NUMERO: 585

DATA: 17/07/2013

APPUNTI

STUDENTE: Rinaldi

MATERIA: Fondamenti di Meccanica del Volo
Prof. Gili

① ATMOSFERA → ATM. TERRESTRE
ATM. STANDARD
GRAD. TERMICO VERTICALE
ATM. REALE

VELOCITÀ → PITOT - ANEMOMETRO
VARIOMETRO ALTIMETRO

② EQ. DEL MOTO → POLARE
→ EFF.

④ VOLO LIBRATO
⑤ SISTEMI PROPULSIVI
⑥ TRAZIONE e POTENZA NECESSARIA AL VOLO
⑦ PRESTAZIONI IN CROCIERA → TURBOGETTO
⑧ PRESTAZIONI IN SALITA → TURBOGETTO
⑨ PRESTAZIONI IN CROCIERA → MOTOELICA
⑩ PRESTAZIONI IN SALITA → MOTOELICA
⑫ LA VIRATA CORRETTA → TURBOGETTO
⑭ STAB. STATICA e EQUILIBRIO LONGITUDINALE

SCHEDA INSEGNAMENTO

ANNO ACCADEMICO di riferimento (a cura di GESD) (istituito per la prima volta nell'A.A 2012-2013)
TITOLO DELL'INSEGNAMENTO: Introduzione alla Meccanica del Volo
CORSI DI LAUREA in cui l'insegnamento è offerto (a cura di GESD)
CODICE INSEGNAMENTO (a cura di GESD)
CREDITI (a cura di GESD)
SETTORE SCIENTIFICO DISCIPLINARE (a cura di GESD)
PERIODO DIDATTICO (a cura di GESD)
Insegnamento erogato in lingua: (a cura di GESD)

Tabella: recante la struttura del modulo, sulla base di informazioni fornite da CAF/Presidenze, con indicazione della stabilità dell'incarico (a cura di GESD);
propedeutici / precedenze / esclusioni (già presenti e a cura di GESD)

PRESENTAZIONE sintetica (sotto la responsabilità del Referente del CdS)
Nell'ambito di questo insegnamento si introducono sinteticamente le procedure per la valutazione delle prestazioni dei velivoli durante le fasi di volo librato e propulso (motoelica e turbogetto). Successivamente vengono illustrate le basi per lo studio analitico degli stati di equilibrio del velivolo. Il corso intende inoltre fornire allo studente i principi della dinamica del volo, partendo dall'estensione e dall'approfondimento dei concetti di base della meccanica del volo. In particolare, oltre all'analisi di stabilità, vengono presentate le problematiche inerenti la valutazione delle qualità di volo di un aeromobile in base alla normativa vigente. Infine vengono trattati i fondamenti della meccanica del volo dell'elicottero.

CONOSCENZE E ABILITÀ' DA ACQUISIRE (sotto la responsabilità del Referente del CdS)
L'obiettivo del corso è quello di fornire all'allievo le competenze di base della meccanica del volo atmosferico.
Al termine dell'insegnamento si richiede allo studente di:

- saper stimare le prestazioni di un aeromobile ad ala fissa e rotante;
- conoscere gli strumenti di analisi del comportamento del velivolo nelle condizioni di equilibrio e nel volo manovrato;
- comprendere i requisiti prescritti dalla normativa per la valutazione delle qualità di volo.

Ai fini dell'autonomia di giudizio e della capacità di comunicazione tecnica, si verificherà che lo studente abbia acquisito:

- la capacità di valutare numericamente un problema di tipo ingegneristico;
- la capacità di prendere una motivata decisione progettuale in presenza di requisiti progettuali;
- la capacità di stimare rapidamente gli ordini di grandezza dei valori numerici che ragionevolmente l'ingegnere si deve attendere nei principali casi di riferimento della materia;
- la conoscenza della terminologia internazionale di base in campo aeronautico.

Queste capacità dovranno essere acquisite attraverso lo studio di alcuni problemi, indicati nel Programma, che vengono proposti in quanto esemplari, ovvero rilevanti per le applicazioni tecniche e adatti a introdurre la gamma di metodi che nel complesso l'ingegnere aerospaziale deve conoscere.

PREREQUISITI (sotto la responsabilità del Referente del CdS)
L'allievo che accede a questo insegnamento deve conoscere gli strumenti di base del calcolo differenziale e integrale, della geometria analitica nel piano e nello spazio. È' utile inoltre che l'allievo disponga delle nozioni di base sull'algebra delle matrici. È' infine auspicabile la comprensione della lingua inglese parlata e scritta.

PROGRAMMA (a cura del Docente dell'Insegnamento; a cura del coordinatore della disciplina in caso di insegnamenti comuni/coordinati)
Il programma del corso intende affrontare i seguenti argomenti per i quali le ore computate sono comprensive delle esercitazioni:

- ① L'atmosfera di riferimento (3 ore): L'atmosfera reale, curve di stato. L'Atmosfera Tipo Internazionale (ISA). I vari tipi di quote, la riduzione alla quota standard.
- ② La misura della velocità (1.5 ore): Il tubo di pitot, flusso compressibile e incompressibile. Il numero di Mach, regime supersonico. Velocità rispetto all'aria, velocità calibrata, equivalente e vera.
- ③ Richiami di aerodinamica (1.5 ore): Resistenza d'attrito e di scia. La polare del profilo e dell'ala, effetto dell'ipersostentazione, della curvatura del profilo e delle superfici mobili al bordo di fuga. La resistenza d'interferenza, dalla polare dell'ala a quella del velivolo.
- ④ Volo librato (3 ore): regimi di volo di massima distanza percorsa e massima durata di volo con e senza vento.
- Generalità sui sistemi propulsivi (3 ore): Turbogetto, turbofan, motoelica e turboelica.
- L'elica (4.5 ore): Principio di funzionamento, prestazioni, caratteristiche geometrico-costruttive, regolazione del passo ed impianti correlati.
- Utilizzo operativo dei sistemi propulsivi di interesse aeronautico (3 ore): Accensione e strumentazione di bordo.
- Le prestazioni del velivolo (4.5 ore): Spinta e potenza necessarie per il volo orizzontale. I regimi di salita. Inviluppo di volo. Decollo e atterraggio. Autonomie orarie e chilometriche per velivolo turbogetto e motoelica.
- Equilibrio e stabilità statica longitudinale a comandi bloccati (7.5 ore): Condizioni di stabilità statica longitudinale. Equazione di equilibrio di momento, contributo delle varie parti del velivolo. Punto neutro del velivolo. Modi per realizzare l'equilibrio longitudinale del velivolo. Angolo dell'equilibratore necessario all'equilibrio longitudinale. Determinazione sperimentale della posizione del punto neutro del velivolo. Posizione limite anteriore del baricentro. Escursione necessaria dell'angolo dell'equilibratore. Requisiti relativi del comando longitudinale.
- Equilibrio e stabilità statica longitudinale a comandi liberi (6 ore): Punto neutro del velivolo a comandi liberi. Margine statico a comandi liberi e bloccati. Aletta correttrice. Determinazione sperimentale del punto neutro del velivolo a comandi liberi. Aletta compensatrice e compensazione aerodinamica. Sforzo di barra e condizioni di trim. Requisiti relativi del comando longitudinale.

