



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1389A -

ANNO: 2015

A P P U N T I

STUDENTE: Mascolo

MATERIA: Fondamenti di 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.**

Prefazione e Regole Lavo

LEGGE DI DALTON (PRESSIONI PARZIALI)

- P_{TOT} ESERCITATA DA UNA MISCELA DI GAS IDEALI È UGUALE ALLA SOMMA DELLE P_i PARZIALI
 - $P_i = p$ ESERCITATA DA UN GAS SE OCCORRASSE, DA SOLO, TUTTO IL VOLUME DISPONIBILE
 - $P_{TOT} = \sum P_i$
 - ANCHE ESPRIMIBILE COME $P_{TOT} = \frac{RT}{V} \sum n_i$ AFFINCHÉ $P_i = X_i P_{TOT}$ CON $X_i = \frac{n_i}{n_{TOT}}$ (FRAZIONE MOLARE)

TRASFORMAZIONI POLITROPICHE

- TRASFORMAZIONE TERMODINAMICA CHE SEQUE LA LEGGE $pV^n = \text{cost}$, CON V = VOLUME SPECIFICO [$\text{m}^3 \text{kg}^{-1}$]
- IN BASE AL TIPO DI POLITROPICA SI HA UN ESPONENTE n DIVERSO ED UN DIFFERENTE CALORE SPECIFICO $c = \frac{\delta q}{dT}$
 - $n=1$ ISOTERMA $C = \pm \infty$ $P_1 V_1^n = P_2 V_2^n$
 - $n=0$ ISOBARA $C = C_p$ $(T_1/T_2) = (V_2/V_1)^{\gamma-1}$
 - $n=\infty$ ISOCORA $C = C_v$ $P_1/P_2 = (T_1/T_2)^{1/n-1}$
 - $n = \gamma = C_p/C_v$ ADIABATICA $\delta q = 0$

ATMOSFERA REALE IN QUIETE

IPOTESI

- ~~TURBOLENZA~~, ~~VENTO~~
- ~~COMPONENTE CHE MODIFICA PRESTAZIONE VELIVOLO~~
- ARIA SECCA: $M_{AS} = 29 \text{ kg mol}^{-1}$, $V_{AVOQ.} [\text{m}^3 \text{mol}^{-1}] = 22,4 \text{ L mol}^{-1} \rightarrow \rho^* = \text{PESO SPECIFICO} = \rho = \frac{M_{AS}}{V_{AVOQ.}} = 1,26 \text{ kg m}^{-3}$ (o DENSITÀ)

ARIA SECCA

	P_m	% Vol	% m		@ 0°C	@ 15°C
N_2	28,016	78,09	75,5	$f = \rho \cdot g = \int \rho \cdot g$	12,68	12,01
O_2	32	20,95	23,1			
Ar	39,944	0,93	1,28			
X_{gas}	e	1,293	1,225

N.B. IL PESO SPECIFICO
 $f = \rho \cdot g = [\text{kg m}^{-3}] [\text{ms}^{-2}] = [\text{N m}^{-3}]$

ULTERIORE IPOTESI: $M_{AS} \approx M_{UMIDA} \Rightarrow$ COME GAS PERFETTO

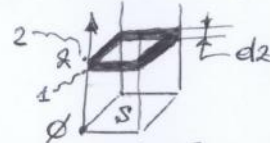
- ANCHE CON UMIDITÀ $\approx 100\%$ VI È, AL PIÙ, 1% DI H_2O AGGIUNTIVO CHE INFLUISCE SOLO DI $18,02 \text{ g mol}^{-1}$
- L'ARIA SARÀ, QUINDI, CONSIDERATO AUA STREQUA DI UN GAS PERFETTO. USEREMO
 - LEGGE DI AVOGADRO
 - LEGGE DI BOYLE-MARIOTTE $P_1 V_1^n = P_2 V_2^n$ (ISOTERMA)
 - EQUAZIONE DEI GAS PERFETTI $pV = \rho e^{-1} = RT/M$

QUOTE VERE

- ESISTONO DIVERSI TIPI DI QUOTE
 - QUOTE STANDARD RIFERITE A LIVELLI DI VOLO PREDEFINITI (CONFRONTANO DATI DI DIVERSI A/M)
 - QUOTE BAROMETRICHE RIFERITE AD UNA PRESSIONE IN mbars O mmHg (PER NAVIGAZIONE)
 - QUOTA VERA, RIFERITA AL SUOLO

FORMULA DI LAPLACE

- OGNI VOLUME D'ARIA SPESSE dz PESA SULLA BASE S $f \cdot S \cdot dz$
- LA PRESSIONE DIMINUISCE CON z SECONDO STEVINO $dp = -f dz$
- PONENDO $f = \frac{1}{\rho} = \frac{M p}{\rho RT}$ OTTENGO $dz = -\frac{dp}{f} = -\frac{RT}{M} \cdot \frac{dp}{p}$ $[R = 848 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{mol}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}]$



ASCENSIONE DA 1 A 2 DI dz

- SI AVRÀ @ 1 UNA CERTA T_1, P_1, \dots E ANALOGO PER 2
- DEFINISCO UNA $\langle T \rangle = T_m = (T_1 + T_2)/2$
- INTEGRANDO $\int_1^2 dz = \int_1^2 -\frac{RT}{M} \frac{dp}{p} \Rightarrow z_2 - z_1 = \Delta z = -\frac{R}{M} \int_1^2 T \frac{dp}{p} \stackrel{T=T_m}{=} -\frac{RT_m}{M} \int_1^2 \frac{dp}{p} = -\frac{RT_m}{M} \ln\left(\frac{P_2}{P_1}\right) = \frac{RT_m}{M} \ln\left(\frac{P_1}{P_2}\right)$

RIASSUMENDO

- $pV^n = \text{cost}$
- $f|_{15^\circ\text{C}} = 12,01$ CON $e|_{15^\circ\text{C}} = 1,225$
- $\Delta z = \frac{RT_m}{M} \ln\left(\frac{P_1}{P_2}\right)$
- $z = z_0 + \sum_{n=1}^2 \Delta z_n$, CON $\Delta z_n = \int_1^2 dz = \frac{RT_m}{M} \ln\left(\frac{P_n}{P_{n+1}}\right)$

VALORI DELLA TROPOPAUSA (

- $T^* = 216,5 K$; $T_0 = 288 K \rightarrow T^*/T_0 = 0,7517 \approx \frac{3}{4} T_0$
- $p^* = 169,6 \text{ mmHg}$; $p_0 = 760 \text{ mmHg} \rightarrow p^*/p_0 = 0,22316 \approx \frac{1}{5} p_0$
- $\rho^*/\rho_0 = \rho^*/\rho_0 = \rho^* = \rho^* = 0,2909$ con $f^* = 3,57 \text{ Nm}^{-3}$, $e^* = 0,3637 \text{ kg m}^{-3}$; $\left[\text{nb } \rho^* = (T^*/T_0)^{m-1} \right]$
 $\left[\rho_0 \approx 1,226 \text{ kg m}^{-3} \right]$

VALORI DELLA STRATOSFERA

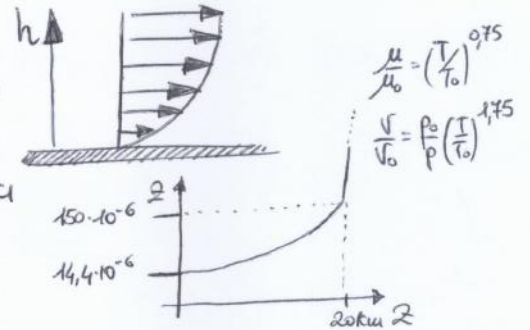
- IPOTESI PRINCIPALE: $T = \text{cost} = -56,50 C = 216,5 K$
- $P_f = p^*/f^* = \text{cost} \Rightarrow f = f^* P/p^*$
- SOSTITUISCO STEVINO $dp = -f dz \rightarrow dp = -\frac{f^* P}{p^*} dz \Rightarrow \frac{dp}{P} = -\frac{f^*}{p^*} dz$
- $\frac{P}{f^*} = \frac{R}{H} T^* = H^*$ ALTEZZA OMOGENEA DELLA STRATOSFERA = $6338 \text{ m} \rightarrow \int_{p^*}^P \frac{dp}{P} = -\frac{1}{H^*} \int_{z^*}^z dz \Rightarrow \ln \frac{P}{p^*} = -\frac{z-z^*}{H^*}$
 ↳ LEGGE DI HALLEY
 $\frac{P}{p^*} = e^{-\frac{z-z^*}{H^*}} = e^{\frac{z^*-z}{H^*}} = \rho^* = \rho^*$
- ALTEZZA DI UNA COLONNA DI FLUIDO ESERCITANTE p^* ALLA BASE.

VALORI DELL'ATMOSFERA

- ALTEZZA OMOGENEA DELL'ATMOSFERA $\frac{p_0}{\rho_0} = \frac{RT_0}{H} = H = 8426 \text{ m}$
- ALTEZZA DI UNA COLONNA DI FLUIDO DI DENSITÀ $\rho_0 = f/\rho_0$ ESERCITANTE p_0 ALLA BASE.

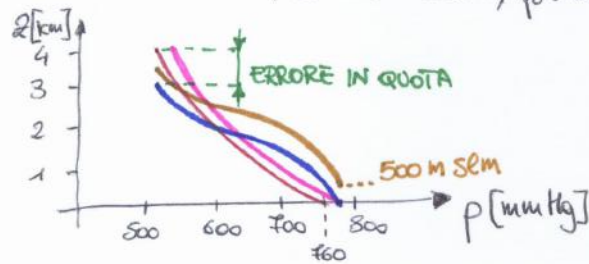
VISCOSITÀ DINAMICA E CINEMATICA

- REYNOLDS $Re = \frac{vL}{\mu} = \frac{vL}{\nu}$ CON $v = \text{VELOCITÀ FLUIDO}$, $\nu = \text{VISCOSITÀ DIN.}$
- MOBILITÀ/SFORZO DI TAGLIO $\tau = \mu \frac{dv}{dz}$ CON $v = \text{VELOCITÀ FLUIDO}$
- NEL NOSTRO STUDIO, $\begin{cases} v \rightarrow v(t) \\ v \rightarrow v(z) \end{cases}$ E MODIFICA I COEFFICIENTI AERODINAMICI

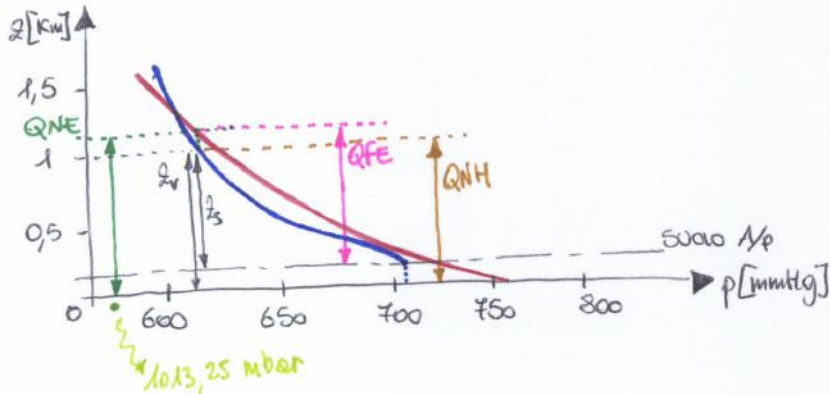


QUOTE

- RICORDO LA RELAZIONE $\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^m = \left(\frac{T_0 - \tilde{h}z}{T_0}\right)^m$
- ESPUCANDO LA z : $T_0 \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{m}} = T_0 - \tilde{h}z \Rightarrow z = \frac{T_0}{\tilde{h}} \left(1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{m}}\right)$ È LA QUOTA BAROMETRICA DELL'ALTIMETRO
- NELL'ALTIMETRO, $T_0 = \text{cost} = 288 K$, p_0 VARIA IN FUNZIONE DEL SETTAGGIO (EQ. QNH IN mbar)



- ISA
- ATMOSFERA REALE CON (ES.) $p = 780 \text{ mmHg}$
- CORREZIONE ALTIMETRO AL SUOLO
- ATMOSFERA REALE CON $h_{app} \neq 0 \text{ m s.l.m.}$



- ISA
- REALE @ $h_{app} = 250 \text{ m}$
- SONO A 1 km DAL MARE, 750 m DAL SUOLO
 - z_v , QUOTA VERA = 1000 m (ALTIUDINE)
 - z_s , AL SUOLO, 750 m (ALTEZZA)
- QNE, ALTIMETRO @ $1013,25 \text{ mbar}$
 - SONO A $z_v // z_s$
 - NELLA LEGGE SULLA ISA 1150 m
 - NON È PROBLEMATICO, QNE \Rightarrow FL (NAV)
- QFE, ALTIMETRO @ mbar DEL RIFERIMENTO
 - AL SUOLO FORNISCE \emptyset
 - IN VOLO L'ALTEZZA
- QNH, ALTIMETRO @ mbar A/P
 - IN VOLO FORNISCE ALTIUDINE
 - ALL'A/P FORNISCE L'ELEVAZIONE h_{app}

NUMERO DI MACH

- MACH $M = TAS / C_s$, con $C_s = \text{VELOCITÀ DEL SUONO} = \sqrt{k \tilde{R} T_a}$
 - $C_{s0} = \text{VELOCITÀ DEL SUONO SU STANDARD ISA} = 340,5 \text{ m/s}^{-1}$ @ $T = 288 \text{ K}$
 - $C_s = C_{s0} \sqrt{T_a / T_0}$
 - $\tilde{R} = \frac{R_g}{M} = 287 \text{ m}^2 \text{ s}^{-2} \text{ K}^{-1}$
- ALLORA $M = \frac{TAS}{C_s} = \frac{TAS}{C_{s0}} \sqrt{\frac{T_0}{T_a}} = \frac{b \sqrt{V_t}}{\sqrt{T_a}}$, con $b = \frac{\sqrt{T_0}}{C_{s0}} = 0,05 \text{ K}^{1/2} \text{ m}^{-1} \text{ s}$
 - $M = 0,05 \cdot TAS / \sqrt{T_a}$

ALTRE VELOCITÀ

- IAS, QUELLA FORNITA DALL'ANEMOMETRO SOLTANTAMENTE CORRETTA PER ERRORI STRUMENTALI
 - $IAS = V_{ic} = V_i + \Delta V_{ic} = \sqrt{2 q_c / \rho_0}$
- CAS, IAS CORRETTA DA ERRORI DI POSIZIONE
 - $V_c = CAS = V_{ic} + \Delta V_p = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{\rho_0}{\rho} \left[\left(\frac{q_c}{\rho_0} + 1 \right)^{k/k} - 1 \right]}$
- EAS, CAS CORRETTA DA ERRORI DI COMPRESSIBILITÀ
 - $V_E = EAS = V_c - \Delta V_c = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{\rho_a}{\rho} \left[\left(\frac{q_c}{\rho_a} + 1 \right)^{k/k} - 1 \right]}$ → COME TAS PER PRESSIONE DINAMICA MA RIFERITA A ρ_0 (SEM) ($V_E \neq f(\alpha)$)
- TAS, EAS CORRETTA DA ERRORI DI DENSITÀ
 - $V_t = TAS = \frac{V_E}{\sqrt{\delta}} = \frac{V_E}{\sqrt{\delta}} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{\rho_a}{\rho_a \delta} \left[\left(\frac{q_c}{\rho_a} + 1 \right)^{k/k} - 1 \right]}$

N.B.

