_{max} = 0 \Rightarrow \pi d = \pi n$$

$$\pi d = \pi m_0 \eta_e \Psi(z) \frac{1}{z} (n) \quad \Psi(z) = \frac{p}{\rho_0} \sqrt{\frac{T_0}{T}}$$

$$1hp = 745,7 \text{ W} = \frac{N \cdot m}{s}$$

$$1kts = 1,852 \text{ m}$$

$$1ft = 0,3048 \text{ m}$$

$$R = 287,05 \frac{m^2}{s^2 K}$$

$$1 \frac{pb}{hp \cdot h} = 1,856 \cdot 10^{-6} \frac{N}{W \cdot s}$$

$$\left. \begin{aligned} V < 250kts \\ M < 0,342 \end{aligned} \right\}$$

• E_{max}
• l_{max} GETTO
• S_{max} ELICA

$$\left\{ \begin{aligned} C_{L|E_{min}} &= \sqrt{e \pi \lambda C_{D0}} \\ C_{D|E_{min}} &= 2 C_{D0} \end{aligned} \right.$$

• E_{max} ELICA

$$\left\{ \begin{aligned} C_{L|E_{max}} &= \sqrt{3e \pi \lambda C_{D0}} \\ C_{D|E_{max}} &= 4 C_{D0} \end{aligned} \right.$$

• S_{max} GETTO

$$\left\{ \begin{aligned} C_{L|E_{max}} &= \sqrt{\frac{e \pi \lambda C_{D0}}{3}} \\ C_{D|E_{max}} &= \frac{4}{3} C_{D0} \end{aligned} \right.$$

• sapita (GETTO) $\rightarrow (E/C_L)_{max}$
se $\gamma < 25^\circ \cos \gamma \approx 1$

$$\left\{ \begin{aligned} L &= W \cos \gamma \\ T - D &= W \sin \gamma \end{aligned} \right.$$

$$W = \frac{(T-D)V}{W} \quad t_s = \frac{\Delta z}{W}$$

$$t_g E_{min} = \frac{T_n}{V} = \left(\frac{D}{V} \right)_{min}$$

$$T_d = T_s \cdot X_1(V, z) \Psi_1(z) \Psi_1(n)$$

$$z_m = \frac{z_B - z_A}{2} + z_A$$

$$K_C = K_{S0} X_2(V) \Psi_2(z) \Psi_2(n)$$

$$\begin{aligned} \Psi_1(n) &= \left(\frac{n}{n_0} \right)^{3,5} \\ \Psi_1(z) &= \frac{p}{\rho_0} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1,75} \\ X_1(V, z) &= 1 - \frac{V}{w_g} + \frac{1/2 p \cdot V'}{p} \left[1 - \frac{V}{w_g} \right] \\ &= 1 - \frac{V}{w_g} + \frac{1}{2} k M^2 \left[1 - \left(\frac{V}{w_g} \right)^4 \right] \\ X_2(V) &= 1 + \frac{V}{w_g} \\ \Psi_2(z) &= \left(\frac{T}{T_0} \right)^{0,75} \\ \Psi_2(n) &= 1 + \frac{1}{2} \left(\frac{n_0}{n} - 1 \right)^2 \end{aligned}$$

ESERCITAZIONE 4):

1) - QNE

- T_e $\Rightarrow z_{ISA} = ?$

$$\Rightarrow \frac{T_e}{T_0}$$

$$\Rightarrow \frac{p_{QNE}}{p_0} = \left(\frac{T_{QNE}}{T_0} \right)^m$$

$$\Rightarrow \frac{p^*}{p_0} = \frac{p_{QNE}}{p_0} \frac{T_0}{T_e}$$

$$\Rightarrow \frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{m-1} \rightarrow T = T_0 - h z_{ISA} = T_0 \left(\frac{p^*}{p_0} \right)^{1/m-1}$$

2) - z_{ISA} - T_e $\Rightarrow z_{QNE} = ?$

$$\Rightarrow \frac{T}{T_e}$$

$$\Rightarrow \frac{p_{ISA}}{p_0} = \left(\frac{T_{ISA}}{T_0} \right)^{m-1}$$

$$\Rightarrow \frac{p^*}{p_0} = \frac{p_{ISA}}{p_0} \frac{T_e}{T_0}$$

$$\Rightarrow \frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^m \rightarrow T = T_0 - h z_{QNE} = T_0 \left(\frac{p^*}{p_0} \right)^{1/m}$$

3) - VTAS

- z_{QNE} - q (strumento + posizione) = -5%

- VEAS

- VIAS

 $\Rightarrow V < 250 \text{ KTS} \rightarrow$ inconcepibile: ρ -corr.