- ATMOSFERA ①
- LE QUOTE ③
- CARATTERISTICHE FISICHE DELL'ARIA ④
- QUOTE BAROMETRICHE e ERRORI QNE e ZREALE ⑧

$\boxed{\gamma'}$ = PESO SPECIFICO $\left[kg/m^3 \right]$

$\frac{\cancel{\gamma}}{\cancel{\gamma'}} = \frac{M}{M'}$ dalla legge di Avogadro $\Rightarrow$ 1 mole a p_0 e T_0 occupa $\underline{V_0 = 22,415} \ \frac{m^3}{mole}$

$p_0 = 1$ ATM

$T_0 = 0°C$

Se prendo 28 kg di AZOTO in condizioni standard T_0 e p_0 ESSO occupa 22,415 m^3. $\Rightarrow$ Qualsiasi gas perfetto, noto il suo peso molecolare, mi permette di calcolarne il volume occupato.

$\boxed{v_0}$ = VOLUME SPECIFICO $\left[\frac{m^3}{kg} \right] = \frac{V_0}{M}$

V_0 ← $m^3/mole$

M ← kg/mole

$\gamma_{0_{ARIA}} = \frac{M}{V_0} = \frac{29}{22,415} = 1,29 \ \frac{kg}{m^3}$ ← ARIA NELLE CONDIZIONI ZERO PESA 1,29 kg A METROCUBO!!

- LEGGE di BOYLE - MARIOTTE → ISOTERMICA → In condizioni di T = costante la p di un gas perfetto è $\propto \frac{1}{V}$

$\boxed{t = cost} \Rightarrow \boxed{pV = p_0 V_0 = cost}$

$\frac{p}{\gamma} = \frac{p_0}{\gamma_0} = cost.$

- EQ. STATO dei GAS PERFETTI : $pV = RT$ $\xrightarrow{} vM$

$$\boxed{p v = \frac{R}{M} T}$$

$\underset{K}{\textcircled{T}} = (\underset{C°}{t} + 273,15) K$ (T = TEMP. ASSOLUTA

R = COSTANTE dei gas PERFETTI $\left[\frac{kg \ m}{Mole \ °K} \right]$

$\textcircled{R} = \frac{p_0 V_0}{T_0} = 847,8 \ \frac{Kg \ m}{Mole \ °K}$

- L'ADIABATICA : → VALE XCHÉ I GAS CHE COMPONGONO L'ATMOSFERA SONO LONTANI DALLE CONDIZIONI CRITICHE.

$\boxed{p v^k = p_0 v_0^k}$

$\boxed{k = \frac{c_p}{c_v}}$

c_p ← CALORE SPECIFICO MOLARE A PRESS. COST

c_v ← C. S. M A VOLUME COSTANTE

$\left\{ \begin{array}{ll} \textcircled{k} = 1,66 & \text{MONOATOMICI} \\ \textcircled{k} = 1,4 & \text{BIATOMICI } (\simeq \text{ARIA}) \\ \textcircled{k} = 1,33 & \text{TRI e POLIATOMICI} \end{array} \right\}$ k dipende dal gas! (k è minuscolo!!)

- POLITROPICHE : $\boxed{p v^m = p_0 v_0^m}$

m ci dice quanto la nostra trasf. passa da isotermica m = 1 a adiabatica m = k.

↓

LA LEGGE della politropica vale x trasformazioni reversibili x gas perfetti e reali!

m = ESPONENTE (o NUMERO) CARATTERISTICO DELLA POLITROPICA

②

$$\boxed{z_{finale}} = z = \boxed{\underset{\uparrow \text{ inizio}}{z_0} + \underbrace{\Sigma \Delta z_m}_{\text{somma degli incrementi di quota.}}}$$

QUOTA VERA
RAGGIUNTA
DAL VELIVOLO

• CARATTERISTICHE FISICHE DELL'ARIA

Iniziamo a parlare di ATMOSFERA REALE e delle CURVE di STATO (che ci danno l'andamento di p e T ← IN PARTICOLARE in funzione della quota).

→ PESO PER UNITÀ di VOLUME

γ = PESO SPECIFICO ARIA $[kg/m^3]$ o $[N/m^3]$

ρ = DENSITÀ cioè la massa $\left[\frac{kg\, s^2}{m^4}\right] = \left[\frac{\overset{\text{CHILOGRAMMO MASSA}}{kg_m}}{m^3}\right] = \left[\left(kg_m \cdot \frac{m}{s^2}\right) \cdot \frac{s^2}{m} \frac{1}{m^3}\right] =$

MASSA PER UNITÀ di VOLUME

SISTEMA TECNICO

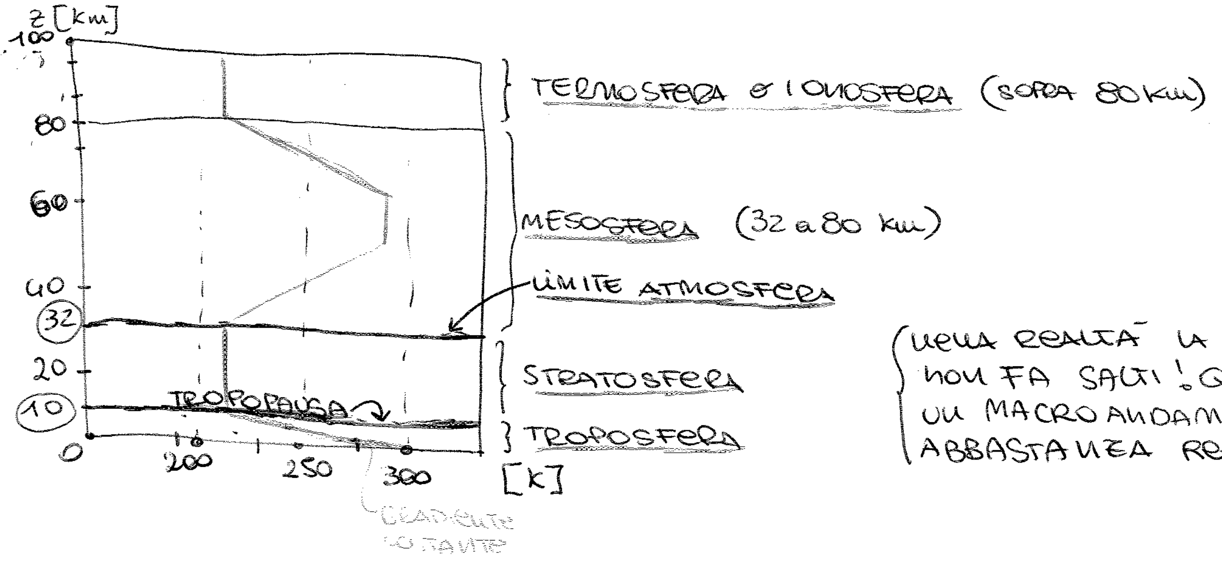
$= \left[\frac{N\, s^2}{m^4}\right]$ ← SISTEMA INTERNAZIONALE