- PER $\alpha \uparrow$, AUMENTA SENSIBILMENTE L'INFLUENZA DI δ
- PER $H \uparrow$, \uparrow INFLUENZA DI COMPRESSIBILITÀ $\rho_a \neq \rho_0$ (SOPRATTUTTO DA $M > 0,4$)

CORREZIONI DI COMPRESSIBILITÀ PER $0,4 < M < 1$

• DALLA RELAZIONE DELL'ARRESTO ISENTROPICO

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

$$\text{• PITOT RILEVA } q_c = P^0 - P \Rightarrow \left(\frac{P^0}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{P^0 - P}{P} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{q_c}{P} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad \textcircled{A}$$

$$\text{• } M = \frac{TAS}{C_s} = \frac{EAS/\sqrt{\delta}}{C_s} \Rightarrow M^2 = \frac{EAS^2}{\delta} \cdot \frac{\delta}{C_s^2} = EAS^2 \cdot \frac{1}{C_s^2} \cdot \frac{\rho_0}{\rho} = EAS^2 \cdot \frac{\rho}{\rho_0} \cdot \frac{\rho_0}{\rho} = EAS^2 \cdot \frac{\rho_0}{\rho}$$

$$C_s = \sqrt{\tilde{R} T} = \sqrt{\tilde{R} T_0 \frac{T}{T_0}} = \sqrt{\tilde{R} T_0} \sqrt{\frac{T}{T_0}}$$

• SOSTITUENDO M IN \textcircled{A} , ESPLICITANDO EAS TROVO $\sqrt{q_c} \equiv V_E$

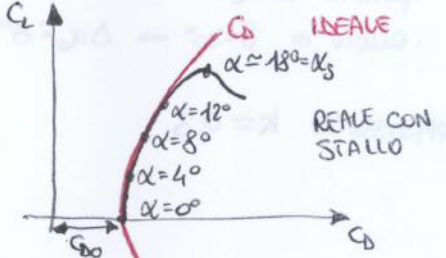
Curve $C_D(\alpha)$ & Polare del Velivolo

- PRANDTL $C_D = C_{D0} + C_i = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A}$ ($C_{Di} = R[\text{coeff.}] \propto$ RESISTENZA INDOTTA)
- TEORIA DI GLAUERT [O GLAYERT...]
- ESTENSIONE AERONAUTICA: $C_{D0} = C_{D00} + \frac{C_L^2}{\pi A} i$, con $i \geq 1$ ($i=1$ SOLO PER ALI ELLITTICHE)
- ULTERIORE ESTENSIONE PER L'INSPESSENTAMENTO: $C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A} + KC_L^2$

"e" tiene conto dell' \uparrow della C_D per l'ispessimento e dell'ala non ellittica

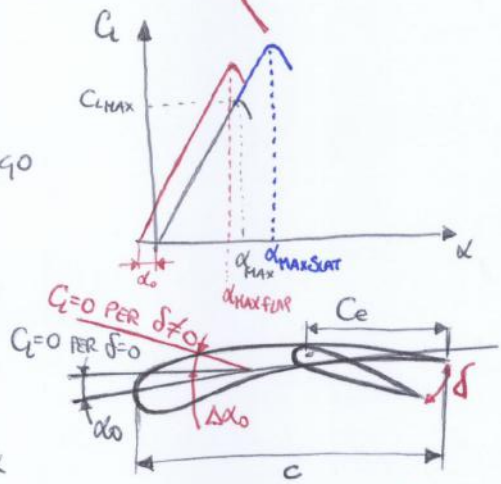
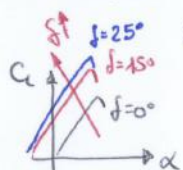
• ALLORA, CHIAMANDO $e = \frac{1}{i + K\pi A}$ FATTORE DI OSTWALD, $\Rightarrow C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A} (i + K\pi A) = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$

- È L'EQUAZIONE DI UNA PARABOLA CHE DESCRIVE LA POLARE DEL VELIVOLO C_L
- POSSONO CAPITARE ECCEZIONI
- POLARI NON QUADRATICHE ($C_L^x, x > 2$)
- INSPESSENTI NON CONVENZIONALI



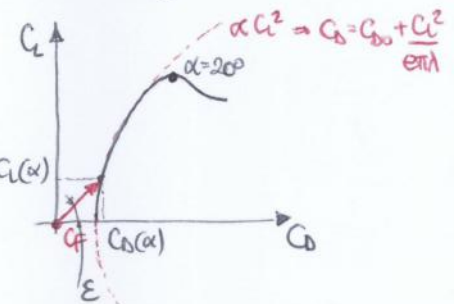
IPERSOSTENTAZIONE

- PROFILLO STANDARD
- IPERSOSTENTAZIONE AL BORDO DI FUGA
 - FLAP: MODIFICANO DIREZIONE DI PORTANZA NULLA
 - STALLO AD $\alpha \uparrow$ HA CON $C_{LMAX} \uparrow \uparrow$
- IPERSOSTENTAZIONE AL BORDO D'ATTACCO
 - SLAT: CEDONO ENERGIA AL FUSO TENENDOLO ATTACCATO PIÙ A WINGFO
 - RITARDANO LO STALLO CON α_{MAX} E $C_{LMAX} \uparrow$
- CARBATA-PICCHIATA \sim EFFETTO BDF
 - DIREZIONE PORTANZA NULLA MODIFICATA DA SUPERFICIE MOBILE
 - CAMBIA DI $\Delta \alpha_0 = K \sin \delta = k \delta$ PER δ PICCOLI
 - SEMIEMPIRICA $k = 0,4 (1 + \exp(-8 C_e / c))$
 - TIPICAMENTE $C_e \approx 30\% \cdot c \Rightarrow k \approx 0,3$
 - PER $\delta < 20^\circ$ IL CAMBIAMENTO È EVIDENTE ($k =$ RAPPORTO CORDA RIFERIMENTO - CORDA SUP. MOBILE)



POLARE DEL VELIVOLO

- PERMETTE DI DEFINIRE L'EFFICIENZA AERODINAMICA $E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$
- COEFFICIENTE DI FORZA C_f
 - DEFINITO UN CERTO α , VETTORE DALL' ORIGINE CHE PUNTA A $P(C_L(\alpha), C_D(\alpha))$
 - $C_f = \sqrt{C_L^2 + C_D^2}$
 - CHIAMO ϵ L'ANGOLO $C_f \hat{=} C_D$ E DEFINISCO $\tan \epsilon = E = \frac{C_L}{C_D}$
 - ALLORA $E = \frac{C_L}{C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}}$



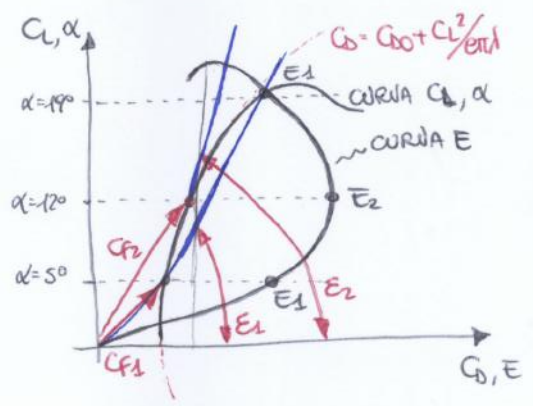
- EFFICIENZA MASSIMA NEL PUNTO DI $\uparrow \frac{dE}{dC_L}$
 - NOTO CHE E_{MAX} SI HA PER $\alpha = 12^\circ$ (ESEMPIO)
 - IL COEFFICIENTE DI FORZA C_f È UGUALE PER $\alpha = 5^\circ, \alpha = 19^\circ$
 - PER $\alpha = 12^\circ, E_2 > E_1 \rightarrow E = E_{MAX}$

$E_{MAX} = (1/E)_{min} = \frac{C_{D0}}{C_L} + \frac{C_L}{\pi A e}$

• ALLORA $\frac{dE}{dC_L} = -\frac{C_{D0}}{C_L^2} + \frac{1}{\pi A e} = 0 \rightarrow C_{D0} = \frac{C_L^2}{\pi A e} \rightarrow C_L \Big|_{E_{MAX}} = \sqrt{\pi A e C_{D0}}$

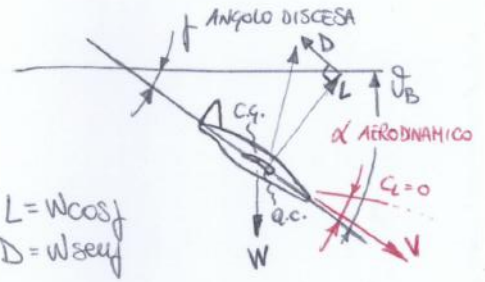
• INOLTRE $C_D \Big|_{E_{MAX}} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} = C_{D0} + \frac{\pi A e C_{D0}}{\pi A e} = 2 C_{D0}$

• ALLORA $E_{MAX} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{\sqrt{\pi A e C_{D0}}}{2 C_{D0}} = \sqrt{\frac{\pi A e}{4 C_{D0}}}$



Velocità di volo & Polare delle Velocità

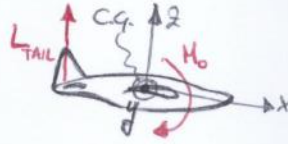
- γ ANGOLO DI RAMPA (FRA ORIZZONTE E VETTORE VELOCITÀ) O DI DISCESA
- α ANGOLO DI INCIDENZA (FRA VETTORE VELOCITÀ E ASSE LONGITUDINALE VELOCITÀ)
- α AERODINAMICO, ANGOLO FRA VELOCITÀ E DIREZIONE DI PORTANZA NULLA
 - MISURATO IN UN RIFERIMENTO BODY
- θ_{body} ANGOLO DI ASSETTO IN RIFERIMENTO BODY-INERZIALE (BECCHEGGIO)
 - ANGOLO DI ASSETTO LONGITUDINALE PITCH ANGLE



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

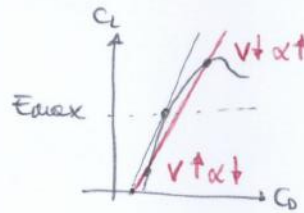
IN UN RIFERIMENTO BODY DEVE VALERE

- $\sum F = 0$
- $\sum M = 0$ ATTORNO AD UN ASSE BARICENTRICO
 - SOLTAMENTE $M_0 < 0$ PER STABILITÀ LONGITUDINALE



CALCOLO f_{min} PER E_{max} IN MOTO A REGIME (MASSIMA AUTONOMIA CHILOMETRICA)

- MOTO A REGIME
 - FORZE CENTRIFUGHE E D'INERZIA
 - MOTO RETTILINEO UNIFORME \rightarrow \cancel{acc} , \cancel{v} UENTI
- POICHÉ $E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \rightarrow E = \frac{\cos \gamma}{\sin \gamma} = \frac{1}{\tan \gamma} \rightarrow f_{min} = \tan^{-1} (1/E_{max})$
- γ UNICO VALORE DI VELOCITÀ PER f_{min} : E_{max} .
- PER ALTRI VALORI DI γ ED E γ 2 VELOCITÀ POSSIBILI
- E_{max} QUANDO IL VETTORE È TANGENTE ALLA CURVA $C_L(\alpha)$



- esempio f_{min} BOEING 747
 - $\lambda = 7$; $C_{D0} = 0,016$; $e = 0,85$
 - $E_{max} = \sqrt{\frac{e \pi \lambda}{4 C_{D0}}} \approx 17,1 \rightarrow f_{min} = \tan^{-1} (1/E_{max}) \approx 3,25^\circ$

ODOGRAFA DEL MOTO (POLARE VELOCITÀ)

- RISPETTO A RIFERIMENTO GROUND
 - $L = W \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho_0 v^2 C_L S = \frac{1}{2} \rho_0 118^2 S C_L$
 - DA $v = \sqrt{\frac{W/S}{0,5 \rho C_L}}$ OTTENGO $v = \sqrt{\frac{(W/S) \cdot \cos \gamma}{0,5 \rho C_L}} \cdot \frac{1}{\sqrt{8}}$
- SCORREREMO LA VELOCITÀ DI DISCESA v IN UNA COMPONENTE VERTICALE w ED ORIZZONTALE u
 - $u = v \cos \gamma$
 - $w = v \sin \gamma \approx v \tan \gamma = \frac{v}{E}$ PER γ PICCOLI $\Rightarrow w = \sqrt{\frac{W/S}{0,5 \rho C_D}} \cdot \frac{1}{E C_L} \cdot \frac{1}{\sqrt{8}}$
 - w_{min} (MASSIMA AUTONOMIA ORARIA) $\Big|_{E=C_{L_{max}}} \Rightarrow w_{min} = \sqrt{\frac{W/S}{0,5 \rho}} \cdot \frac{1}{\sqrt{8}} \cdot \left(\frac{1}{E C_L} \right)_{max}$

• CALCOLO $E \sqrt{C_L} \Big|_{max} = \frac{C_L}{C_D} \cdot \sqrt{C_L}$

• SIA $y = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \frac{C_{D0}}{C_L^{3/2}} + \frac{C_L^{1/2}}{e \pi \lambda} \rightarrow \frac{dy}{dC_L} = 0 \rightarrow -\frac{3}{2} \cdot C_{D0} C_L^{-3/2} + \frac{1}{2} C_L^{-1/2} \cdot \frac{1}{e \pi \lambda} = 0 \Rightarrow C_L \Big|_{(E \sqrt{C_L})_{max}} = \sqrt{3 C_{D0} e \pi \lambda} = \sqrt{3} C_L \Big|_{E_{max}}$

• INOLTRE $C_D \Big|_{(E \sqrt{C_L})_{max}} = C_{D0} \cdot \frac{3 e \pi \lambda}{e \pi \lambda} + C_{D0} = 4 C_{D0}$

• $E \sqrt{C_L} \Big|_{max} = \frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \frac{(3 C_{D0} e \pi \lambda)^{3/4}}{4 C_{D0}}$

• POSSO DEFINIRE IL PESO COME $W = \sqrt{L^2 + D^2} = \sqrt{w^2 \sin^2 \gamma + w^2 \cos^2 \gamma} = \frac{1}{2} \rho_0 S v^2 \sqrt{C_L^2 + C_D^2} = \frac{1}{2} \rho_0 S v^2 S C_F$

NB. $E_{max} \rightarrow f_{min} \rightarrow$ MASSIMA AUTONOMIA CHILOMETRICA
 $E \sqrt{C_L}_{max} \rightarrow w_{min} \rightarrow$ MASSIMA AUTONOMIA ORARIA

unicamente è presente un f_{max} se la componente verticale ascendente del vento supera la velocità di discesa in condizione indisturbata. In tal caso $f_{RAMPA} < 0$ e ritorna ad essere chiamato col suo nome proprio, cioè angolo di rampa.

Cou vento in prua o in poppa W_{min} NON CAMBIA!