$$\Rightarrow \frac{p}{p_0} = \left(\frac{T_{QNE}}{T_0} \right)^{m-1} \rightarrow \rho$$

$$\Rightarrow q = \frac{1}{2} \rho V_{TAS}^2$$

$$\Rightarrow VEAS = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \text{ oppure } VEAS = V_{TAS} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}$$

$$\Rightarrow q_{ind} = 95\% \cdot q$$

$$\Rightarrow q_{ind} = \frac{1}{2} \rho_0 V_{IAS}^2$$

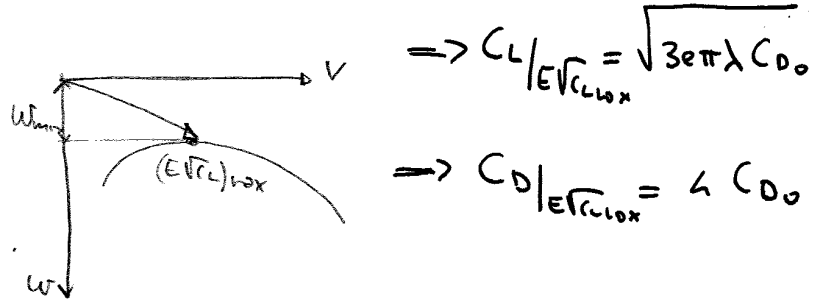
$$\Rightarrow V_{IAS} = \sqrt{\frac{2q_{ind}}{\rho_0}}$$

ESERCITAZIONE (2):

1) - ALIANTE

- C_{D0}
- e
- W/S
- Z_{ISA}

→ $W_{min} = ?$
 - $W_w(\uparrow)$



$$\Rightarrow (E\sqrt{C_L})_{max} = \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

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

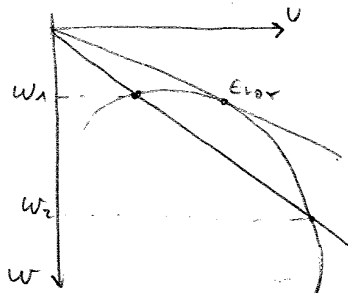
$$\Rightarrow W'_{min} = \sqrt{\frac{W/S}{1/2 p_0} \frac{1}{(E\sqrt{C_L})_{max}} \frac{1}{\sqrt{S}}}$$

$$\Rightarrow W_{min} = W'_{min} - W_w$$

2) - EVOLV

- C_{D0}
- λ
- e
- S
- w
- Z_{ISA}

→ $W_{max} = ?$



$$\Rightarrow E_{max} = \sqrt{\frac{e\pi\lambda C_{D0}}{2C_{D0}}} \quad \text{C.F.R. } E_V \text{ (} E_V C_{EL} \text{)}$$

$$\Rightarrow \gamma = \arctg\left(\frac{1}{E_V}\right) \approx \text{piccolo}$$

$$\Rightarrow W = V \sin \gamma \approx V \tan \gamma \approx \frac{1}{E_V} V$$

$$\Rightarrow \frac{1}{E_V} = \frac{C_D}{C_L} \rightarrow C_L = \frac{e\pi\lambda}{2E_V} \pm \frac{e\pi\lambda}{2E_V} \sqrt{1 - \frac{4C_{D0}E_V^2}{e\pi\lambda}}$$

N.B. $C_L < C_{L_{E_{max}}}$

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

$$\Rightarrow W_{max} = \sqrt{\frac{W/S}{1/2 p_0} \frac{1}{E_V \sqrt{C_L}} \frac{1}{\sqrt{S}}}$$

ESERCITAZIONE (3):

(3)

1) GETTO

$t_s = ?$

- C_{D0}

- W_{lm}

- w_g

- S

- λ

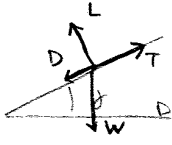
- e

- z_A

- z_B

- T_{s0}

$-(\frac{D}{V})_{min} \rightarrow (\frac{E}{\sqrt{C_L}})_{hor}$



$$\Rightarrow z_m = \frac{z_B - z_A}{2} + z_A$$

$$\Rightarrow p_m = p_0 \left(\frac{T_m}{T_0} \right)^{m-1}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} L = W \cos \gamma \\ D - T = W \sin \gamma \end{cases} \quad \begin{cases} U = V \cos \alpha \\ W = V \sin \alpha \end{cases}$$