(kg) = CHILOGRAMMO PESO o FORZA

(kg_m) = CHILOGRAMMO MASSA
↳ che poi sono nel SI quelli che chiamo k

Se scrivo $L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S = [N]$

NELL'ATMOSFERA REALE



NELLA REALTÀ LA NATURA NON FA SALTI! QUESTO È UN MACRO ANDAMENTO ABBASTANZA REALISTICO

—— = MACRO ANDAMENTO DELLE TEMPERATURE

LA TROPOPAUSA DIVIDE LA TROPOSFERA DALLA STRATOSFERA.
NELLA MECCANICA DEL VOLO CHE ANALIZZEREMO NON SUPEREREMO IL LIMITE DELL'ATMOSFERA (32 km).

$$\boxed{\frac{dp}{p}} = -\frac{\mathcal{M}}{R}\frac{dz}{T_0 - hz} = -\frac{\mathcal{M}}{hR}\frac{d(hz)}{T_0 - hz} = \boxed{\frac{\mathcal{M}}{hR}\frac{d(T_0 - hz)}{(T_0 - hz)}} \qquad (dT_0 = 0)$$

INTEGRO

TUTTO CIÒ CHE È COSTANTE

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

$$m = \frac{\mathcal{M}}{hR} \quad (\text{ADIMENSIONALE})$$

NEL CASO DELL'ARIA $\boxed{m} = \dfrac{29}{0{,}0065 \cdot 8G8} = 5{,}256$

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

(sapendo che $T = T_0 - hz$)

QUESTA È UNA POLITROPICA ~~PERCHÉ~~ DIVENTA

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

$m = \dfrac{n}{n-1} \overset{\text{da cui ho}}{\Rightarrow} \boxed{n} = \dfrac{m}{m-1} = 1{,}235$

$1 < n < K$

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{p}{p_0}\frac{T_0}{T} \Rightarrow \boxed{\frac{\gamma}{\gamma_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^m \frac{T_0}{T} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{m-1}}$$

dove $(m-1) = 4{,}2561$

06-03-2013

$$\left.\begin{aligned} p &= \gamma \frac{R}{\mathcal{M}} T \\ p_0 &= \gamma_0 \frac{R}{\mathcal{M}} T_0 \end{aligned}\right\} \Rightarrow \frac{p}{p_0} = \frac{\gamma}{\gamma_0}\frac{T}{T_0} \Rightarrow \boxed{\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{p}{p_0}\frac{T_0}{T}}$$

È IMPORTANTE X CALCOLARE LA γ ALLA GENERICA QUOTA.

ALLA GENERICA QUOTA

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

ALLA QUOTA DI RIFERIMENTO

Riepiloghiamo quelle che sono le caratteristiche dell'atmosfera:

- NELLA TROPOSFERA:

$\boxed{p_0} = 760 \text{ mm Hg} = 101\,325 \text{ Pa}$

$\boxed{\gamma_0} = 12{,}027 \dfrac{N}{m^3}$

CHILOGRAMMI MASSA

$\boxed{\rho_0} = \dfrac{\gamma_0}{g} = 1{,}226 \dfrac{kg_m}{m^3} = 1{,}226 \dfrac{N s^2}{m^4}$

ACC. GRAVITÀ

$\boxed{T_0} = 288 K \simeq 15°C$

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

LEGGE di HALLEY

↳ LEGA PRESSIONE e QUOTA NELLA STRATOSFERA !!

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

con queste relazioni mi costruisco la tabella dell'ARIA TIPO, cioè quella che in funzione della quota mi danno tutte le caratteristiche dell'aria.

- VISCOSITÀ CINEMATICA e DINAMICA

$$\mu \xleftarrow{} \text{DINAMICA} \quad [Kg/(m\,s)]$$

⇑

DALLA LEGGE di NEWTON: $\tau = \mu \frac{dv}{dn}$

← FORZA TANGENZIALE × UNITÀ di SUPERFICIE CHE SI SCAMBIANO CORPO E FLUIDO

CINEMATICA

$$\boxed{\nu = \frac{\mu}{\rho}} \quad \left[\frac{m^2}{s}\right]$$

LA VISCOSITÀ COSTITUISCE LA MISURA DELL'ATTRITO CHE SI OPPONE ALLO SCORRIMENTO TRA DUE STRATI CONTIGUI DI FLUIDO.

- NUMERO REYNOLDS

$$\boxed{Re = \frac{\rho V e}{\mu} = \frac{V e}{\nu}}$$

IL Re È UN PARAMETRO UTILIZZATO × STABILIRE LE CONDIZIONI di SIMILITUDINE.

se = SEE LEVEL ⇒ z = 0

e = lunghezza di RIFERIMENTO è in GENERE LA CORDA MEDIA AERODINAMICA DELL'ALA

• QUOTE BAROMETRICHE

L'altimetro presente sul velivolo è un barometro che misura la pressioni. (↑ ATMOSFERICA)
Quelle che abbiamo sul velivolo sono le quote barometriche.
A noi non interessa avere l'indicazione di quota vera, ma ci bastano le quote barometriche.
L'altimetro sente una pressione e ci restituisce la QNE che ci fornisce le quote in piedi. (BAROMETRICA)
c'è una $p_0 = 760$ mm Hg ⇒ è a questa pressione che l'altimetro segue quota ZERO in seguito segue la CURVA di STATO che coincide con la CURVA ISA.
le differenze di quote tra vera e barometrica dipende dalla diversità dell'andamento di p e T rispetto agli andamenti STANDARD.