Curva Della Spinta Disponibile & Manovra Di Decollo

SPINTA (POTENZA PER ELICA) DISPONIBILE $T_d = f(v, z, h) = T_{50} \cdot \varphi_1(n) \cdot \chi_1(v, z) \cdot \varphi_2(z)$

- T_{50} : SPINTA STATICA PER $z_{ISA} = 0m$ MASSIMA
- $n = n_0$ SE GIRI DI PROGETTO = GIRI MASSIMI (MANETTA = 1)
- DEFINISCO IL CONSUMO SPECIFICO $K = K_{50} \cdot \varphi_2(n) \cdot \chi_2(v, z) \cdot \varphi_2(z)$
- K_{50} : CONSUMO $[N_{combustibile} \cdot N_{spinta}^{-1} \cdot h^{-1}]$

DIPENDENZA DAL NUMERO DI GIRI n

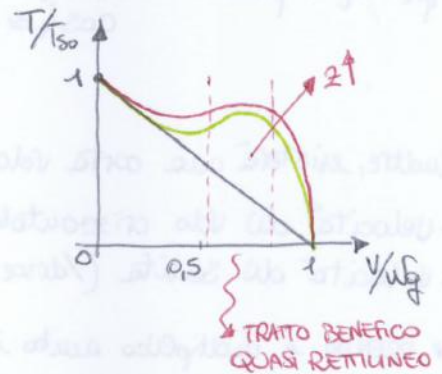
- $\frac{T}{T_{50}} = \left(\frac{n}{n_0}\right)^{3.5}$, L'ESPOLENTE 3.5 SPIEGA IL PERCHÉ DI 11 GIRI n PER 1 REATTORI
- $\varphi_1(n) = \left(\frac{n}{n_0}\right)^{3.5} = \text{MANETTA} \rightarrow$ E.G. SE MANETTA 0.75%, $n = n_0 \cdot 0.75 \approx 0.75 \cdot n_{max}$
- $\varphi_2(n) = 1 + k_f \left(\frac{n_0}{n} - 1\right)^2$ CON $k_f \approx 0.5$

DIPENDENZA DALLA QUOTA

- $\varphi_1(z) = \frac{\rho}{\rho_0} \cdot \frac{T_0}{T} \cdot \left(\frac{T_0}{T}\right)^{0.75} = \text{densità relativa} \cdot \left(\frac{T_0}{T}\right)^{0.75} = \frac{\rho}{\rho_0} \cdot \left(\frac{T_0}{T}\right)^{1.75}$
 - $\varphi_2(z) = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{0.75}$
- } $\uparrow z \downarrow T$ A PARITÀ DI n E V

DIPENDENZA DALLA VELOCITÀ

- SOLTAMENTE $T = \dot{m}(w_g - v)$ CON $w_g = \text{VELOCITÀ EFFLUSSO}$
- SIA q LA PORTATA IN PESO
- ALLORA $\dot{m} = q/g \rightarrow T_{50} = \frac{q}{g} \cdot w_g = \dot{m} w_g$ (AD A/M FERMO)
- SE FOSSE SEMPLICEMENTE COSÌ SI AUREBBE LA RETTA NERA \rightsquigarrow
- SCRIVO $\frac{T}{T_0} = \frac{\dot{m}(w_g - v)}{\frac{q}{g} \cdot w_g} = \frac{q(w_g - v)}{q_0 w_g} = \frac{q}{q_0} \left(1 - \frac{v}{w_g}\right)$



INVECE, POICHÉ

$$\chi_1(v, z) = 1 - \frac{v}{w_g} + \frac{1}{2} e^{k_f} \frac{1}{\rho} \left[1 - \left(\frac{v}{w_g}\right)^4 \right]$$

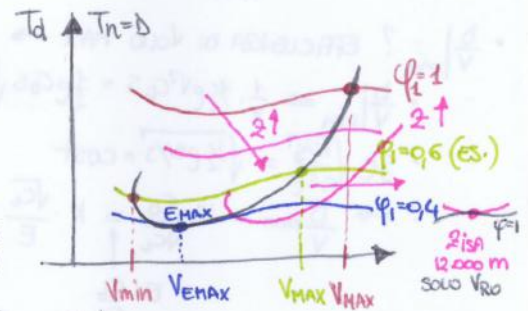
$\underbrace{\quad}_{\rho \text{ in PRESA D'ARIA}} \quad \underbrace{\quad}_{\text{COEFF DI RIDUZIONE DEL SETTORE BENEFICO}}$

- RICORDO $k = \text{ESPOLENTE DELL'ADIABATICA}$ E $c_s = \sqrt{k p / \rho}$
- ALLORA $\chi_1(v, z) = 1 - \frac{v}{w_g} + \frac{1}{2} \frac{k v^2}{k p e} \left[1 - \left(\frac{v}{w_g}\right)^4 \right] = 1 - \frac{v}{w_g} + \frac{1}{2} k M^2 \left[1 - \left(\frac{v}{w_g}\right)^4 \right] \rightsquigarrow$ CURVA REALE BILCONVESSA

PER χ_2 SI CONSIDERA IL CONSUMO \approx COSTANTE $\rightarrow \chi_2(v, z) = 1 + \frac{v}{w_g}$

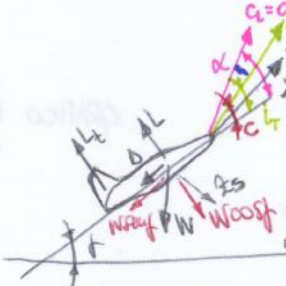
GRAFICO SPINTA-VELOCITÀ V, T_d

- H_p : $w = \text{COST.}$, $z = \text{COST.}$
- LA V_{EMAX} SI TROVA RIDUCENDO LA MANETTA @ φ_1 : $V = \text{COST}$ E $\varphi_1 |_{MIN}$
- FINCHÉ $T_d > T_n = D$ È POSSIBILE PORSI IN SALITA MANTENENDO $V = \text{COST.}$



VOLO IN SALITA ~ MANOVRA DI DECOLLO

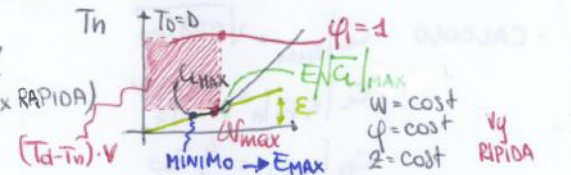
- H_p : \cancel{X} FORZE CENTRIFUGHE E ACCELERAZIONI
- VOLO RETTILINEO UNIFORME CON ANGOLO RAIATA $\beta > 0$
- EQUAZIONI DI EQUILIBRIO NEL SISTEMA ASSI VENTO
- $\uparrow v$) $L + T \cos \alpha - W \cos \beta = 0 \rightarrow L = W \cos \beta$
- $\rightarrow v$) $T \cos \alpha = D + W \sin \beta \rightarrow W \sin \beta = T - D$
- $\rightarrow z$) $M_{CG} = 0$ ATTORNO ALL'ASSE BARICENTRICO



n.b. $c = \alpha - \beta \approx i_T$ PER $X_v \approx X_s$

RICORDO CHE $W \sin \beta = w$, ALLORA $W \sin \beta \cdot v = (T - D) \cdot v \rightarrow w^2 = \frac{(T - D) \cdot v}{V}$

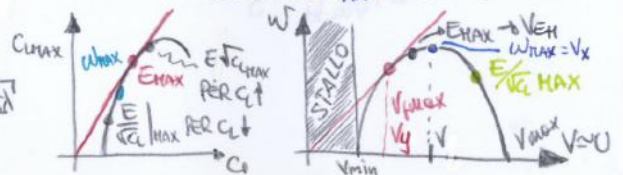
- W_{MAX} SALITA A VELOCITÀ MASSIMA PER \uparrow AREA $T_d(\sim) \in T_n(D)$ (V_x RAPIDA)
- E_{min} PER $V_D |_{MAX}$ (TANGENTE) $\rightarrow \tan E = D/V$, E_{min} PER $D/V |_{min}$.
- E_{MAX} HA VELOCITÀ DI EFFICIENZA MASSIMA



$$\frac{D}{V} |_{min} = \frac{1}{V} \cdot \frac{1}{2} e^{k_f} C_D = \frac{1}{2} e^{k_f} C_D \cdot \frac{W/S}{V^2} = k \cdot \frac{C_D}{V^2} |_{min} = k \cdot \left(\frac{V}{E}\right) |_{min}$$

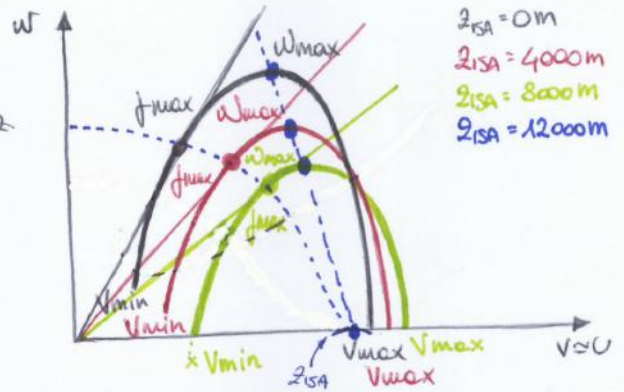
ALLORA $y = \frac{C_D}{V^2} = \frac{C_{D0}}{V^2} + \frac{C_{Di}}{V^2} \rightarrow \frac{dy}{dV} \rightarrow C_D^2 = \frac{C_{D0}^2}{V^2} + \frac{C_{Di}^2}{V^2} \rightarrow C_D |_{E/V_{CL} MAX} = \sqrt{\frac{C_{D0}^2}{V^2} + \frac{C_{Di}^2}{V^2}}$

INOLTRE $C_D = C_{D0} + \frac{E^2 C_{D0}}{3} = \frac{4}{3} C_{D0} \rightarrow |E/V_{CL} MAX$



Contenuto & Quota di Tangenza

- IN SALITA $D < D_{RO}$ POICHÉ $L \downarrow \rightarrow D \downarrow$
- CONSIDERO COMUNQUE IL GRAFICO DEL VOLO RETTILINEO ORIZ.
- IN QUESTO MODO SONO CONSERVATIVO
- GARANTISCO SURPLUS DI POTENZA PER SALITA
- GRAFICO DI SALITA A CANDELA (NON ATTUABILE, f GRANDE)
- IN QUESTE CONDIZIONI $L=0$, $T=W+D_p+D_{att}$. ($\uparrow \uparrow V_{RO}$)
- SEGUO LE CURVE DEL GRAFICO (FRICCOLO) $w-u=v$
- NOTO CHE HO SEMPRE UN f_{max} IN CONDIZIONE $T_d > T_n$
- DOPO UN CERTO PUNTO, PERO', LE CURVE COLLASSANO
- BLU: UNICA CONDIZIONE DI VOLO RETTILINEO ORIZZONTALE \Rightarrow NON POSSO PIÙ SAURE



- LA QUOTA PER CUI $w=0 \text{ ms}^{-1}$ È QUELLA DI TANGENZA
- RAGGIUNTA IN UN $t=0$
- DEFINISCO UNA QUOTA DI TANGENZA PRATICA

- $h \approx 12000 \text{ m}$
- $w = 0,5 \text{ ms}^{-1}$
- $t_R = 3000 \text{ s cca}$
- $t_R = \int_0^z \frac{dz}{w} = \sum_{i=1}^N \frac{\Delta z_i}{\langle w \rangle_i}$

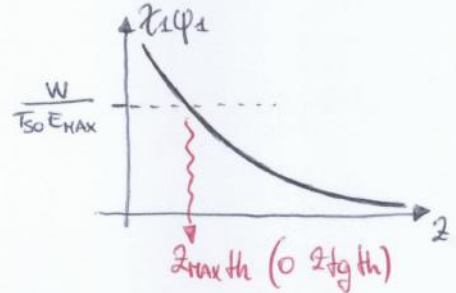
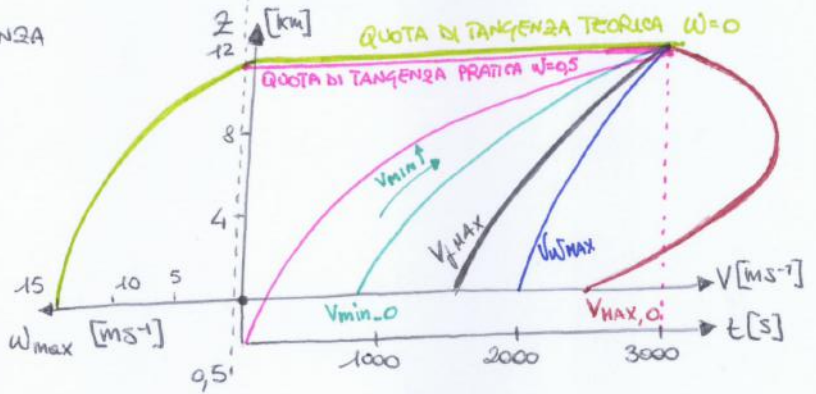
- UAWTO LA QUOTA DI TANGENZA PER $w=0$, $T_d=T_n=0$

- SO CHE $E \approx E_{MAX}$ E $L=W$ (POICHÉ C'È $tg \dots$)
- ADORA $\frac{T}{W} = \frac{D}{W} = \frac{D}{L} = \frac{1}{E} \Rightarrow T = \frac{W}{E} \approx \frac{W}{E_{MAX}}$

- RICORDO $\chi_1 = \text{MANETTA}$ E $T = T_{50} \chi_1 \psi_1$

• ADORA $T = T_{50} \chi_1 \psi_1 = \frac{W}{E_{MAX}} \Rightarrow \chi_1 \psi_1 = \frac{W}{T_{50} E_{MAX}}$

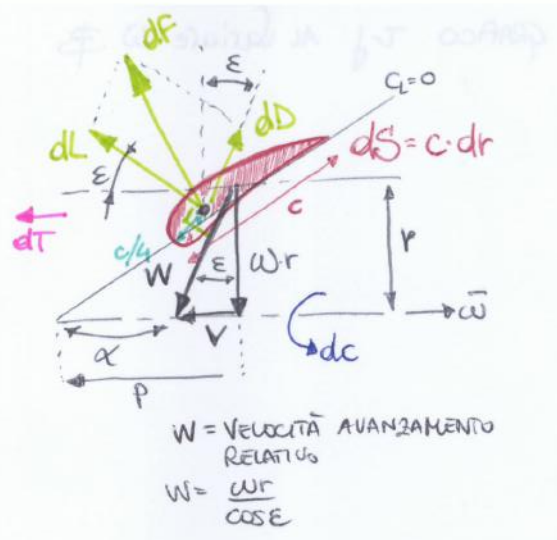
• CON $\begin{cases} \chi_1 = f(z, v) = f(z, V_{ENAV}) \\ \psi_1 = f(z) \end{cases}$



Teoria dell'Elemento di Pala

IPOTESI PRELIMINARI

- FENOMENI DI INDUZIONE AERODINAMICA
 - VORTICI D'ESTREMITÀ ALLA PALA
 - EFFETTI TRIDIMENSIONALI (~ ALLUNGAMENTO σ)
- QUANTA C DEVO FORNIRE PER AVERE UNA DATA T?
- CONSIDERO UNA SEZIONE DI PALA
 - FORNIRÀ UN CONTRIBUTO dT RISPETTO AL SUO dc
 - $dT = dL \cos \epsilon - dD \sin \epsilon$; $dc = (dL \sin \epsilon + dD \cos \epsilon) \cdot r$
- CON $Z = n^\circ$ PALE, RICORDO CHE



$$dL = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma w^2 C_l \cdot c \cdot dr$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma w^2 C_d \cdot c \cdot dr$$

$$\text{AUIORA } dT = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma w^2 (\cos \epsilon C_l - C_d \sin \epsilon) c \cdot dr$$

$$dc = r(dL \sin \epsilon + dD \cos \epsilon) = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma w^2 (C_l \sin \epsilon + C_d \cos \epsilon) r \cdot c \cdot dr$$

• NOTANDO CHE $W \cdot \cos \epsilon = w \cdot r$ ED IMPONENDO $T =$ COEFFICIENTE DI SPINTA: $T = T \rho w^2 r_e^4$

• SOSTITUISCO ED INTEGRO $T = 2 \cdot T_{pala} = 2 \int_0^{r_e} dT = 2 \cdot \frac{1}{2} \rho \int_0^{r_e} \frac{w^2 r^2}{\cos^2 \epsilon} \cdot (C_l \cos \epsilon - C_d \sin \epsilon) \cdot c \cdot dr =$

$$= 2 \cdot \frac{1}{2} \rho r_e^4 \int_0^1 w^2 r^2 \left(\frac{C_l \cos \epsilon - C_d \sin \epsilon}{\cos^2 \epsilon} \right) \cdot \frac{c}{r_e^4} dr = \frac{1}{2} \rho 2 w^2 r_e^4 \int_0^1 \left(\frac{C_l \cos \epsilon - C_d \sin \epsilon}{\cos^2 \epsilon} \right) \frac{c}{r_e} \cdot \frac{r^2}{r_e^2} \cdot d\left(\frac{r}{r_e}\right) \rightarrow$$

$$\Rightarrow T = \frac{\rho}{2} \int_0^1 \frac{C_l \cos \epsilon - C_d \sin \epsilon}{\cos^2 \epsilon} \cdot \frac{c}{r_e} \left(\frac{r}{r_e}\right)^2 d\left(\frac{r}{r_e}\right)$$