$$\Rightarrow \frac{D}{V}|_{min} = \frac{D}{L} \frac{L}{V}|_{min} = \frac{L}{EV}|_{min} = \frac{W}{EV}|_{min} = \cos \alpha \frac{C_D}{\sqrt{C_L}}|_{min}$$

$$\Rightarrow C_L|_{E/\sqrt{C_L}} = \sqrt{\frac{C_{D0} e \pi \lambda}{3}}$$

$$\Rightarrow C_D|_{E/\sqrt{C_L}} = \frac{4}{3} C_{D0}$$

$$\Rightarrow V_m = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_m \sqrt{C_L|_{E/\sqrt{C_L}}}}} \frac{1}{\sqrt{C_D|_{E/\sqrt{C_L}}}}$$

$$\Rightarrow D = \frac{1}{2} \rho_m V_m^2 C_D|_{E/\sqrt{C_L}} S \quad \Rightarrow \frac{p_m}{p_0} = \left(\frac{T_m}{T_0} \right)^m$$

$$\Rightarrow \psi_1 = \frac{p_m}{p_0} \left(\frac{T_0}{T_m} \right)^{1.75}$$

$$\Rightarrow c = \sqrt{k R T_m} \quad \Rightarrow M = \frac{V_m}{c}$$

$$\Rightarrow \chi_1 = 1 - \frac{V}{w_g} + \frac{1}{2} k M^2 \left[1 - \left(\frac{V}{w_g} \right)^4 \right]$$

$$\Rightarrow (D - T) V_m = W V_m \sin \alpha \quad \Rightarrow W = \frac{(D - T) V_m}{W}$$

$$\Rightarrow T = T_{s0} \chi_1 \psi_1 \phi_1^{\rightarrow 1}$$

$$\Rightarrow t_s = \frac{\Delta z}{W}$$

SERCITAZIONE (4):

DECOLLO:

$$\Rightarrow V_2 = 1,2 V_{min}$$

$$\Rightarrow D + F_I + F_a = T$$

$$\Rightarrow V_{min} = \sqrt{\frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 C_{Lmax}}}$$

$$D + \frac{W}{\rho} \frac{dV}{dt} + f(W-L) = T$$

$$\Rightarrow V_{R2} \approx V_2$$

$$\frac{W}{\rho} \frac{dV}{dt} = T - D - f(W-L)$$

$$\frac{W}{\rho} \frac{dV}{dt} = T - fW - \frac{1}{2} \rho_0 V^2 S (C_{D0} + k C_L^2 - f C_L)$$

$$\Rightarrow R = C_{D0} + k C_L^2 - f C_L$$

$$\Rightarrow \frac{dR}{dC_L} = 0 \Rightarrow C_{LRmin} = \frac{f}{2k}$$

$$\Rightarrow \frac{W}{\rho} \frac{dV}{dt} = T - fW - \frac{1}{2} \rho_0 V^2 S \left(C_{D0} - \frac{f^2}{4k} \right)$$

$$\Rightarrow \frac{dV}{dt} = \rho \left(\frac{T}{W} - f \right) - \frac{1}{2} \frac{\rho_0 S}{W} V^2 S \left(C_{D0} - \frac{f^2}{4k} \right)$$

$$\Rightarrow \frac{dV}{dx} \left(\frac{dx}{dt} \right) = a - bV^2 \Rightarrow \int_0^{d_R} dx = \int_0^{V_2} \frac{V}{a - bV^2} dV \Rightarrow d_R = \frac{1}{2b} \ln \left(\frac{a}{a - bV_2^2} \right)$$

$$\Rightarrow d_{LO} = V_2 \cdot t_{LO}^{2sec}$$

$$\Rightarrow L = W + F_c = W + \frac{W}{\rho} \frac{V^2}{R} \Rightarrow \eta_2 = 1 + \frac{V^2}{\rho R} = \frac{1/2 \rho V_2^2 S \cdot C_{LTO}}{1/2 \rho V_{min}^2 S \cdot C_{Lmax}}$$

$$\Rightarrow R = \frac{V_2^2}{\rho(\eta_2 - 1)} \Rightarrow R(1 - \cos \gamma) = h_{0d} \Rightarrow \gamma = \arccos \left(1 - \frac{h_0}{R} \right)$$

$$\Rightarrow dH = R \sin \gamma \Rightarrow d_{TO} = d_R + d_{LO} + d_H$$

ATTERRAGGIO:

$$\Rightarrow V_{REF} = 1,3 V_{min}$$

$$\Rightarrow d_R = d_2 - d_1 \quad d_2 = R \sin \gamma_0$$

$$\Rightarrow d_A = \frac{h_{0a}}{t_{\gamma} \gamma_0}$$

$$\Rightarrow d_1 = \frac{h_R}{t_{\gamma} \gamma_0} \quad h_R = R(1 - \cos \gamma_0)$$