– ERRORI TRA QNE e ZVERE

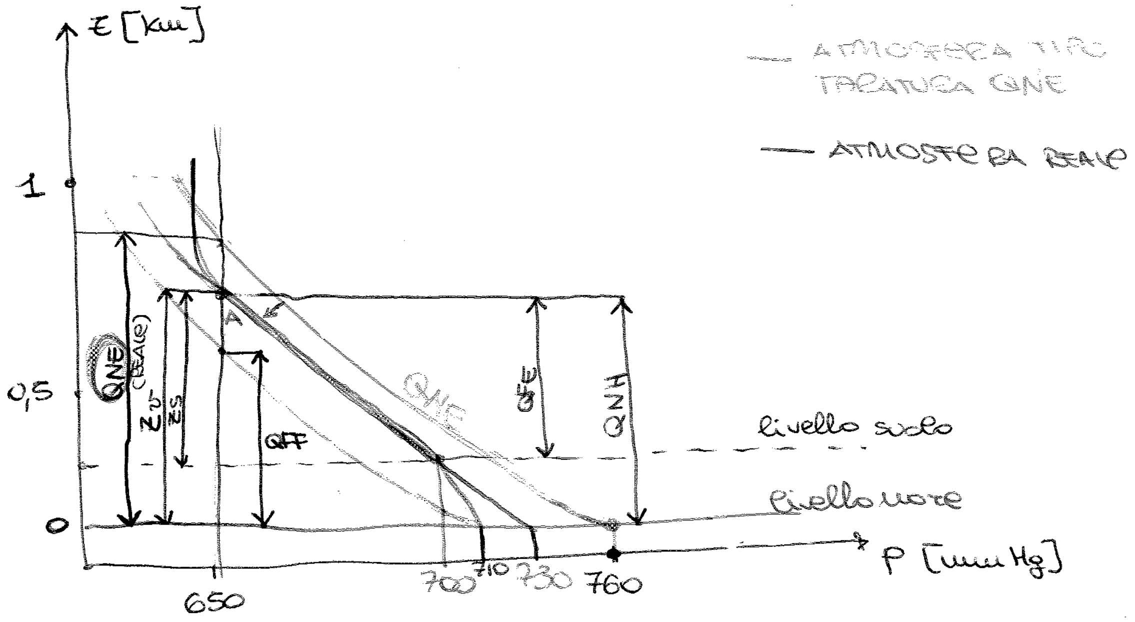
se a quota zero ho $p_0' = p_0 \pm 20$ mm Hg

VARIAZIONE

07-03-2013

Stiamo parlando di errori nel calcolo delle pressioni calcolate con la legge di variazione standard ISA, rispetto a quelle reali.

PRENDIAMO UN PEZZO di QUOTE DEL GRAFICO PRECEDENTE:



— TRASLAZIONE la — NEL PUNTO Ⓐ
TARATURA QFE e QNH
↑ RISPETTO AL SUOLO!
↑ RISPETTO AL LIVELLO DEL MARE!

z_v = QUOTA REALE
z_s = " AL SUOLO
QNE = QUOTA BAROMETRICA

L'ALTIMETRO CON TARATURA QFE MI PORTA A QUOTA ZERO AL SUOLO
LA QNH MI SEGNA ZERO AL LIVELLO DEL MARE.

Se taro l'altimetro a 700 mmHg → "0" al suolo → QFE
a 730 mmHg → "0" al livello del MARE → QNH

ESISTE UN'ALTRA TARATURA — CHE PREVEDE CHE SUPERATO IL LIVELLO DEL SUOLO SEGUA UNA LEGGE DIVERSA ⇒ TARATURA QFF

a 710 mmHg → "0" al livello del mare → QFF

- Al decollo / ATTERRAGGIO uso la TARATURA QFE!
- Durante le fasi di volo uso la TARATURA QNE!

TRA ISA E REALE LE CURVE di STATO SONO TENDENZIALMENTE ≠ DA QUELLE ISA.

$p = p(z)$ $t = t(z) \neq \text{ISA}$

l'ANEMOMETRO o TUBO di PITOT ci permette di calcolare la PRESSIONE dinamica $\frac{1}{2}\rho V^2$.

Ma quale ρ dovremo usare?

$\textcircled{V}$
LA TAS = TRUE AIR SPEED = VELOCITÀ VERA RISPETTO ALL'ARIA

$\textcircled{V_{eq}}$
EAS = EQUIVALENT AIR SPEED = " " RIFERITA ALLA DENSITÀ AL LIVELLO DEL MARE!

$$\overset{\text{DINAM.}}{q} = \overset{\text{TOT}}{P_t} - \overset{\text{STATICA}}{P_0} = \frac{1}{2}\rho\,(TAS)^2 = \frac{1}{2}\rho_0\,(EAS)^2 = \frac{1}{2}\rho_0\,V_{eq}^2$$

IAS = INDICATED AIR SPEED = VELOCITÀ RISPETTO ALL'ARIA CALCOLANDO IL DIFFERENZIALE Δp RIFERITA ALLA DENSITÀ AL LIVELLO DEL MARE A MENO DELL'ERRORE SPERIMENTALE $(\Delta V$ ERRORE di POSIZIONE DELLE PRESE STATICHE (ΔV_p) E ERRORI DOVUTI AGLI EFFETTI DI COMPRESSIBILI (ΔV_c)

$$IAS \equiv EAS \hookrightarrow \begin{cases} \Delta V_1 = 0 \\ \Delta V_p = 0 \\ \Delta V_c = 0 \end{cases}$$

Il tubo di pitot è posizionato sul velivolo in modo che questi errori siano ridotti. Ciò è complicato dal fatto che gli errori sono dipendenti dalla configurazione di volo (ΔV_p).

Supponendo che la comprimibilità sia trascurabile se $M<0{,}5$

In caso contrario bisogna tenerne conto! $\Rightarrow (\rho \neq \text{cost})$

① → LA VELOCITÀ DEL FLUSSO SI È ARRESTATO NEL TUBO DI PITOT CON UNA TRASFORMAZIONE ISOENTROPICA E ADIABATICA.

② → P_T deve essere reale

③ → P_a " " "

④ → ρ " " " → DELL'ARIA INDISTURBATA

⑤ → ρ sia costante con la VELOCITÀ.

Quella calcolata nella NOMENCLATURA CORRENTE È LA TRUE-AIR-SPEED $= V_t =$ TAS $\Rightarrow$ * $\boxed{V_t = \sqrt{\frac{2q}{\underset{\rho_a}{\uparrow}\rho}}}$ (1')

C'È BISOGNO CHE:

$q = P_T - P_a$ e CHE $\rho = \rho_a$! QUESTO L'ANEMOMETRO NON LO FA DIRETTAMENTE!