• ANALOGAMENTE $C = 2 \cdot C_{pala} = 2 \int_0^{r_e} \frac{C_l \cos \epsilon + C_d \sin \epsilon}{\cos^2 \epsilon} \cdot \frac{1}{2} \rho w^2 r^2 \cdot c \cdot r \cdot dr$

• DEFINENDO $K =$ COEFFICIENTE DI COPPIA: $C = k \rho w^2 r_e^5$

• OTTENGO $C = \frac{1}{2} \rho w^2 r_e^5 \int_0^1 \frac{C_l \sin \epsilon + C_d \cos \epsilon}{\cos^2 \epsilon} \cdot \frac{c}{r_e} \left(\frac{r}{r_e}\right)^3 d\left(\frac{r}{r_e}\right) \rightarrow K = \frac{\rho}{2} \int_0^1 \frac{C_l \sin \epsilon + C_d \cos \epsilon}{\cos^2 \epsilon} \frac{c}{r_e} \left(\frac{r}{r_e}\right)^3 d\left(\frac{r}{r_e}\right)$

FORMULE DI RÉNARD DI 1ª SPECIE

• SONO LE SOPRACITATE

• COEFFICIENTE DI SPINTA $T \rightarrow T = T \rho w^2 r_e^4$

• COEFFICIENTE DI COPPIA $K \rightarrow C = k \rho w^2 r_e^5$

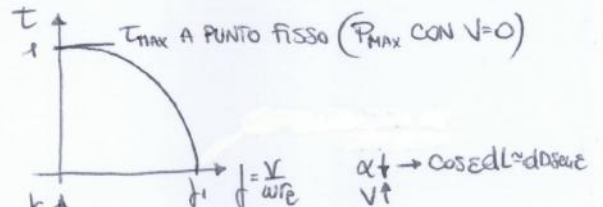
RAPPORTO DI FUNZIONAMENTO

• PRENDO IL PIANO $r = r_{ext} = r_e$

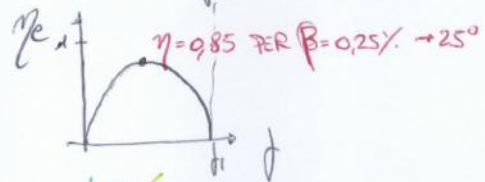
• RAPPORTO DI FUNZIONAMENTO $f = \tan \epsilon = \frac{V}{wr_e}$

RENDIMENTO DELL'ELICA

• $\eta_e = \frac{P_{utile}}{P_{albero}} = \frac{T \cdot V}{C \cdot \omega} = \frac{T \rho w^2 r_e^4 \cdot V}{k \rho w^2 r_e^5 \cdot \omega} = \frac{T}{k} \cdot \frac{V}{\omega r_e} = \frac{T}{k} \cdot f$



SE $f_1 < f < f_2$
L'ELICA FRENA PIU' TANTO
AL FUSSO
(E.G. PICCHIATA IN SUPER- η)



Passo Variabile

• APPLICO IL PASSO VARIABILE PER NON AVERE $\eta_{max} = \eta_e$ SOLO E! f_{ott} .

• NOTO CHE $\alpha_e < \alpha < \alpha_r$; $\beta_e = \alpha_{max} > \beta > \beta_r = \alpha_{max} r$

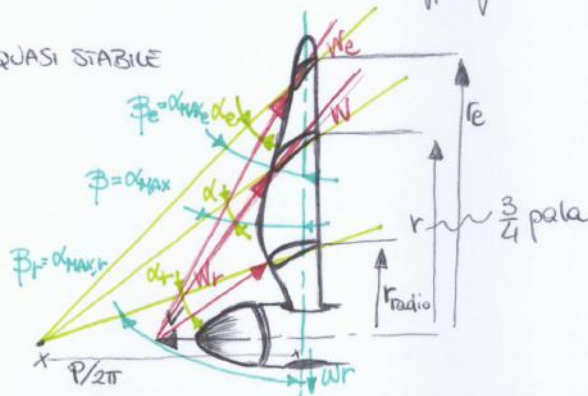
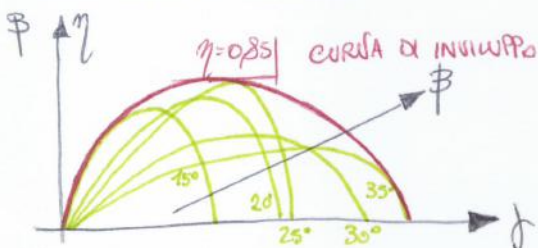
• AL VARIARE DI β "SALTO" DI CURVA IN CURVA

• HO PUR SEMPRE UN η_{max}

• PERÒ L'INTORNO DI η_{max} È MAGGIORE E QUASI STABILE

• LA CURVA CHE SEQUE I VARI CALCETTAMENTI

• DETTA CURVA DI INVILUPPO



Teoria di Rankine-Froude

ci si serve delle formule di RÉNARD di 2ª SPECIE RICORDANDO $f = \frac{V}{\omega r_e}$

$$T = \rho e \omega^2 r_e^4 \cdot \frac{1}{2} \frac{e V^2 \pi}{\frac{1}{2} e V^2 \pi} = \frac{1}{2} e V^2 \pi \left(\frac{\rho \omega^2 r_e^4}{\frac{1}{2} e \pi V^2} \right) = \frac{1}{2} e V^2 \pi \cdot \frac{2 \rho}{\pi} \cdot \frac{\omega^2 r_e^2}{V^2} \cdot r_e^2 = \text{NB } \frac{\omega^2 r_e^2}{V^2} = \frac{1}{f^2}$$

$$C = \rho \omega^2 r_e^5 \cdot \frac{1}{2} \frac{e V^2 \pi}{\frac{1}{2} e V^2 \pi} = \frac{1}{2} e V^2 \pi \left(\frac{\rho \omega^2 r_e^5}{\frac{1}{2} e \pi V^2} \right) = \frac{1}{2} e V^2 \pi \cdot \frac{2 \rho}{\pi} \cdot \frac{\omega^2 r_e^2}{V^2} \cdot r_e^3 = \text{NB } \frac{\omega^2 r_e^2}{V^2} = \frac{1}{f^2}$$



INTRODUCO DEI NUOVI COEFFICIENTI TALI PER CUI

• COEFFICIENTE DI SPINTA $C_T = \frac{2T}{\rho V^2 \pi r_e^2} \rightarrow T = \frac{1}{2} \rho V^2 C_T \pi r_e^2 = \frac{1}{2} \rho V^2 C_T \text{Sup}$ CON $\text{Sup} = \text{AREA DISCO DELL'ELICA}$

• COEFFICIENTE DI COPPIA $C_K = \frac{2C}{\rho V^2 \pi r_e^3} \rightarrow C = \frac{1}{2} \rho V^2 C_K \pi r_e^3 = \frac{1}{2} \rho V^2 C_K r_e \text{Sup}$

• QUESTI COEFFICIENTI NON DIPENDONO SOLO DALLA GEOMETRIA ED AERODINAMICA DELLA PALA
 • SONO f (GEOMETRIA, AERODINAMICA, RAPPORTO DI FUNZIONAMENTO f , ECC...)

TEORIA DI RANKINE FROUDE

$$T = \text{Sup} \cdot e \cdot V_{\text{disco}} [(v+i) - V_{00}]$$

- $\text{Sup} \cdot e \cdot V_0$ È LA PORTATA D'ARIA IN MASSA IN ATTRAVERSO IL DISCO DELL'ELICA
- $V = \text{VELOCITÀ DI VOLO} = \text{VELOCITÀ A MONTE} = V_{00}$
- $i = \text{INCREMENTO DI VELOCITÀ DALL'00 A VALLE (CIÒ È L'APPORTO DELL'ELICA)}$
- $V_v = \text{VELOCITÀ A VALLE}$

• IPOTESI PRELIMINARI

- ASSIALSIMMETRIA FRA LE 2 PALI
- ASSE DISCO PRESENTA DISCONTINUITÀ Δp DISTRIBUITA UNIFORMEMENTE

• ALLORA $T = \text{Sup} \cdot e \cdot (v+u_0) [v+i+u_0 - v_{00}] = \text{Sup} \cdot e \cdot (v+u_0) \cdot u_0$

• PER RF, $\Delta E_K = \Delta L$ (COMPITO DALL'ELICA)

$$\frac{\Delta E_K}{t} = \frac{1}{2} A (v+u_0) e [(v+u_0)^2 - v^2] \rightarrow \frac{1}{2} T V$$

$$\frac{\Delta L}{t} = T \cdot (v+u_0) > T \cdot v = T u_0$$

$$\text{RF} \Rightarrow T (v+u_0) = \frac{1}{2} A e (v+u_0) [(v+u_0)^2 - v^2]$$

$$\Rightarrow A e (v+u_0) u_0 (v+u_0) = \frac{1}{2} A e (v+u_0) [2v u_0 + u_0^2] \rightarrow u_0 (v+u_0) = 2v u_0 + u_0^2 \rightarrow \boxed{u_0 = \frac{v_0}{2}}$$

• HA ALLORA $T = A e (v+u_0) u_0 = A e (v+u_0) \cdot 2u_0 = 2A e v u_0 + 2A e u_0^2$

• RISOLVENDO PER $u_0 = \frac{-v \pm \sqrt{v^2 + \frac{T}{2Ae}}}{2}$

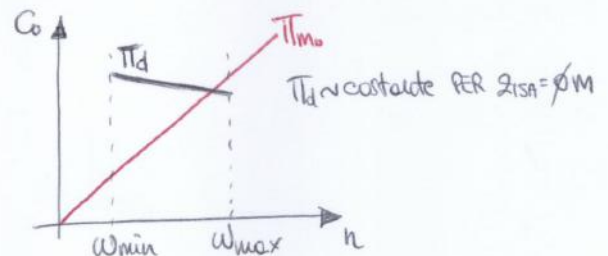
• ES. ACCELERAZIONE A PUNTO FISSO ($v = v_0$) HA $u_0 = \sqrt{\frac{T}{2Ae}} \Rightarrow T_f = 2Ae u_0^2$

POTENZA DISPONIBILE PER VEUOLO AD ELICA

$$T_d = T_{mo} \cdot \eta_e \cdot \psi(z) \xi(\omega)$$

• $T_{mo} = C_0 \omega$ (POTENZA ALL'ALBERO)

• $\psi(z) = P_{f0} (T_0 \omega)^{1/2}$



Autonomie in Crociera

GETTO

AUTONOMIA CHILOMETRICA

• SIAMO IN VOLO RETTILINEO

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

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

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

• CONSUMO SPECIFICO $K [N_{comb} \cdot N_{SPRINTA}^{-1} \cdot h^{-1}]$

$$K = K_{80} \cdot \lambda_2(v) \cdot \psi_2(z) \cdot \psi_2(n)$$

• CERCO LO SPAZIO ds PERCORSO NEL TEMPO dt

$$ds = V dt$$

$$T \cdot K dt = -dW \quad (\downarrow W \text{ PER CONSUMO COMBUSTIBILE})$$

$$\text{ALORA } ds = -\frac{V dW}{T \cdot K} = -\frac{E \cdot V}{K} \frac{dW}{W}$$

• INOLTRE, $q = \text{COMB. CONSUMABILE} \Rightarrow W_{fin} = W_{in} - q$

CASISTICHE, OLTRE A W , VARIABILI IN CROCIERA

1) $E = \text{cost} \rightarrow C_L = \text{cost}; V = \text{cost}; z \neq \text{cost}; n \neq \text{cost} \rightarrow K \neq \text{cost}$

• DEFINISCO UN $K_m = k < K$

$$\Delta = \int_i^f -\frac{E \cdot V}{K_m} \frac{dW}{W} = -\frac{E \cdot V}{K_m} \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right) = \frac{E \cdot V}{K_m} \ln\left(\frac{W_i}{W_i - q}\right)$$

• RICORDO CHE $W_i < W_{TO} = PBO + q + J(\text{PAYLOAD})$

2) $E = \text{cost} \rightarrow C_L = \text{cost}; z = \text{cost}; n = \text{cost}; V \neq \text{cost}$

• RICORDO $V = \sqrt{\frac{W/S}{0.5 \rho_0 S_G}}$

$$\Delta = -\frac{E}{K} \cdot \sqrt{\frac{1}{0.5 \rho_0 S_G}} \cdot \int_i^f \frac{W}{W} dW = \frac{2 \cdot E}{K \cdot V_{CL}} \cdot \frac{1}{V_{SP}} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \cdot \frac{1}{V_S} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{q}{W_i}}\right)$$

• POICHÉ $\Delta [m]$, SE VOGLIO IN km MOLTIPLICO PER 3,6

$$\Delta [km] = 7.2 \frac{E}{K \cdot V_{SP} \cdot V_S} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{q}{W_i}}\right) \text{ CON } K = \text{cost}$$

• DEFINISCO $G = \frac{E}{V_{CL} \cdot K \cdot V_S}$ FATTORE DI ECONOMIA DI PERCORSO

$$\text{ALORA } \Delta [km] = 7.2 \cdot G \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{q}{W_i}}\right)$$

• IN REALTÀ, QUINDI, $\Delta_{max} \Rightarrow G_{max}$



3) CONSUMO IN SALITA $z \neq \text{cost}$

• DEFINISCO $\Delta Ep = W_H \Delta z = G_S \cdot H_i \cdot \eta_{vol}$

• W_H È IL PESO MEDIO FRA $W_i - W_f$

• G_S È IL CARBURANTE USATO IN SALITA AGGIUNTO A q_{nom} .

• H_i POTERE CALORIFICO INFERIORE

$$\eta_{vol} = \eta_{propuls} \cdot \eta_{tot} \approx 0,3 \div 0,4$$

• DEVO TROVARE $z_f = z_i + \Delta z$

$$\text{INFERRÀ SU } G_S = \frac{W_H \Delta z}{H_i \eta_{vol}} \text{ E } W_f = W_i - q - G_S$$

AUTONOMIA ORARIA

• RICORDANDO $ds = V dt$ E $ds = -\frac{E \cdot V}{K} \frac{dW}{W}$

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

$$t = -\frac{E}{K} \int_i^f \frac{dW}{W} = \frac{E}{K} \ln\left(\frac{W_i}{W_i - q}\right) = \frac{E}{K} \ln\left(\frac{1}{1 - q/W_i}\right)$$

• AURO' t_{max} CONSIDERANDO UN K_{MEDIO} ED $E \approx E_{MAX}$

* quindi Δ_{MAX} NON È IN CORRISPONDENZA DI $\frac{E}{V_{CL}} |_{MAX}$

ELICA

AUTONOMIA CHILOMETRICA

• FORMULE BASE

$$T_{th} = T_{tm} \cdot \eta_e = DV = \frac{1}{2} \rho_0 S V^3 S_G$$

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

$$T_{tm} = T_{tm0} \psi_B(n)$$

• CONSUMO SPECIFICO $c [N \cdot W^{-1} \cdot S^{-1}]$

• SPAZIO PERCORSO NEL TEMPO dt

$$ds = V dt$$

$$T_{tm} \cdot c \cdot dt = -dW \quad (\downarrow W \text{ PER CONSUMO})$$

$$\text{ALORA } ds = -\frac{V dW}{c T_{tm}} = -\frac{V dW}{c \cdot D \cdot \eta_e} = -\frac{\eta_e dW}{c \cdot \eta_e} = -\frac{\eta_e}{c} \frac{dW}{W}$$

CASISTICHE

1) $E = \text{cost} \rightarrow C_L = \text{cost}; \eta_e = f(\lambda) \rightarrow \lambda = \frac{V}{v_{tip}}$

$$\text{ALORA } \Delta = \frac{\eta_e E}{c} \ln\left(\frac{W_i}{W_i - q}\right)$$

$$\Delta_{max} @ E_{MAX}$$

$$C_L |_{EMAX} = \sqrt{2 \eta_e C_{D0}}$$

$$C_D |_{EMAX} = 2 C_{D0}$$

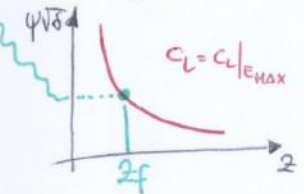
2) $E = \text{cost} \rightarrow C_L = \text{cost}; \psi_B = \text{cost} \rightarrow z \neq \text{cost}, V \neq \text{cost}$