$$\Rightarrow \eta_2 = \frac{1/2 \rho_0 (1,3 V_{min})^2 S C_{Lmax}}{1/2 \rho_0 V_{min}^2 S C_{Lmax}}$$

$$\Rightarrow R = \frac{V_{REF}^2}{\rho(\eta_2 - 1)}$$

$$\Rightarrow d_H = V_{REF} \cdot t_M^{2sec}$$

$$\Rightarrow d_S = \frac{V_{REF}^2}{2 \eta_X}$$

$$\eta_X = [0,3 \div 0,35]$$

$$\Rightarrow d_{LAND} = d_A + d_R + d_H + d_S$$

ESERCITAZIONE 5):

5

1) LETTO

$S_{MAX} = ?$

- C_{D0}
- W_i
- G_c
- W_E
- S
- λ
- e
- z_{cisa}
- T_{S0}
- K_{S0}
- K_c

$$\Rightarrow S_{MAX} \rightarrow \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}}\right)_{MAX} \Rightarrow \frac{P}{P_0} = \left(\frac{T_{TISA}}{T_0}\right)^{m-1}$$

$$\Rightarrow C_L/E/\sqrt{C_{D0}} = \sqrt{\frac{C_{D0} \pi \lambda}{3}} \rightarrow E = \frac{C_L}{C_D}$$

$$\Rightarrow C_D/E/\sqrt{C_{D0}} = \frac{4}{3} C_{D0}$$

$$\Rightarrow dS = -\frac{EV}{k} \frac{dW}{W} = -\sqrt{\frac{W/S}{1/2 \rho_0}} \frac{E}{K_c \sqrt{C_L/E/\sqrt{C_{D0}}}} \frac{1}{W} dW = -\sqrt{\frac{W/S}{1/2 \rho_0}} \frac{\sigma_{MAX}}{W} dW$$

$$\Rightarrow W_f = W_i - G$$

$$\Rightarrow S_{MAX} = + \frac{\sigma_{MAX} 2\sqrt{2}}{\sqrt{\rho_0 S}} (\sqrt{W_i} - \sqrt{W_f})$$

• Se $k \neq \text{cost.}$ $K_c = K_{S0} \chi_2(v) \psi_2(z) \varphi_2(u)$

- $\varphi_2 = 1 + 0,5 \left(\frac{u_0}{u} - 1\right)^2$ - $\varphi_1 = \left(\frac{u}{u_0}\right)^{3,5}$

- $\psi_2 = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{0,75}$ - $\psi_1 = \frac{P}{P_0} \left(\frac{T}{T_0}\right)^{1,75}$

- $\chi_2 = 1 + \frac{V}{W_2}$ - $\chi_1 = 1 - \frac{V}{W_2} + \frac{1}{2} K M^2 \left[1 - \left(\frac{V}{W_2}\right)^4\right]$

$$\Rightarrow C_L = C_L/E/\sqrt{C_{D0}} \div C_{D0} \rightarrow C_D \rightarrow E \rightarrow V \rightarrow M \rightarrow \chi_1 \rightarrow \psi_1 \rightarrow \varphi_1 = \frac{W/S}{T_{S0} \chi_1 \psi_1}$$

$$\rightarrow \varphi_2 \rightarrow \psi_2 \rightarrow \chi_2 \rightarrow K \rightarrow \sigma \rightarrow S_{MAX}$$

2) $G_c = ?$ LETTO

- σ_{MAX}
- C_{D0}
- W_i
- S
- S
- K_c
- λ
- e
- z_{ISA}

$$\sigma_{MAX} \rightarrow S_{MAX} \rightarrow E/\sqrt{C_L}/\sqrt{C_{D0}} \Rightarrow C_L/E/\sqrt{C_{D0}} = \sqrt{\frac{E \pi \lambda C_{D0}}{3}} \rightarrow E$$

$$\Rightarrow C_D/E/\sqrt{C_{D0}} = \frac{4}{3} C_{D0}$$

$$\Rightarrow \frac{P}{P_0} = \left(\frac{T_{TISA}}{T_0}\right)^{m-1}$$

$$\Rightarrow \sigma_{MAX} = \frac{E}{K_c \sqrt{S} \sqrt{C_L/E/\sqrt{C_{D0}}}}$$

$$\Rightarrow S = \frac{\sigma_{MAX} 2\sqrt{2}}{\sqrt{\rho_0 S}} (\sqrt{W_i} - \sqrt{W_i - G}) \Rightarrow G = W_i - \left(\sqrt{W_i} - \frac{S \sqrt{\rho_0 S}}{\sigma_{MAX} 2\sqrt{2}}\right)^2$$