MOLTIPLICO E DIVIDO PER ρ_0:

VELOCITÀ EQUIVALENTE

$$V_t = \sqrt{\frac{2q}{\rho_a}\cdot\frac{\rho_0}{\rho_0}} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}}\cdot\frac{1}{\sqrt{\delta}} = V_{eq}\frac{1}{\sqrt{\delta}}$$

con $\boxed{\delta = \frac{\rho_a}{\rho_0}}$ (CHE SUL LIBRO DI GULIERI È CHIAMATO σ)

$$\boxed{V_t = V_{eq}\frac{1}{\sqrt{\delta}}} \Rightarrow V_{eq} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}} = V_t\sqrt{\delta}$$

SIAMO ANCORA NEL CASO DI FLUSSO INCOMPRESSIBILE!

\# Consideriamo ora il FLUSSO COMPRESSIBILE

Andiamo a integrare nuovamente l'eq. n° (1) di EULERO tenendo però conto che la pressione d'ARRESTO, sempre generata da una compressione ISENTROPICA, non considero più ρ=cost. Andiamo comunque a ipotizzare un arresto adiabatico e isentropico!!

$\Rightarrow \boxed{\frac{P}{\rho^k} = cost}$ (2) dove $k = \frac{c_p}{c_v} = 1,4$ → È BIATOMICA L'ARIA!

OTTENIAMO L'EQ. DI BERNOULLI x FLUIDI INCOMPRIMIBILI:

* IL NUMERO di MACH *

E' definito come: $$M = \frac{V_t}{\underset{\text{VELOCITÀ DEL SUONO}}{c}}$$

$$c = \sqrt{k R^* \underset{\text{AMBIENTE}}{T_a}} \quad \text{dove} \quad R^* = \frac{\overset{\to \text{costante dei gas perfetti}}{R}}{\underset{\to \text{peso mol}}{\mathcal{M}}}$$

EQ. GAS PERFETTI INFATTI $$\frac{p}{\rho} = R^* T = \frac{R}{\mathcal{M}} \overset{\text{uso il sistema tecnico}}{g} T$$

$$R^* \to 287 \frac{m^2}{s^2 \cdot K^\circ} \leftarrow \left(\frac{848}{29} \cdot 9{,}81 = 287 \right)$$

$$\frac{R}{\mathcal{M}} g \to \frac{kg \cdot m}{Mole \cdot K^\circ} \cdot \frac{Mole}{kg} \cdot \frac{m}{s^2}$$

or POICHÉ c d SOLO DALLA TEMPERATURA:

$$\Rightarrow c = c_0 \cdot \sqrt{\frac{T_a}{T_0}} = \frac{c_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{T_a} \Rightarrow M = \text{costante} \cdot \frac{V_t}{\sqrt{T_a}}$$

dove $$\text{costante} = \frac{\sqrt{T_0}}{c_0} = \frac{\sqrt{288}}{340{,}5} = 0{,}05 \Rightarrow \boxed{M = 0{,}05 \frac{V_t}{\sqrt{T_a}}}$$

NELLA PRATICA NON SI FA USO DI QSTA EQUAZIONE XCHÉ LA MISURA DELLA TEMPERATURA È IN GENERE AFFETTA DA ERRORE E NOI NON VOGLIAMO AVERE UN M ERRATO! CERCHIAMO ALTRI MODI X CALCOLARLO!

* SUBSONICO *

SE ANDIAMO A SOSTITUIRE:

$$\frac{p}{\rho} = R^* T \quad \text{NELLA RELAZIONE} \quad M = \frac{V_t}{\sqrt{k R^* T_a}}$$

E LA RELAZIONE (4) DELLA V_t COMPRESSIBILE (METTO IL CASO GENERICO SE XÒ FOSSE INCOMPRESSIBILE USANDO LA (1') SEMPLIFICO DI MOLTO!)

OTTENIAMO:

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

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

ANDANDO A ELABORARE QSTE ULTIME 3 EQUAZIONI RICAVIAMO
" RAILEGT "
L'EQ. DI REYLEIGH CHE LEGA $\frac{P'_T - P_a}{P_a}$:

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

(se scrivo $M = M_1 \rightarrow$ di volo)

$$\Rightarrow \boxed{\frac{P_T' - P_a}{P_a} = \left\{ \frac{\left(\frac{k+1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}{\left(\frac{2 k M_1^2 - (k-1)}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}} \right\} - 1}$$

UNA SEMPLIFICAZIONE DELL' EQ. di REYLEIGH È:

$$\boxed{\frac{P_T' - P_a}{P_a} = \frac{\left(1{,}2 \; M_1^2\right)^{3,5}}{\left(1{,}1667 \, M_1^2 - 0{,}1667\right)^{2,5}} - 1} \qquad (6)$$

↳ SUPERSONICO CON ISENTROPICA ADIABATICA A VALLE DELL'URTO NEL TUBO di PITOT

↑ ANALOGA DELLA (5) DELLA PAGINA PRECEDENTE CHE XO VALEVA NEL SUBSONICO

(5) e (6) SONO 2 RELAZIONI TRA $\frac{P_T' - P_a}{P_a}$ e IL NUMERO di MACH

COME SI RILEVA IL N° MACH? DEVO AVERE UN RILIEVO DI PRESSIONE DIFFERENZIALE $q_c = P_T - P_a$ OPPURE devo calcolare un $P_T' - P_a$. PER MISURARLI USO IN ENTRAMBI I CASI, SUBSONICO E SUPERSONICO, IL TUBO DI PITOT!

- CON LA (5) NOTO CHE POICHÉ VALE PER $\boxed{0 < M < 1}$ OTTENGO VALORI di $\frac{q_c}{P_a}$ con $\boxed{0 < \frac{q_c}{P_a} < 0{,}8929}$
- CON LA (6) NOTO CHE POICHÉ VALE PER $\boxed{M > 1}$ OTTERREMO SEMPRE VALORI di $\boxed{\frac{q_c}{P_a} > 0{,}8929}$

⇒ LE STRUMENTAZIONI NOTO IL VALORE di $\frac{q_c}{P_a}$ USANO LA (5) o la (6) E RICAVANO IL M CORRETTO!!

$$V_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \; \frac{p_a}{\rho_o} \left[\left(\frac{q_c}{p_a} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \qquad \text{④''}$$

QUELLO CHE CAMBIA DALLA ④ è CHE ρ_a diventa ρ_o!

- V_c è AFFETTA DAGLI ERRORI DI POSIZIONE E STRUMENTI!
- PRESA LA V_c e detto che considerando gli effetti della comprimibilità arriviamo alla V_e!