• PONGO $T_{td} = T_{th}$ E VOGLIO z_f

$$T_{td} = \eta_e T_{tm0} \psi_B^2(z) = \frac{1}{2} \rho_0 IAS^2 C_D S \left(\frac{V_{IAS}}{V_S}\right)$$

• RICORDO $\psi_B^2 = \frac{1}{2} \rho_0 IAS^2 C_D S = \frac{W_f/S}{\eta_e T_{tm0} S}$

$$\text{INOLTRE } IAS = \sqrt{\frac{W_f/S}{0.5 \rho_0 C_D}}$$



AUTONOMIA ORARIA

• SOSTITUISCO A $ds = -\frac{\eta_e E}{c} \frac{dW}{W}$ LA $ds = V dt$

$$\text{CON } V = \sqrt{\frac{W/S}{0.5 \rho_0 S_G}}$$

$$dt = -\frac{\eta_e E}{c \cdot V} \frac{dW}{W} = -\frac{\eta_e E}{c} \cdot \frac{\sqrt{CL} \sqrt{S} \sqrt{S}}{\sqrt{2} \rho_0} \cdot \frac{dW}{W^{3/2}}$$

$$\text{ALORA } t = \frac{\eta_e (E/V_{CL}) \sqrt{2} \rho_0 \sqrt{S}}{c} \frac{1}{\sqrt{W_i/S}} \left(\sqrt{\frac{W_i}{W_i - q}} - 1\right)$$

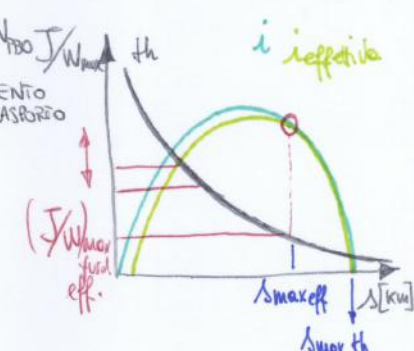
$$t_{max} @ \frac{E/V_{CL}}{MAX}$$

$$\text{CON } C_L = \sqrt{2 \eta_e C_{D0}}, C_D = 4 C_{D0}$$

NB DIAGRAMMA DI UTILIZZO DEL VOLO A GETTO (RETRO)

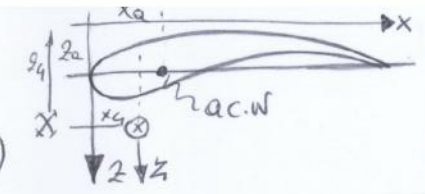
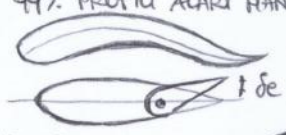
• SIA $W_{MAX} = 2(W_{TO} - J - q) = 2W_{TO} J / W_{MAX}$

• DEFINISCO $\frac{J}{W_{MAX}} \cdot \Delta = i$ MOMENTO DI TRASPORTO

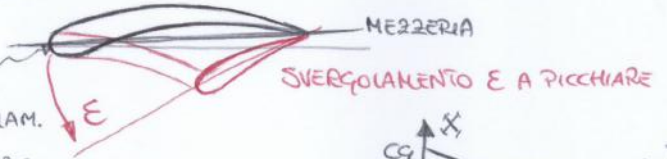


RICHIAMI DI AERODINAMICA (deve essere)

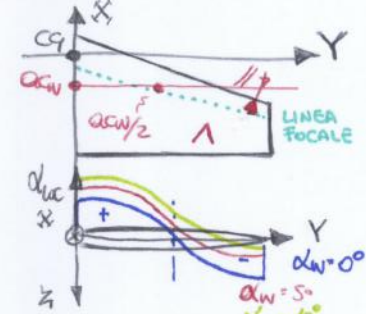
- PER AVERE $L > 0$, POICHÉ $C_{LW} > 0$ SERVE $C_{HOW} > 0$ SECONDO LA $C_{LW} = -\frac{C_{HOW} c}{x_q - x_a}$
- COME OTTENERE $C_{HOW} > 0$ (DATO CHE 99% PROFILI ALARI HANNO $C_{HOW} < 0$)



- PROFILO AUTOSTABILE
- ELEZIONE (BDF MOBILE)
- PROFILO CLASSICO AD INARCAMENTO POSITIVO
 - SVERGOLAMENTO FA STABIRE PRIMA L'INTERNO
- PROFILO CLASSICO CON FRECCIA (RASTREMAZIONE) E SVERGOLAM.

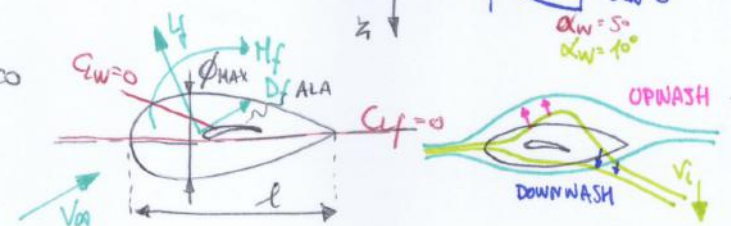


- L'ANGOLO DI INCIDENZA LOCALE α_{loc} È PER LO SVERS.
- SI DIMOSTRA CHE NON INTACCA LE PRESTAZIONI (CONTRIBUTO $\uparrow = \uparrow$)
- M_0 NON CAMBIA
- CAMBIA LA PORTANZA COMPLESSIVA DELL'ALA AL \uparrow DI α_w
- AL MOMENTO FOCAL E HO UN CONTRIBUTO POSITIVO
 - PER ENTRAMBE LE SEZIONI, PORTANTI E DEPORTANTI



2) VEIVOLO SENZA CODA ~ ALA + FUSOLIERA

- FUSOLIERA: CORPO APPROSSIMATO A FUSO ASSIALSIMMETRICO
- SNEZZEZZA $S_{in} = l / f_{max}$
- TEORIA DI MUNCH
 - PER $\alpha \neq 0$ NASCE L_f ED UN M_f
 - $M_f = \frac{1}{2} \rho v^2 (1 - \xi) Volume \cdot \sin(2\alpha) = f(\alpha)$
 - M_f = MOMENTO DI BECCHEGGIO \approx LINEARE PER α PICCOLI (FUSOLIERA \neq PROPRIETÀ MOMENTO FOCAL E)



- $C_{LW+f} = 0$ NON HA LA DIREZIONE DI C_{LW}
- ALA + FUSOLIERA: VARIANO 4 PARAMETRI

NB $w_b = wing + body$

- VARIAZIONI EVIDENTI
 - POSIZIONE DEL FUOCO: $x_a' < x_q$ (~ 22% DA 25%)
 - MOMENTO FOCAL E $|C_{M_0(w+b)}| > |C_{M_0w}|$ (IN MODULO PERCHÉ PUÒ ESSERE $C_{M_0wb} < 0$)
- VARIAZIONI PICCOLE
 - COEFFICIENTE ANGOLARE DI PORTANZA: $a_{wb} > a_w$ (IL FUSO CONTRIBUISCE UN POCO AD L)
 - INCIDENZA: $\alpha_{wb} < \alpha_w$

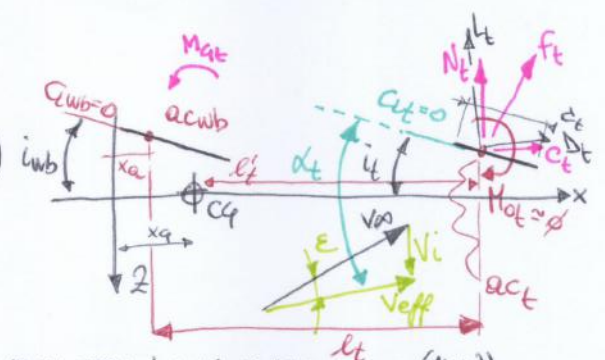
METODO DEI DATA SHEETS (SULLE INTERFERENZE)

RILEVAMENTI SPERIMENTALI PERMETTONO DI CAPIRE SE L'INTERFERENZA ALA/FUSOLIERA, PER CERTI CALCOLI, SIA TRASCURABILE O MENO

$C_{Lqwb} = C_{Lqwb} + \frac{C_{Lwb}}{c} (x_q - x_a') = C_{Lqwb} + a_{wb} L_{wb} \frac{x_q - x_a'}{c}$

3) ALA + FUSOLIERA + IMPENNAGGIO ORIZZONTALE

- LA V_i È LA VELOCITÀ INBOITA DALL'ALA SULLA CODA (DOWNWASH)
- INTERFERENZA NON SEMPRE TRASCURABILE
- SECONDO N_t E C_t DA F_t PER TROVARE M_{qt} (A PICCHIARE)



$M_{qt} = -N_t \cdot l'_t + C_t / 2 l_t = -N_t l'_t \approx -l_t l'_t$

DEFINISCO $\eta_t = \frac{V_{eff}^2}{V_{\infty}^2} \approx 1$ (> 1 SE BENEFICO, EG IN SCIA AD ELICA CREA L; < 1 IN SCIA AD ALA ($\uparrow V_i$))

ADORA $C_{M_{qt}} = \frac{M_{qt}}{\frac{1}{2} \rho v^2 S c} = -\frac{C_{L_t} l'_t S \eta_t}{S c}$ CON $\frac{l'_t S}{S c} = \bar{V}'$ RAPPORTO VOLUMETRICO DI CODA ($\neq \bar{V} = \frac{l_t S_t}{S c}$)

INFINE $C_{M_{qt}} = -C_{L_t} \eta_t \bar{V}'$

(NB $C_{L_{tis}} = C_{L_t}$ DELLA CODA ISOLATA)

A CAUSA DEL DOWNWASH, $a_t = a_{t,isolata} \cdot \eta_t \rightarrow C_{L_t} = C_{L_{tis}} \cdot \eta_t$ CON $C_{L_{tis}} = a_{tis} \alpha_t$, $C_{L_t} = a_t \alpha_t$

RIDUCO LA FORMULA ALLA PIÙ SEMPLICE $C_{M_{qt}} = -C_{L_t} \bar{V}'$

NOTO CHE $l_t = l'_t + x_q - x_a \rightarrow \bar{V}' = \frac{l_t S_t}{S c} = \bar{V}' + \frac{S_t}{S} \frac{x_q - x_a}{c} \rightarrow C_{M_{qt}} = -C_{L_t} (\bar{V}' - \frac{S_t}{S} \frac{x_q - x_a}{c})$? perché meno??

ok

Garantire equilibrio statico al variare di α

NB IL COEFFICIENTE ANGOLARE DI PORTANZA DEL VEIVOLO È MAGGIORE DEL α_{wb}

VOGLIO RICAVARE CHE $C_{Hq} = C_{H0} + C_{H\alpha} \cdot \alpha$

• PONGO $\alpha=0 \rightarrow L=0 \Rightarrow L_{wb} + L_t = 0$

• SO CHE $C_L = a\alpha = a_{wb}\alpha_{wb}(1+f) - a_t \frac{St}{S} i$

• ALORA $\alpha_{wb} = \frac{a\alpha + a_t \frac{St}{S} i}{a_{wb}(1+f)} = \alpha + \frac{a_t \frac{St}{S} i}{a_{wb}(1+f)}$ * POICHÉ $a_{wb}(1+f) = a$

• RICORDO INOLTRE $C_{Hq} = C_{H0wb} + C_{Lwb} \frac{x_G - x_{a'}}{c} - C_{L_t} \bar{v} + C_{HP}$

• ESTRAPOLO "a" OVUNQUE IO POSSA

• $C_{Hq} = C_{H0wb} + a\alpha \frac{x_G - x_{a'}}{c} - a_t \bar{v} + C_{HP}$ RICORDO $\alpha_t = \alpha_{wb} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) - i$

• $C_{Hq} = C_{H0wb} + a\alpha \frac{x_G - x_{a'}}{c} - a_t \bar{v} (\alpha_{wb} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) - i) + C_{HP}$ SOSTITUISCO *

• $C_{Hq} = C_{H0wb} + a\alpha \frac{x_G - x_{a'}}{c} - a_t \bar{v} ((\alpha + \frac{a_t \frac{St}{S} i}{a_{wb}(1+f)}) (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) - i) + C_{HP}$ PONGO $C_{HP} = C_{HP0} + \frac{dC_{HP}}{d\alpha} \alpha$

• $C_{Hq} = C_{H0wb} + a\alpha \frac{x_G - x_{a'}}{c} - a_t \bar{v} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) - a_t \bar{v} i \frac{St}{S} \frac{a_t}{a} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) + a_t \bar{v} i + C_{HP0} + \frac{dC_{HP}}{d\alpha} \alpha$

• RACCOLGO α E SEMPLIFICO

• $C_{Hq} = C_{H0wb} + \alpha (a \frac{x_G - x_{a'}}{c} - a_t \bar{v} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) + \frac{dC_{HP}}{d\alpha}) + a_t \bar{v} i (1 - \frac{a_t \frac{St}{S} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}})}) + C_{HP0}$

• ALORA $C_{Hq}|_{\alpha=0} = C_{H0wb} + \frac{a_t \bar{v} i}{1+f} + C_{HP0} = C_{H0}$ (TERMINE INDIPENDENTE DA α)

• INVECE $C_{H\alpha} = a \frac{x_G - x_{a'}}{c} - a_t \bar{v} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) + \frac{dC_{HP}}{d\alpha}$

DIVERSI METODI PER AVERE EQUILIBRIO AL VARIARE DI α

1) VARIARE x_G (PER I VEIVOLI TUTT'ALA)

• QUAL È IL PUNTO NEUTRO N DI UN VEIVOLO?