ESERCITAZIONE (6):

(6)

1) $X_N = ?$

$$\Rightarrow C_{M\alpha} = C_{L\alpha} \frac{x_c - x_{\alpha'}}{c} - C_{L\alpha t} \bar{V} \left(1 - \frac{\partial \xi}{\partial \alpha}\right) + \frac{\partial C_{mp}}{\partial \alpha}$$

- \sum
- \sum_t
- P_t
- c
- $x_{\alpha'}$

$\cdot x \cdot C_{M\alpha} = 0 \Rightarrow x_c \equiv x_N$

$$\Rightarrow C_{L\alpha} \frac{x_c - x_{\alpha'}}{c} - C_{L\alpha t} \bar{V} \left(1 - \frac{\partial \xi}{\partial \alpha}\right) + \frac{\partial C_{mp}}{\partial \alpha} = 0$$

- $\alpha = C_{L\alpha}$
- $\alpha_t = C_{L\alpha t}$
- $1 - \frac{\partial \xi}{\partial \alpha}$
- $\frac{\partial C_{mp}}{\partial \alpha}$

$$\Rightarrow C_{L\alpha} \frac{x_c}{c} = \frac{C_{L\alpha} x_N}{c} = C_{L\alpha t} \bar{V} \left(1 - \frac{\partial \xi}{\partial \alpha}\right) - \frac{\partial C_{mp}}{\partial \alpha} + C_{L\alpha} \frac{x_{\alpha'}}{c}$$

$$\Rightarrow \frac{x_N}{c} = \frac{C_{L\alpha t} \bar{V} \left(1 - \frac{\partial \xi}{\partial \alpha}\right) - \frac{\partial C_{mp}}{\partial \alpha} \cdot \frac{1}{C_{L\alpha}} + \frac{x_{\alpha'}}{c}$$

$$\Rightarrow \frac{x_N}{c} = \frac{x_{\alpha'}}{c} + \frac{1}{C_{L\alpha}} \left[C_{L\alpha t} \bar{V} \left(1 - \frac{\partial \xi}{\partial \alpha}\right) - \frac{\partial C_{mp}}{\partial \alpha} \right] \Rightarrow \bar{V} = \frac{S_t P_t}{S \cdot c}$$

2) $\delta_e = ?$

- S
- $\frac{x_c}{c}$
- $\frac{x_N}{c}$
- W
- S_t
- P_t
- c
- $x_{\alpha'}$
- α
- α_t
- $\left(1 - \frac{\partial \xi}{\partial \alpha}\right)$
- $\hat{\alpha} = \frac{\partial \alpha_t}{\partial \alpha}$
- C_{m_0}
- V_{EAS}

All'equilibrio: $\Rightarrow \begin{cases} C_L = C_{Leq} \\ C_{M\alpha} = 0 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} C_{Leq} = C_{L\alpha} \alpha_{eq} + C_{L\beta} \delta_{eq} \\ C_{M\alpha} \alpha_{eq} + C_{M\beta} \delta_{eq} = -C_{m_0} \end{cases}$

$$\dots \Rightarrow \delta_{eq} = - \frac{C_{m_0} C_{L\alpha} + C_{Leq} C_{M\alpha}}{C_{M\beta} C_{L\alpha} - C_{L\beta} C_{M\alpha}} = - \frac{C_{m_0} C_{L\alpha} + C_{Leq} C_{M\alpha}}{\Delta}$$

$$\Rightarrow C_{Leq} = \frac{2W/S}{\rho_0 V_{EAS}^2}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} C_{M\alpha} = C_{L\alpha} \frac{x_c - x_{\alpha'}}{c} \\ 0 = C_{L\alpha} \frac{x_N - x_{\alpha'}}{c} \end{cases} \Rightarrow C_{M\alpha} = \alpha \left(\frac{x_c}{c} - \frac{x_N}{c} \right)$$

$$\Rightarrow C_{L\beta} = \frac{S_t}{S} \alpha_t \hat{\alpha} \Rightarrow C_{M\beta} = \alpha_t \frac{S_t}{S} \alpha \frac{x_c - x_{\alpha'}}{c} - \alpha_t \hat{\alpha} \bar{V}$$

$$\Rightarrow [\delta_{eq}] \text{ rad} \cdot \frac{180}{\pi} = \circ$$