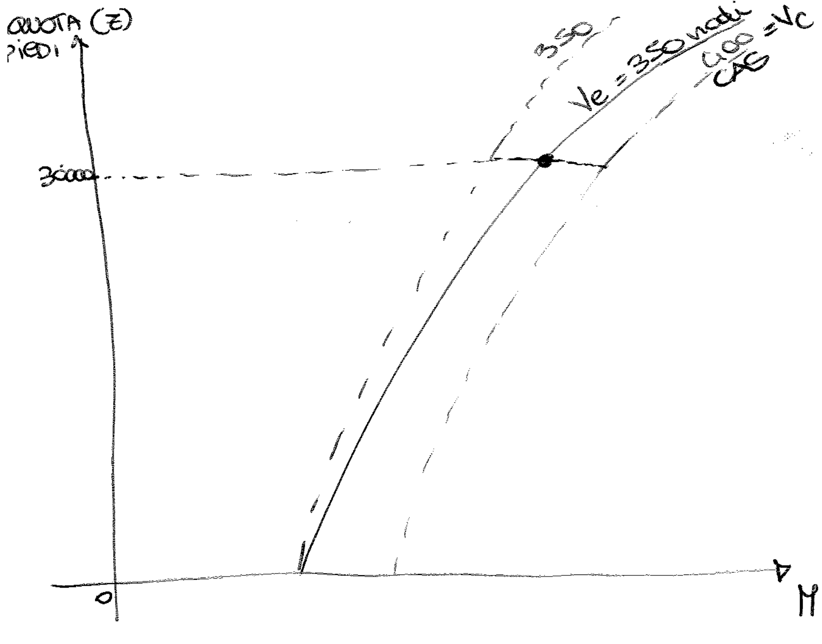
$V_c \neq V_e$ xché $\rho_o \neq \rho_a$ ⇒ TRA V_c e V_e ho tenuto conto anche degli errori di compressibilità.

(In un primo momento avevamo supposto che $V_e = V_i$ xché considerando il fluido incompressibile scrivendo:
$V_i = V_t \sqrt{\delta}$. ⇒ Non avevamo tenuto conto degli errori di posizione, strumento e compressibilità dell'aria. ⇒ EQ. BERNOULLI X FLUIDO COMPRIMIBILE)

Noi per ottenere la velocità CORRETTA dobbiamo oltre alla q_c devo definire:

1. QUOTA BARICA → cioè P_a
2. TEMPERATURA STATICA → cioè T_a
3. TIPO di TRASFORMAZIONE DI ARRESTO → cioè SUBSONICO o SUPERSONICO

Con 1 + 3 ⇒ RICAVO M + 2 ⇒ T_a con la velocità del suono ricavo poi V_t.



Si nota che in base alle velocità prese in considerazione cambiano di molto.

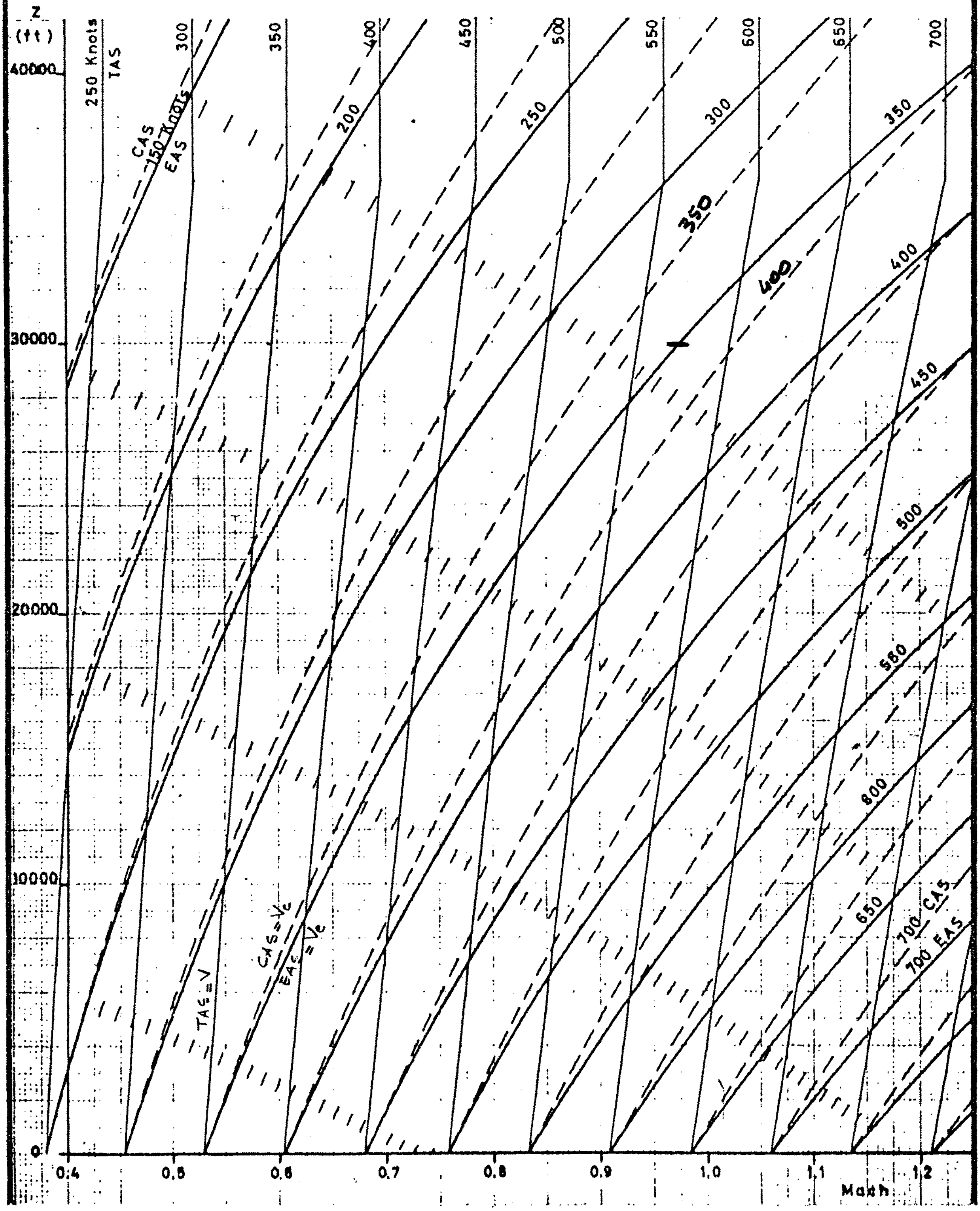
A quota zero x ogni Mach le 3 velocità vanno a coincidere:

- $V_{vera} = V_e = V_c \neq V_i$

V_i dipende dal velivolo

TABELLA 2-A - COMPOSIZIONE DELL'ARIA ATMOSFERICA SECCA

Costituente	*Formula*	*Peso Molecolare*	*% in volume*	*% in peso*
Azoto	N_2	28,016	78,09	75,5
Ossigeno	O_2	32,000	20,95	23,1
Argon	A	39,944	0,93	1,28
Anidride Carbonica	CO_2	44,010	0,03	-
Neon	Ne	20,183	$1{,}8 \times 10^{-3}$	-
Elio	He	4,003	$5{,}24 \times 10^{-4}$	-
Kripton	Kt	83,7	$1{,}0 \times 10^{-4}$	-
Idrogeno	H_2	2,016	$5{,}0 \times 10^{-5}$	-
Xenon	Xe	131,3	$8{,}0 \times 10^{-6}$	-
Ozono	O_3	48,000	$1{,}0 \times 10^{-6}$	-
Radon	Rn	222	$6{,}0 \times 10^{-18}$	-


Z (ft)
40000
30000
20000
10000
0
0.4
0.5
0.6
0.7
0.8
0.9
1.0
1.1
1.2
Mach
250 Knots TAS
300
350
400
450
500
550
600
650
700
CAS 150 Knots EAS
200
250
300
350
350
400
400
450
500
550
600
650
700 CAS
700 EAS
TAS=V
CAS=Vc
EAS=Ve

Uso l'angolo di derapata in modo che il vento non è più contenuto nel piano di simmetria.

RICHIAMI DI AERODINAMICA ③

14-03-2013

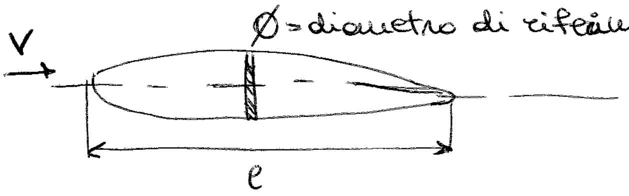
Vogliamo andare a definire le prestazioni del velivolo andando a definire C_L e C_D.

Se metto un modello in galleria del vento misurando **L** e D ricavo C_L e C_D.

Ovviamente se sono noti C_L e C_D faccio il passaggio inverso ricavando L e D. È questo passaggio che a noi interessa!!

Per calcolare C_L e C_D si parte dalla sovrapposizione degli effetti.

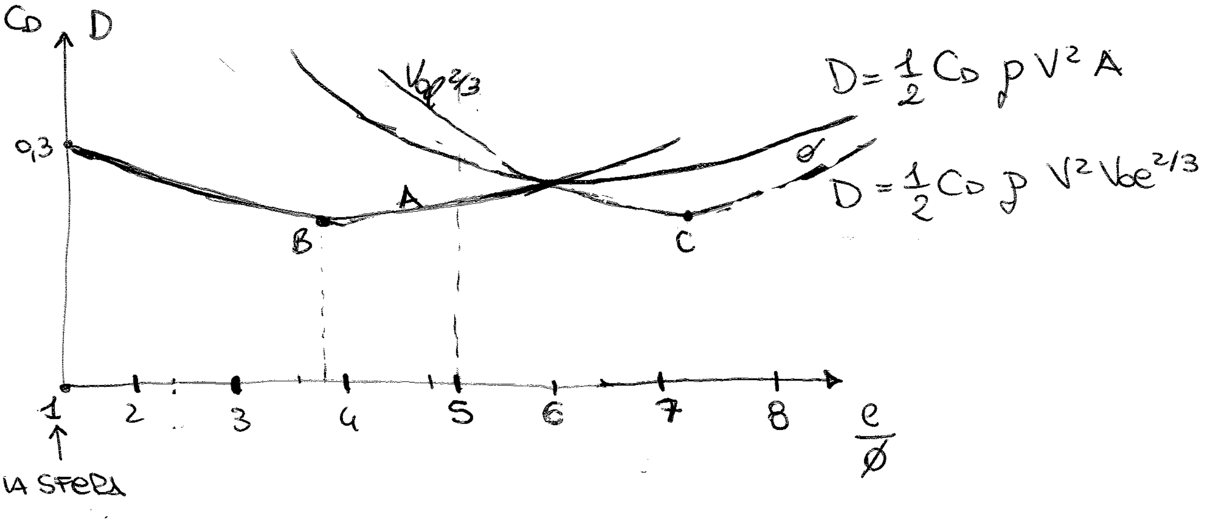
Per prima cosa considero la fusoliera come un corpo affusolato assial-simmetrico:



SUPERFICI di RIF. del FUSO:

POSSO CALCOLARE **C_D** RISPETTO A
$A = \frac{\phi^2 \pi}{4}$ } SEZIONE MAESTRA
$V_{ol}^{2/3}$ } DISLOCAMENTO ALLA $\frac{2}{3}$

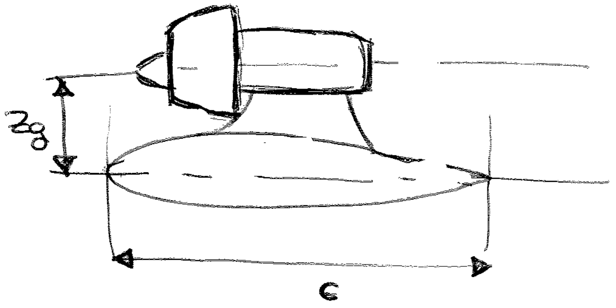
Rispetto a una lamina piana di lunghezza l qsto corpo affusolato ha una RESISTENZA minore.



Se $l/\phi = 5$ esiste un unico valore di C_D reale.