• N = AERODYNAMIC CENTRE = FUOCO DEL VEIVOLO

• $C_{H\alpha} = 0 \rightarrow \frac{x_G}{c} |_{C_{H\alpha}=0} = \frac{x_N}{c} = \frac{x_{a'}}{c} + \frac{a_t \bar{v}}{a} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) - \frac{1}{a} \frac{dC_{HP}}{d\alpha}$

• IL CUI MARGINE STATICO È $x_G - x_N \cdot a = C_{H\alpha}$ EON $C_{H\alpha} < 0$ (CLASSICO)

• CIÒ È FUOCO N > BARICENTRO > Q.C $\Rightarrow \frac{x_G}{c} < \frac{x_N}{c}$

2) VARIARE IL CALETTAMENTO DEL TAIL (EQ. AL BECCHEGGIO $\Rightarrow C_{Hq} = 0$)

• ALL MOVING TAIL

• OPPURE CON ELEVATOR (EQUILIBRATORE)

• IN TAL CASO DEFINISCO $\tau = \frac{d\alpha_t}{d\delta} = 0,6$ PER $\frac{C_e}{C_t} = 0,4$

• ED INOLTRE $\Delta \alpha_t = \tau \cdot \delta = \frac{d\alpha_t}{d\delta} \cdot \delta$

• PER L'ALL MOVING TAIL $\alpha_t = \alpha_{wb} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) - i$

• PER L'EQUILIBRATORE $\alpha_t = \alpha_{wb} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) - i + \tau \delta$

• ALORA $C_{L_t} = a_t \alpha_t = a_t (\alpha_{wb} (1 - \frac{dE}{d\alpha_{wb}}) - i + \tau \delta)$

• $C_L = C_L|_{\delta=0} + \frac{dC_L}{d\delta} \cdot \delta = C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{L\delta} \cdot \delta$ CON $C_{L\delta} > 0$ (DERIVATA AERODINAMICA) (TUTTO IL VEIVOLO)

• CONSEGUENTEMENTE $C_{Hq} = C_{Hq}|_{\delta=0} + \frac{dC_{Hq}}{d\delta} \cdot \delta = C_{H0} + C_{H\alpha} \cdot \alpha + C_{H\delta} \cdot \delta$ EON $C_{H\delta} < 0$ (PICCHIANTE)

• $C_{H\delta}$ È L'ELEVATOR POWER, ESPRIME L'EFFICACIA DELL'EQUILIBRATORE AL MOMENTO DI BECCHEGGIO

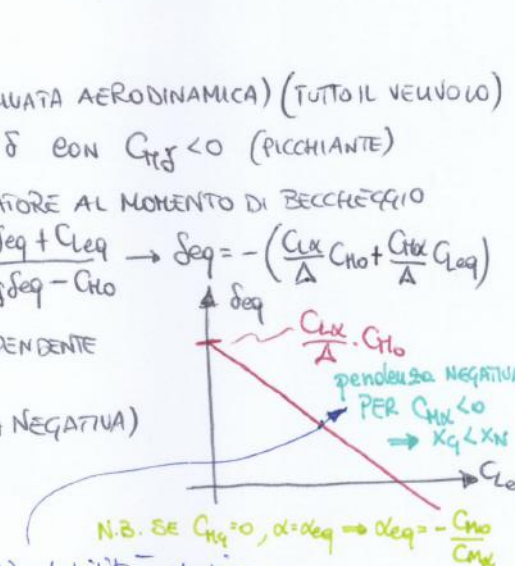
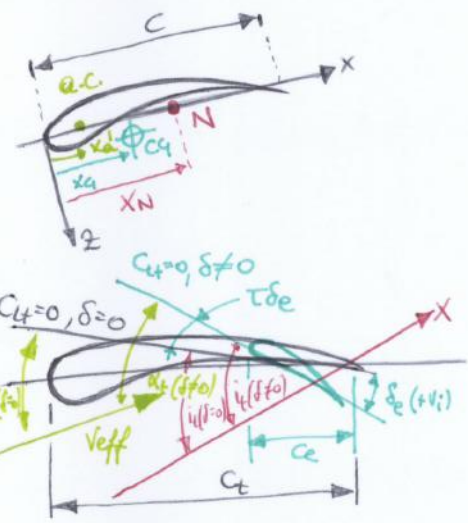
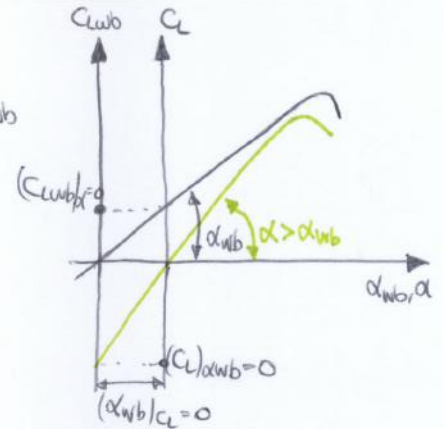
• TROVO L'EQUILIBRIO $\begin{cases} C_{L\alpha} \alpha_{eq} + C_{L\delta} \delta_{eq} = C_{Leq} \\ C_{H\alpha} \alpha_{eq} + C_{H\delta} \delta_{eq} = -C_{H0} \end{cases} \rightarrow \frac{C_{L\alpha}}{C_{H\alpha}} = \frac{-C_{L\delta} \delta_{eq} + C_{Leq}}{-C_{H\delta} \delta_{eq} - C_{H0}} \rightarrow \delta_{eq} = - \left(\frac{C_{L\alpha}}{\Delta} C_{H0} + \frac{C_{Leq}}{\Delta} C_{H\alpha} \right)$

• DOVE $\Delta = C_{L\alpha} \cdot C_{H\delta} - C_{H\alpha} \cdot C_{L\delta}$, È < 0 E "GLOBALMENTE" INDIPENDENTE DAL BARICENTRO, ANCHE SE CONTIENE TERMINI $f(c_G)$

• SE RISPETTO $x_G < x_N$ HO L'EQUILIBRIO STABILE (PENDENZA NEGATIVA)

3) VARIARE IL C_{HP0}

4) VARIARE IL C_{Lwb} CON QU ELEVONI



Identificazione Punto Neutro & Speed Stability

DAL GRAFICO PRECEDENTE ($C_{Leq,0}, \delta_{eq}$) VOGLIO RICAVARE x_N

• DERIVO LA $\delta_{eq} = -\frac{C_{L\alpha}C_{Lx} + C_{M\alpha}C_{Leq}}{\Delta}$ RISPETTO A C_{Leq} , CON $C_{Mx} = a \cdot \frac{x_q - x_N}{c}$

$$\frac{\partial \delta_{eq}}{\partial C_{Leq}} = -\frac{C_{L\alpha}}{\Delta} \cdot \frac{x_q - x_N}{c} = -\frac{C_{Mx}}{\Delta} < 0$$

• APPLICO UNA PROCEDURA ITERATIVA SPERIMENTALE E TROVO

- I VALORI DI C_{Leq} & δ_{eq} AL VARIARE DI x_q
- LO RIFACCO PER DIVERSE VELOCITÀ DI VOLO
- INFATTI A $C_{L\alpha}$ CORRISPONDE UNA CERTA V_A , ECC...
- TROVO x_N PER $\left(\frac{\partial \delta}{\partial C_{Leq}}\right)_{eq} = 0$

• RICORDO CHE $L = W = \frac{1}{2} \rho V_{EAS}^2 S C_{Leq} \rightarrow C_{Leq} = \frac{W/S}{0.5 \rho V_{EAS}^2}$

• AORA $\delta_{eq} = -\frac{C_{L\alpha}C_{Lx}}{\Delta} - \frac{C_{Mx}}{\Delta} \cdot \frac{W/S}{0.5 \rho V_{EAS}^2}$

• POSSO TRACCIARE δ_{eq} IN FUNZIONE DELLA VELOCITÀ DI VOLO

• PER $\frac{d\delta_{eq}}{dV_{EAS}} > 0$ IL VELIVOLO È STABILE (PENDENZA POSITIVA)

SPEED STABILITY

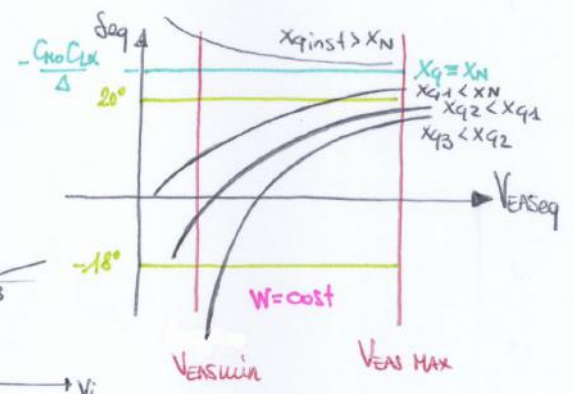
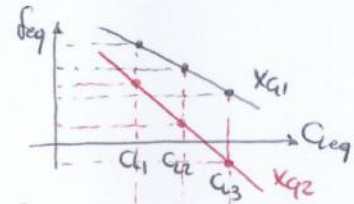
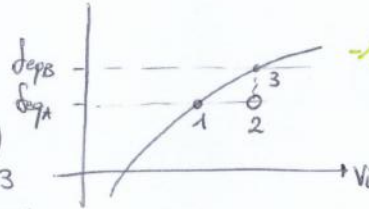
• HO UNA V_A VELOCITÀ MENTRE C'È δ_{eqA}

• SE NON TOCCO I COMANDI VADO IN 2

- $V \uparrow \downarrow$
- EQUILIBRORE CABRA/PICCHIA PER LASCIARE V COSTANTE (TORNO IN 1)

• SE TOCCO I COMANDI (O TRIMMO) VADO A 3

- EQUILIBRO PER ASSETTI LA NUOVA VELOCITÀ
- NUOVO $\delta_{eq} = \delta_{eqB}$



Considerazioni su C_{Hq} & C_{Lq}

C_{Hq} e C_{Lq} FORNISCONO INDICAZIONI SU COME C_L E C_{M1} VARIANO AL $\uparrow\downarrow$ DI $q \neq 0$

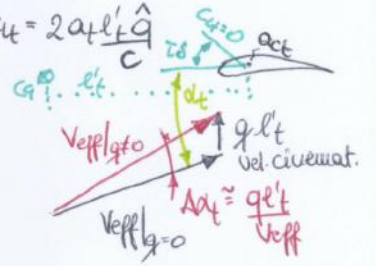
• POSTO $\hat{q} = \frac{q \cdot c}{2v} = q \cdot t^*$ CON $\hat{t} = t^*$

• RICORDO $C_L = a_t \Delta t \Rightarrow \Delta C_L = a_t \Delta \Delta t \approx a_t \frac{q l'_t}{v_{eff}} = a_t \cdot \frac{l'_t}{v} \cdot \frac{q c}{2v} \cdot \frac{2v}{c} \rightarrow \Delta C_L = 2 a_t \frac{l'_t \hat{q}}{c}$

• PER $q \neq 0$ LA CODA CONTRIBUISCE AL $C_L \propto C_L \frac{\Delta t}{S}$

• QUINDI $(\Delta C_L)_{tail} = \frac{\Delta t}{S} \Delta C_L$

• RICORDO $\bar{v}' = \frac{l'_t S_t}{S c} \Rightarrow \frac{S_t}{S} = \frac{\bar{v}' \cdot c}{l'_t} \rightarrow (\Delta C_L)_{tail} = \Delta C_L \cdot \frac{\bar{v}' c}{l'_t} = \frac{2 a_t l'_t \hat{q}}{c} \cdot \frac{\bar{v}' c}{l'_t} = 2 a_t \bar{v}' \hat{q}$



• ANALOGAMENTE $(\Delta C_{Hq})_{tail} = -\frac{\Delta L_t \cdot l'_t}{a S e v^2 S c} = -(\Delta C_L)_{tail} \cdot \frac{l'_t}{c} = -2 a_t \bar{v}' \hat{q} \frac{l'_t}{c}$

• NOTO CHE $\frac{\partial (\Delta C_L)_{tail}}{\partial q} = C_{Lq} = 2 a_t \bar{v}' > 0$ DI QUALCHE UNITÀ

• $\frac{\partial (\Delta C_{Hq})_{tail}}{\partial q} = C_{Hq} = -2 a_t \bar{v}' \frac{l'_t}{c} < 0$, MA $|C_{Hq}| > |C_{Lq}|$ TANTO PIÙ $l'_t \uparrow$ A PARITÀ D'ALA

SPINTA IN VIRATA CORRETTA SU TRAIETTORIA EUCLIDICA

• AVEVAMO VISTO NEI CALCOLI SULLA PICHIAATA CHE

• $T \cos \alpha^* = D + W \text{seuf}$ SUPPONENDO $\frac{dq}{dt} = 0 \rightarrow f_c = 0$

• IN SALITA +, IN DISCESA - $\Rightarrow T \cos \alpha^* = D \pm W \text{seuf} = \frac{L}{E} \pm W \text{seuf} = \frac{nN}{E} \pm W \text{seuf} = T_{50} \chi_1 \psi_1 \psi_2$

• PONGO $\frac{W}{T_{50}} = R'$ PARAMETRO CARATTERISTICO DEL VELOVO

• CASO SALENTE: $\text{seuf} = \frac{\chi_1 \psi_1 \psi_2 \cos \alpha^*}{R'} - \frac{n}{E}$

• CASO DISCENDENTE: $\text{seuf} = \frac{n}{E} - \frac{\chi_1 \psi_1 \psi_2 \cos \alpha^*}{R'}$

• PER n DEFINITO CON $\psi_1 = 1$, f_{\max} LO OTTENGONO PER $E_{\max} \rightarrow C_{L\max}$

• SI HA ANCHE n_{\max} SOLO SE $T \equiv D$ ALTRIMENTI IL MOTORE NON CE LA FA

• ADORA $r_c(n_{\max}) = \frac{W/S}{0.5 \rho_0 S C_{L\max} g \sqrt{1 - 1/n_{\max}^2}}$

Riassunto sui Moti Curv.

• $R = f(n, v) = \frac{g}{v} \sqrt{\frac{n^2}{\cos^2 \beta} - 1}$ CON $v \cos \beta = U$, $U = SR_c$, $r_c = e \cos^2 \beta$

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

• $n = f(v) = f(C_L)$

• $r_c = f(n, C_L)$ CON $r_{c\min} \rightarrow C_{L\max} \in n_{\max}$ (n_{eq} HA PRIORITÀ, POI SI SCEGLIE $C_{L\max} < C_{L\max}$)

REGOLAMENTAZIONE AERONAUTICA

DA NORMATIVA L'INVOLTO SEQUE TRE RAFFICHE LINEARI

- $w_{g1} = \pm 20 \text{ ms}^{-1}$
- $w_{g2} = \pm 15,25 \text{ ms}^{-1}$
- $w_{g3} = \pm 7,6 \text{ ms}^{-1}$

PER $V < V_a$ DI MANOURA

• n_{max} DETERMINATO DA PARABOLA C_L COME NEL DIAGRAMMA DI MANOURA

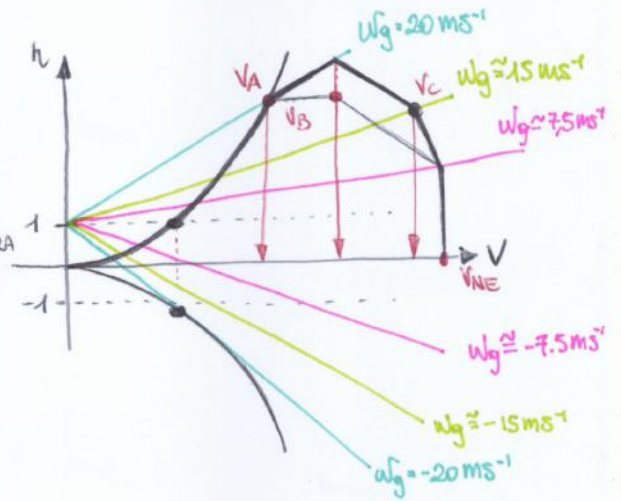
PER NORMATIVA

- SCELTA LA V_B LA SI PONE UNGO LA w_{g1}
- LA w_{g2} COINCIDERÀ CON UNA CERTA V_C

SUCCESSIVAMENTE IL DIAGRAMMA DI MANOURA VIENE SOVRAPPSTO

• NB CALCOLO DELLA V_{NE}

- $V_{NE} = \min(V_D, V_{DF}) \cdot 0,925$ ($V_D \cdot 0,9$ E $V_{DF} \cdot 0,95$)
- $V_D = V$ CON PROVA A TORSIONE
- $V_{DF} = V$ RAGGIUNTA NELLE PROVE IN VOLO A $\phi_i = 1$ E PICCHIATA



FORMULE UTILI

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

$$\delta = \rho/\rho_0 \rightarrow \rho/\rho_0 = \rho/\rho_0 \cdot T/T_0$$

$$\rho/\rho_0 = (T/T_0)^{m-1} = (T_0/h^2)^{m-1}$$

$$\rho/\rho_0 = (T/T_0)^m = (T_0/h^2)^m$$

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

$$q_{IAS} = q(1 - \epsilon_x)$$

CONVERSIONI

$$kts \rightarrow ms^{-1} : \frac{1852m}{3600s}$$

$$ft \rightarrow m : 0,3048m$$

RÈGIME COMPRESSIBILE

$$V_{IAS} = \sqrt{\frac{k-1}{2k} \cdot \frac{\rho_0}{\rho} \left(\left(\frac{q}{\rho_0} + 1 \right)^{k/k-1} - 1 \right)}$$

$$V_{EAS} = \sqrt{\frac{k-1}{2k} \cdot \frac{\rho_0}{\rho} \left(\left(\frac{q}{\rho} + 1 \right)^{k/k-1} - 1 \right)}$$

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{k-1}{2k} \cdot \frac{\rho_0}{\rho} \left(\left(\frac{q}{\rho} + 1 \right)^{k/k-1} - 1 \right)} = V_{EAS} / \sqrt{\delta}$$

@ E_{MAX} $C_L = \sqrt{e \pi A C_{D0}}$
 $C_D = 2 C_{D0}$

@ $E/\sqrt{C_L}_{MAX}$ $C_L = \sqrt{3e \pi A C_{D0}}$
 $C_D = 4 C_{D0}$

@ $E/\sqrt{C_L}_{MAX}$ $C_L = \sqrt{\frac{e \pi A C_{D0}}{3}}$
 $C_D = \frac{4}{3} C_{D0}$

$$W_{SV} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}} \cdot \frac{1}{E \cdot \sqrt{C_L}} ; \quad \bar{W} = \bar{W}_{SV} + \bar{W}_W$$

$$\pm W(\bar{F}) = W_{SV} \pm W_W(\bar{F})$$

g) $T = T_{S0} \chi_1 \varphi_1 \varphi_2$, $\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dx} \cdot \frac{dx}{dt} = -k_c T = -k_c \frac{W}{E}$
 $\chi_1 = 1 - \frac{V}{W_g} + \frac{1}{2} k H^2 \left(1 - \left(\frac{V}{W_g} \right)^4 \right)$ con $V_m = \frac{W/S}{\rho_0 \cdot S \cdot C_L}$, $\rho = \rho_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{m-1}$
 $T = T_0 - h^2 z_m$

$$\varphi_1 = \rho/\rho_0 \left(\frac{T_0}{T} \right)^{1,75} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{m-1,75}$$

e) $T = \dot{m} \Delta V = \rho (V+u_0) \left(\frac{V}{2} \right)^2 \pi \cdot 2u_0$

$$W = \frac{T \Delta t - T_0 \Delta t}{W}$$

$$\varphi = \rho/\rho_0 \cdot \left(\frac{T_0}{T} \right)^{0,5}$$

$$T \Delta t = T_{S0} \cdot \eta_e \cdot \varphi$$

$$\frac{dW}{dt} = -k_c T \eta_e = -E_c \frac{T}{\eta_e} = -k_c \frac{DV}{\eta_e}$$

$$C_{TQ} = C_{T0wb} + a \alpha \frac{x_q - x_{a1}}{c} - a_t \alpha_t \bar{V} + C_{TIP}$$

$$= C_{T0wb} + a \alpha \frac{x_q - x_{a1}}{c} - a_t \bar{V} \left(1 - \frac{\partial E}{\partial \alpha} \right) - a_t \bar{V} \cdot i \cdot \frac{\partial \alpha_t}{\partial \alpha} \left(1 - \frac{\partial E}{\partial \alpha} \right) + a_t \bar{V} \cdot i + C_{TIP0} + \frac{\partial C_{TIP}}{\partial \alpha} \cdot \alpha$$

$x_N \rightarrow x_q |_{C_{TQ}=0} \rightarrow$ ESTRAPOLAZIONE OTTENGO $C_{TQ}=0 = C_{T0wb} + a \frac{x_q - x_{a1}}{c} - a_t \bar{V} \left(1 - \frac{\partial E}{\partial \alpha} \right) + \frac{\partial C_{TIP}}{\partial \alpha}$

VELOCITÀ - flusso incompressibile

$$\text{Bernoulli} \rightarrow v_t = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0} \cdot \frac{1}{\sqrt{s}}}$$

$$p_a + \frac{1}{2}\rho v^2 = p_t = \text{cost}$$

$$q = \text{press. dinamica} = \frac{1}{2}\rho v^2 = p_t - p_a$$

$$\hookrightarrow q \Rightarrow v = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \quad \text{velocità vera se}$$

1. no errori strumentali
2. no errori compressibilità (p_t e p_a sono vere)
3. no errori densità aria

IAS = CAS se \nexists errori strumentali e di posizione
 CAS = EAS dato che \nexists flusso compressibile

$$\text{EAS} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}}$$

$$\text{TAS} = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0} \cdot \frac{\rho_0}{\rho}} \quad \text{ma } \delta = s = \rho/\rho_0 \Rightarrow \text{TAS} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0} \cdot \frac{1}{\sqrt{s}}} = \frac{\text{EAS}}{\sqrt{s}}$$

VELOCITÀ - flusso compressibile

$$\text{Bernoulli compressibile} \rightarrow v = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a} \left[\left(\frac{p_t}{p_a} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

$$\frac{k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a} + \frac{v^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{p_t}{\rho_t} \Rightarrow \frac{v^2}{2} = \frac{k}{k-1} \left(\frac{p_t}{\rho_t} - \frac{p_a}{\rho_a} \right)$$

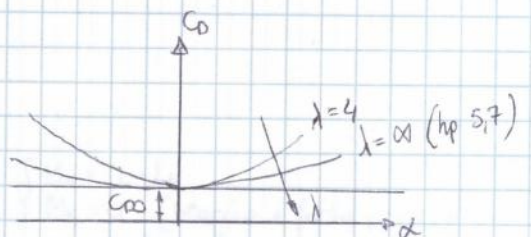
$$\text{da } p v^k = \text{cost} \Rightarrow \frac{p_t}{\rho_t^k} = \frac{p_a}{\rho_a^k} \Rightarrow \rho_t = \rho_a \left(\frac{p_t}{p_a} \right)^{1/k}$$

$$\Rightarrow v^2 = \frac{2k}{k-1} \left(\frac{p_t}{\rho_a \left(\frac{p_t}{p_a} \right)^{1/k}} - \frac{p_a}{\rho_a} \right) = \frac{2k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a} \left(\frac{p_t}{p_a \left(\frac{p_t}{p_a} \right)^{1/k}} - 1 \right) = \frac{2k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a} \left[\left(\frac{p_t}{p_a} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]$$

$$\Rightarrow v^2 = \frac{2k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a} \left[\left(\frac{p_t - p_a}{p_a} + \frac{p_a}{p_a} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \Rightarrow v = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a} \left[\left(\frac{p_t}{p_a} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

Teoria di Glauert & fattore di ostwald

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



Da Prandtl $C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \lambda}$ ma Glauert dice che

se $\lambda \uparrow$ aumenta la resistenza di forma $\propto k C_L^2$

$$\rightarrow C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \lambda} + k C_L^2 \quad \text{introduco } e = \frac{1}{1 + k\pi \lambda} \rightarrow C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi \lambda}$$

CONDIZIONE: $\frac{dE}{dC_L} = 0$ per trovare w_{min}

VOLO LIBRATO - velocità di discesa minima w_{min}

$$\begin{matrix} L = W \cos \theta \\ D = W \sin \theta \end{matrix} \rightarrow \begin{matrix} w_{min} \\ E/C_L |_{max} \end{matrix}$$

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

$$\Rightarrow V = \sqrt{\frac{W/S \cdot \cos \theta}{0.5 \rho C_L}}$$

Scorporo la velocità di volo in orizzontale, U , e verticale, w .

$$\begin{cases} U = V \cos \theta \\ w = V \sin \theta \end{cases} \text{ Ricordo che } E = \frac{C_D}{C_L} = \frac{L}{D} = \frac{\cos \theta}{\sin \theta} = \frac{1}{\tan \theta}$$

per angoli piccoli, $\tan \theta \approx \sin \theta$

$$\text{allora } w = V \sin \theta \approx V \tan \theta = \frac{V}{E}$$

$$w = \frac{V}{E} = \frac{1}{0.5 \rho} \cdot \frac{1}{E C_L} \quad w_{min} = \text{cost.} \cdot \frac{1}{E C_L |_{max}}$$

$$E C_L |_{max} ? \quad E C_L |_{max} = \frac{1}{E C_L |_{min}} \quad \text{inf}$$

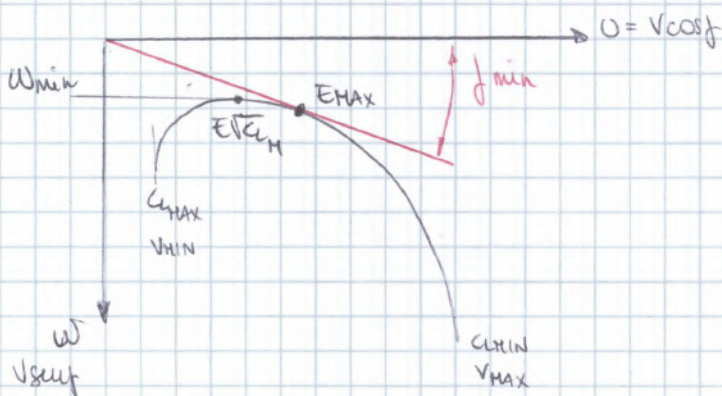
$$y = \frac{1}{E C_L |_{min}} = \frac{C_D}{C_L^2} = \frac{C_{D0}}{C_L^{3/2}} + \frac{C_L^2}{C_L^{3/2} \epsilon \pi b}$$

$$\frac{dy}{dC_L} = -\frac{3}{2} \frac{C_{D0}}{C_L^{5/2}} + \frac{1}{2} \frac{C_L^{-1/2}}{\epsilon \pi b} = 0 \rightarrow 3 C_{D0} \epsilon \pi b = C_L^{4/2} \Rightarrow C_L = \sqrt{3 C_{D0} \epsilon \pi b}$$

$$C_D |_{E C_L |_{min}} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\epsilon \pi b} = C_{D0} + 3 C_{D0} = 4 C_{D0}$$

$$E C_L |_{max} = \frac{\sqrt{3 C_{D0} \epsilon \pi b}}{4 C_{D0}} \cdot 3 C_{D0} \epsilon \pi b = \frac{(3 C_{D0} \epsilon \pi b)^{3/4}}{4 C_{D0}}$$

OBIGRAFA DEL MOTO - Polare delle velocità



CONSUMI - Velocità a getto

$$\begin{aligned} T_n &= D \\ T_d &= T_{50} \cdot \varphi_1(n) \chi_1(v, z) \varphi_2(z) \end{aligned} \rightarrow \text{grafico } T_n, T_d - v$$

La spinta disponibile è data da 4 fattori.

T_{50} : spinta statica disponibile in condizioni standard

$\varphi_1(n) = \left(\frac{n}{n_0}\right)^{3,5}$, esprime la resa della muovetta ($\varphi_1 = 1$ quando muovetta al massimo)

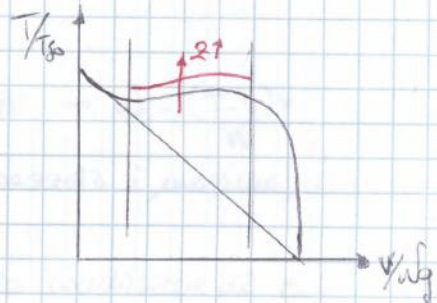
$\varphi_2(z) = P/p_0 \cdot T_0/T \cdot (T_0/T)^{0,75}$ dipende dalla S dell'aria più un contributo della temperatura,

sicché $\varphi_2 = P/p_0 \cdot (T_0/T)^{1,75}$

La dipendenza dalla velocità è espressa da χ_1 . Siano

$$\begin{cases} T = \frac{G}{g} (wg - v) \\ T_{50} = \frac{G_0}{g} (wg) \end{cases} \text{ con } G \text{ portate in mano} \rightarrow \frac{T}{T_{50}} = \frac{G}{G_0} \left(1 - \frac{v}{wg}\right)$$

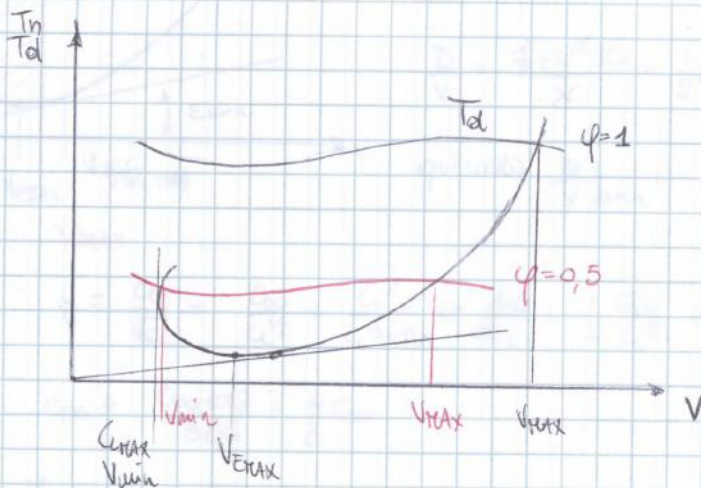
l'ultimo termine è approssimabile a χ_1 e fornisce indicazioni sull'intervallo di interesse sul grafico $T/T_{50} - v/wg$



In realtà, la velocità di efflusso dei gas, inizialmente fornisce un effetto benefico per poi iniziare sulle prestazioni

Sicché la formula finale del χ_1 sarà

$$\chi_1 = 1 - \frac{v}{wg} + \frac{1}{2} k v^2 \left[1 - \left(\frac{v}{wg}\right)^4\right]$$



VELOCITÀ AD ELICA: potenze necessarie e efficienze

$$\Pi_h = D \cdot V \rightarrow \text{Grafico } \Pi_h - V \text{ (cubica + iperbole)}$$

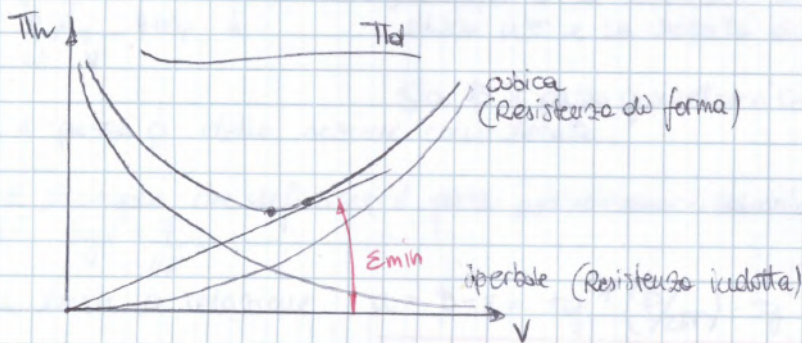
E_{CA} e E
 Π_{hmin} e $tg \epsilon$

$$\Pi_h = D \cdot V$$

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

$$v = \sqrt{\frac{W/S}{\rho \cdot S C_D}} \Rightarrow C_D = \frac{W/S}{\rho \cdot S v^2}$$

$$D \cdot V = \frac{1}{2} \rho v^3 S C_D = \frac{1}{2} \rho S \cdot v^3 \left(C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A R} \right) = \frac{1}{2} \rho v^3 S C_{D0} + \frac{1}{2} \rho S \cdot \frac{W/S}{\rho \cdot S v^2}$$



$$\Pi_{h/min} ? \quad \Pi_h = DV = \text{cost} \frac{C_D}{\sqrt{C_L}} \cdot \frac{1}{C_L} \rightarrow \Pi_{hmin} \Rightarrow \frac{C_D}{C_L^{3/2min}} = E \sqrt{C_L} / \text{max}$$

$$tg \epsilon = \frac{\Pi_h}{V} = \frac{DV}{V} = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho S C_D \frac{W/S}{\rho \cdot S v^2} = \frac{C_D}{C_L} \text{cost} \Rightarrow E_{min} \Rightarrow \frac{C_D}{C_L} / \text{min} \rightarrow \frac{C_L}{C_D} / \text{max} = E_{MAX}$$

NB potenza disponibile $\Pi_{Td} = \Pi_{Tmo} \cdot \psi(z) \zeta(h) \eta_e$

il coefficiente ζ è funzione dell'apertura della ruotella

η_e è il rendimento dell'elica

$\psi(z)$ è funzione della densità dell'aria in loco e della temperatura $\psi(z) = \frac{\rho}{\rho_0} \frac{T_0}{T} \cdot \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1/2} = \frac{\rho}{\rho_0} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{-1/2}$

EUCA: Reulard di II specie

$$\begin{matrix} 1^a \text{ specie} & T = T_0 \omega^2 r e^4 \\ & C = k e \omega^2 r e^5 \end{matrix} \xrightarrow{f} \begin{matrix} T = \frac{1}{2} e U^2 C_T S_{el} \\ C = \frac{1}{2} e U^2 C_k r e S_{el} \end{matrix}$$

$$\begin{matrix} T = T_0 \omega^2 r e^4 \\ C = k e \omega^2 r e^5 \end{matrix} \quad \text{moltiplico e divido per } \frac{1}{2} e U^2 \pi$$

$$T = T_0 \omega^2 r e^4 \frac{\frac{1}{2} e U^2 \pi}{\frac{1}{2} e U^2 \pi} = \frac{1}{2} e U^2 \pi \left(\frac{T_0 \omega^2 r e^4}{\frac{1}{2} e U^2 \pi} \right) \quad \text{ricordo } f = \frac{v}{\omega r e}$$

$$\text{allora } T = \frac{1}{2} e U^2 \pi \cdot \frac{2T}{\pi} \cdot r e^2 \cdot \frac{1}{f^2} \quad \text{Definisco } C_T = \frac{2T}{\pi f^2}$$

$$\text{allora } \underline{T = \frac{1}{2} e U^2 C_T \cdot \pi r e^2 = \frac{1}{2} e U^2 C_T S_{el}} \quad \text{elica}$$

$$\text{analogamente, definendo } C_k = \frac{2k}{\pi f^2}, \quad \underline{C = \frac{1}{2} e U^2 C_k r e S_{el}} \quad \text{elica}$$

Teoria di Rankine-Froude

$$\begin{matrix} T = \dot{m} \Delta v & \rightarrow & U_0 = \frac{1}{2} U_{0a} \\ & & U_0 = -\frac{v}{2} \pm \sqrt{\frac{v^2}{4} + \frac{T}{2Ae}} \end{matrix}$$

prendo un tubo di flusso

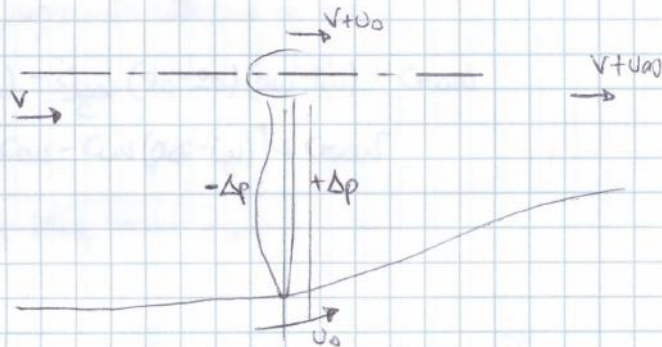
Suppongo che la distribuzione di v sia costante.

Allora

$$T = \dot{m} \Delta v = S_{el} \rho \cdot v_{veloc} \cdot (v_f - v_i)$$

$$T = S_{el} \rho (v + u_0) (v + u_{0a} - v)$$

$$T = S_{el} \rho (v + u_0) u_{0a}$$



Uguaglio la variazione di energia cinetica $\frac{\Delta E}{t}$ e di quella del lavoro elico $\frac{\Delta \mathcal{L}}{t}$

$$\frac{\Delta E}{t} = \frac{T \Delta v}{t} = \frac{1}{2} S_{el} \rho (v + u_0) (v_f^2 - v_i^2) = \frac{1}{2} S_{el} \rho (v + u_0) (v^2 + 2v u_{0a} + u_{0a}^2 - v^2) = \frac{1}{2} S_{el} \rho (v + u_0) (2v u_{0a} + u_{0a}^2)$$

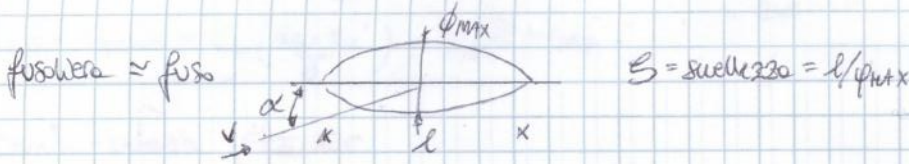
$$\frac{\Delta \mathcal{L}}{t} = \frac{T v_{veloc}}{t} = T (v + u_0) = S_{el} \rho (v + u_0)^2 u_{0a} \quad \downarrow \text{uguaglio} \Rightarrow (v + u_0) u_{0a} = \frac{1}{2} (2v u_{0a} + u_{0a}^2)$$

$$\Rightarrow v \cdot u_{0a} + u_0 u_{0a} = v u_{0a} + \frac{u_{0a}^2}{2} \Rightarrow u_0 = \frac{u_{0a}}{2}$$

$$\text{Applicando solo froude ottengo la velocità al disco elico a punto fisso } u_0 = -\frac{v}{2} \pm \sqrt{\frac{v^2}{4} + \frac{T_f}{2Ae}}$$

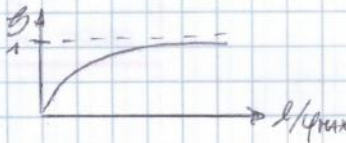
Aggiunta della fusoliera

$S = l/\phi_{max}$
 Hf Relazione di Munch \rightarrow Variazione 4 parametri
 Nuovo Circolo



il momento focale vale $Hf = \frac{1}{2} \rho v^2 (1-S) V_{ol} \cdot \sin 2\alpha$ (Relazione di Munch)

quindi $C_{Hf} = \frac{Hf}{\frac{1}{2} \rho v^2 (1-S) V_{ol} \cdot \sin 2\alpha}$



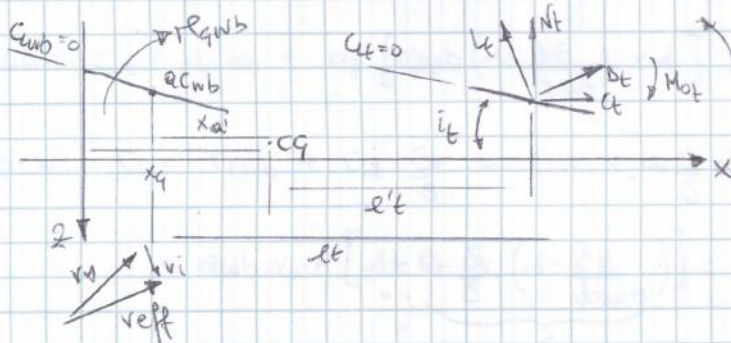
d'aggiunta della fusoliera fa

- 1) avanzare di poco il fuoco $x_{a'} < x_a$
- 2) aumento in modulo il coefficiente di momento $|C_{mwb}| > |C_{mow}|$
- 3) aumento un po' la portanza e quindi il coefficiente $a_{wb} > a_w$
- 4) riduce l'assetto $\alpha_{wb} < \alpha_w$

quindi $C_{mwb} = C_{mow} + a_{wb} a_{wb} \frac{x_a - x_{a'}}{c}$

Aggiunta dell'impennaggio orizzontale (CODA)

Disegno condizionale aerodinamica \rightarrow Rapporti volumetrici di coda
 Calcolo del momento che contribuisce C_{mwb} C_{mgt}



il momento che equilibra M_{gwb} è M_{gt}

$M_{gt} = -N_t \cdot l'_t \approx L_t \cdot l'_t$

Se $m_t = \frac{V_{eff}^2}{V_{ref}^2}$

Adora $C_{mgt} = \frac{M_{gt}}{\frac{1}{2} \rho v_{ref}^2 S c} = \frac{-L_t l'_t}{\frac{1}{2} \rho v_{ref}^2 S c} = -C_{ltis} \cdot l'_t S_t m_t \frac{(1/2 \rho v_{ref}^2)}{1/2 \rho v_{ref}^2 S c} = -C_{ltis} \frac{l'_t S_t}{S c} m_t$

Definisco $\bar{V}' = \frac{S_t l'_t}{S c}$ e $\bar{V} = \frac{S_t l_t}{S c} \Rightarrow C_{mgt} = -C_{ltis} m_t \cdot \bar{V}' = -a_{tis} m_t \bar{V}'$

Definisco i coefficienti angolari di portanza $C_{ltis} = a_{tis} \cdot \alpha_t$ \rightarrow ma quindi $a_t = a_{tis} \cdot m_t$
 $C_{lt} = a_t \cdot \alpha_t$

$\Rightarrow C_{mgt} = -a_t \cdot m_t \bar{V}' = -C_{lt} \bar{V}'$ sostituendo $x_t = l'_t + x_q - x_{a'}$ in \bar{V}

EQUILIBRIO PER DIVERSI α eq - Variare il C_{ro} o il C_{ra} con $\alpha=0$

$C_L = a_{wb} d_{wb} [1+F] - a_t \frac{S_t i}{S}$	→	NUOVO C_{ro} NUOVO C_{ra} ++ C_{ro} & C_{ra}
$C_{ra} = C_{rowb} + C_L \left(\frac{x_q - x_{q'}}{c} \right) - C_{tV} \bar{V} + C_{rp}$		

Partiamo ad $\alpha=0$ ($L=0, C_L=0$)

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

$$\hookrightarrow d_{wb} = \frac{a_t \frac{S_t i}{S}}{a_{wb} (1+F)} \Rightarrow d_{wb} = \frac{a_t}{a} \frac{S_t i}{S}$$

per quanto riguarda il C_{ra}

$$\begin{aligned} C_{ra} &= C_{rowb} + C_L \left(\frac{x_q - x_{q'}}{c} \right) - C_{tV} \bar{V} + C_{rp} \quad \text{esplicito } C_L \\ &= C_{rowb} + C_L \left(\frac{x_q - x_{q'}}{c} \right) - a_t \left[d_{wb} \left(1 - \frac{\partial E}{\partial d_{wb}} \right) - i \right] \bar{V} + C_{rp} \quad \text{sostituisco } d_{wb} \\ &= C_{rowb} + C_L \left(\frac{x_q - x_{q'}}{c} \right) - a_t \bar{V} \left[\left(\alpha + \frac{a_t}{a} \frac{S_t i}{S} \right) \left(1 - \frac{\partial E}{\partial d_{wb}} \right) - i \right] + C_{rp} \end{aligned}$$

esplicitando tutto

$$C_{ra} = C_{rowb} + a_t \frac{x_q - x_{q'}}{c} - a_t \bar{V} \alpha \left(1 - \frac{\partial E}{\partial d_{wb}} \right) + a_t \bar{V} i - \frac{a_t^2 \bar{V} S_t i}{a S} \left(1 - \frac{\partial E}{\partial d_{wb}} \right) + \frac{a_t^2 \bar{V} S_t i^2}{a S} + C_{rp}$$

Poiché so che $C_{ra} = C_{ro} + C_{ra} \cdot \alpha$ raccolgo in C_{ro} tutti i termini con $\alpha=0$

$$C_{ro} = C_{rowb} + \frac{a_t \bar{V} i}{1+F} + C_{rp}$$

$$C_{ra} = a \left[\frac{x_q - x_{q'}}{c} - \frac{a_t \bar{V}}{a} \left(1 - \frac{\partial E}{\partial d_{wb}} \right) + \frac{1}{a} \frac{\partial C_{rp}}{\partial \alpha} \right]$$

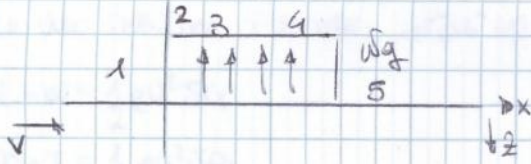
posso modificare il C_{ro} ?

- 1) $C_{ro}' = cost + C_{rowb}'$ con elenchi
- 2) $C_{ro}' = cost + \frac{a_t \bar{V}}{1+F} (i')$ con colettamento della coda
- 3) $C_{ro}' = cost + C_{rp}$ con variazione della spinta

$$C_{ra}' = cost \text{ con } x_{q'} \text{ diversi} \quad \text{varia la posizione del baricentro}$$

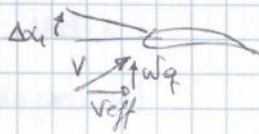
Raffica verticale istantanea - lineare

Grafico variazioni di assetto $\rightarrow n_{max}$



1) siamo in volo rettilineo uniforme e $W=L$ siamo in equilibrio
 $M_G=0$

2) incontro raffica



bruscamente dallo 0 l'incidenza di un angolo $\Delta\alpha_1$. Poiché piccolo, posso scrivere $\Delta\alpha_1 \approx \frac{wg}{v}$

3) nella raffica mi stabilizzo

riduco del poco l'angolo portandolo a un $\Delta\alpha_2 < \Delta\alpha_1$ fino a 4)

4) dopo 3) sono nuovamente stabile e salgo con $w' = wg$. L'assetto è lo stesso di 1)

5) 6) si ripete al contrario 2) 3)

quando trabo $\Delta\alpha_1 \approx \frac{wg}{v}$ si sviluppa un'accelerazione $a_n = \frac{\Delta L}{W/g} = \frac{1/2 \rho v^2 S C_{D\alpha} \Delta\alpha}{W/g}$

$a_{n, max}$ si ha nell'istante brusco 2)

$$a_{n, max} = g \cdot \frac{C_{D\alpha} \cdot wg \cdot v}{2W/S} \quad \text{sostituendo } \Delta\alpha_1 = \frac{wg}{v}$$

il fattore di contingenza massimo è $n_{max} = \frac{L+\Delta L}{W} = 1 + \frac{\Delta L}{W} = 1 + \frac{a_n}{g} = 1 + \frac{1}{2} \frac{\rho C_{D\alpha} wg v}{2(W/S)}$

in generale, invece, per $\alpha < \Delta\alpha < \Delta\alpha_1$

$$F = \Delta L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{D\alpha} (\Delta\alpha) = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{D\alpha} (\Delta\alpha_1 - \Delta\alpha_2) = \frac{W}{g} \cdot \dot{\alpha}$$

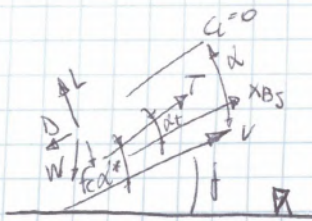
introduco $\frac{1}{h} = \frac{\rho C_{D\alpha}}{2W/S}$, allora posso scrivere un'equazione differenziale le

$$\text{cui soluzione è } n_{max} = 1 \pm \frac{wg v}{gh} e^{-x/h} = 1 \pm \frac{\rho C_{D\alpha} wg v}{2W/S} e^{-x/h}$$

Per la lineare l'equazione differenziale cambia. Posso introdurre un fattore di attenuazione

$$F = \frac{h}{H} (1 - e^{-x/h}) \text{ affinché } n_{max} = 1 \pm \frac{\rho C_{D\alpha} wg v}{2W/S} F$$

VOLO NON UNIFORME NEL PIANO DI SIMMETRIA



equilibrio ($\sum F_c$)

$$\begin{cases} \uparrow = L + T \sin \alpha^* = W \cos \beta + f_c & \alpha^* \text{ piccolo} \rightarrow \sin \alpha^* \approx 0 \\ \rightarrow = T \cos \alpha^* = D + W \sin \beta + f_x \end{cases}$$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{W \cos \beta + f_c}{W} = \cos \beta + \frac{f_c}{W} = \cos \beta + \frac{m \cdot V^2}{W \cdot R} = \cos \beta + \frac{V^2}{gR}$$

$$R? \quad L = W + f_c = W + \frac{WV^2}{gR} \rightarrow R = \frac{(W/g)V^2}{L-W}$$

$$R_{\text{min}}? \quad n = \frac{L}{W} \rightarrow n_{\text{max}} = \frac{L_{\text{max}}}{W} = \frac{C_{L_{\text{max}}} V_{\text{max}}^2 S_e}{2W} \rightarrow V_{\text{max}}^2 = \frac{n^2 W / S}{C_{L_{\text{max}}}} = k \cdot n$$

$$R \text{ dunque da } n_{\text{max}} = 1 + \frac{V^2}{gR} \rightarrow R = \frac{V^2/g}{n-1} = \frac{k n}{g(n-1)}$$

$$R_{\text{min}} \lim_{n \rightarrow \infty} \frac{k n}{g(n-1)} = \frac{k}{g}$$