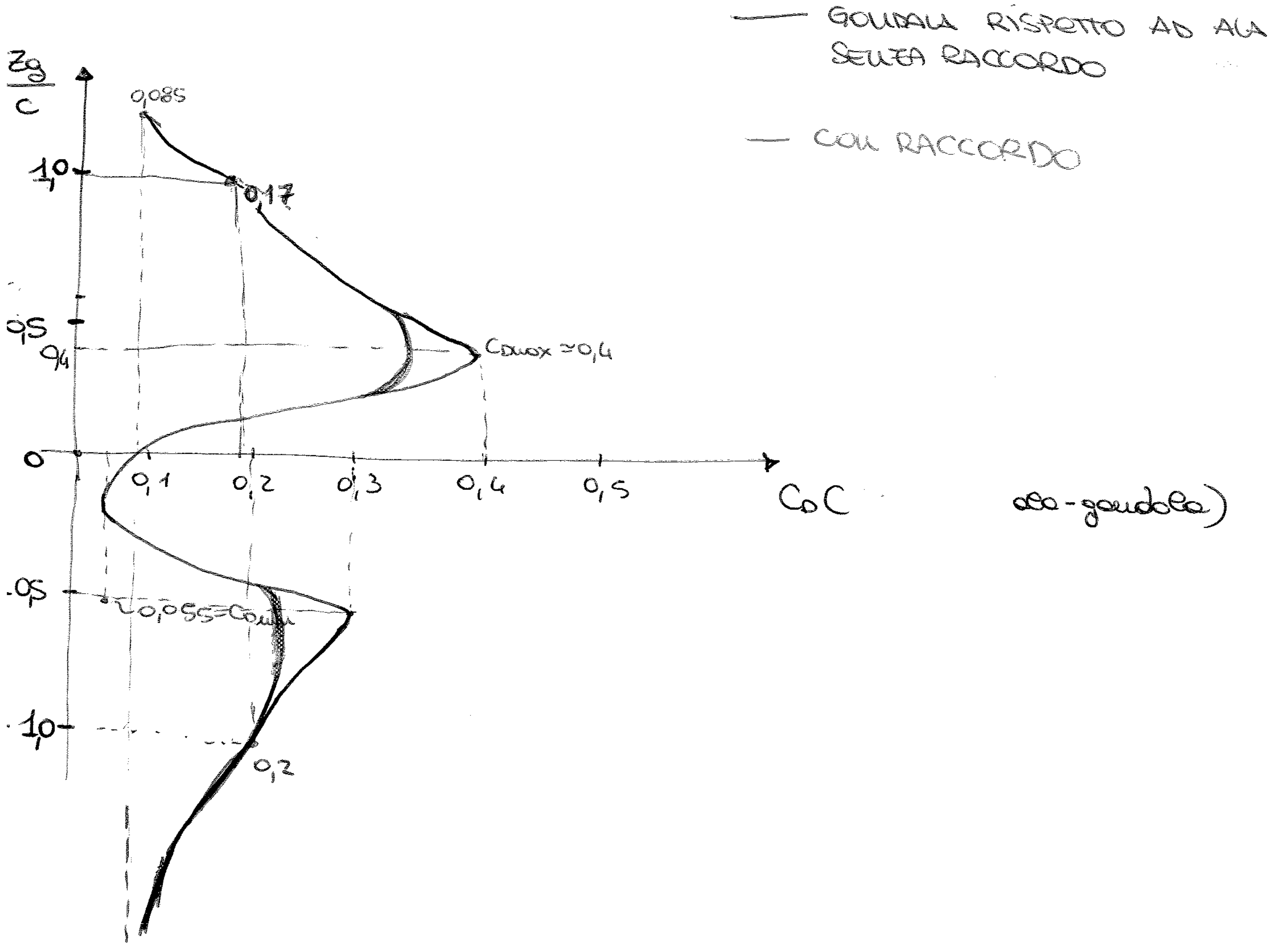
ovviamente qsto $\Rightarrow$ $C_{D_{V_{ol}^{2/3}}} \cdot V^{2/3} = C_{D_A} \cdot A$

Supponiamo di avere una sezione alare con una gondola motrice in corrispondenza.



CORDA LOCALE = c

distanza gondola da ala = z_g

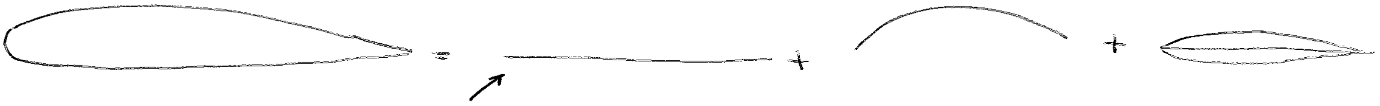


Per un velivolo classico noi abbiamo un $C_{D_0} = 0{,}020$ del velivolo completo riferito alla superficie alare.

di portanza nulla non per forza // alla corda.

in genere:
$\frac{f}{c}$ = max inarcamento
$\frac{x_f}{c}$ = ASCISSA % del max inarcamento
$\frac{t}{c}$ = spessore max relativo
$\frac{x_t}{c}$ = ASCISSA % dello spessore max relativo

Il generico profilo con inarcamento e spessore lo vediamo come la somma di lamina piana + lamina curva + lamina con spessore simmetrico.



I PROFILI NACA*

NACA 2412

- Se sono a 4 cifre → linea d'asse sono in genere 2 ARCHI di PARABOLA o 1 ARCO di CERCHIO o + un ALTRO ARCO o un'ALTRA RETTA!

$\frac{t}{c} = 12\%$ → ci dice quanto è spesso il profilo
$\frac{f_{max}}{c} = 0{,}02$
$\frac{x_f}{c} = 0{,}4$

con le 4 cifre non conosco $\frac{x_t}{c}$ che in genere xo è $\frac{x_t}{c} \simeq 0{,}3$ un po' dietro al fuoco!

- Se sono a 5 cifre: NACA 23015
(linea d'asse è una parabola cubica + retta o un'altra parabola)

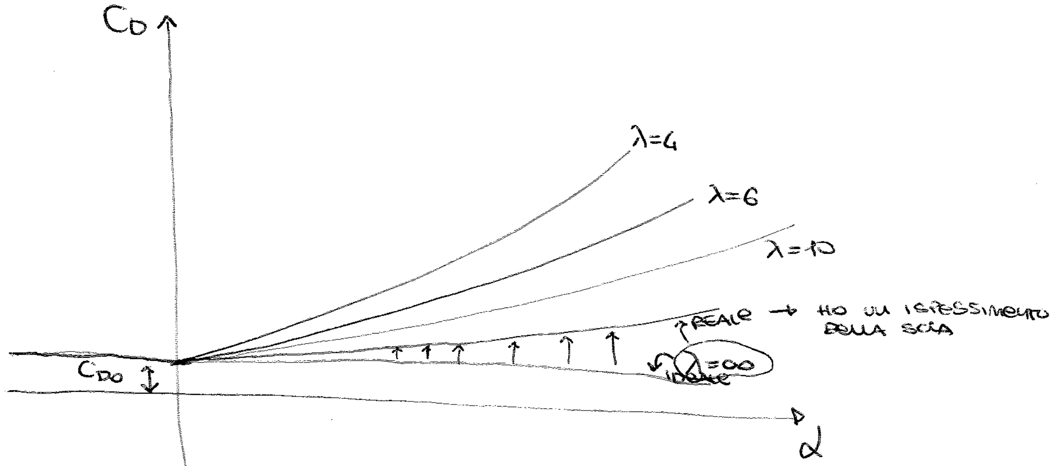
$\frac{f_{max}}{c} = 0{,}02$

$30 = 200 \frac{x_t}{c}$
↓
$x_t = 0{,}15c$

$\frac{t}{c} = 0{,}15$

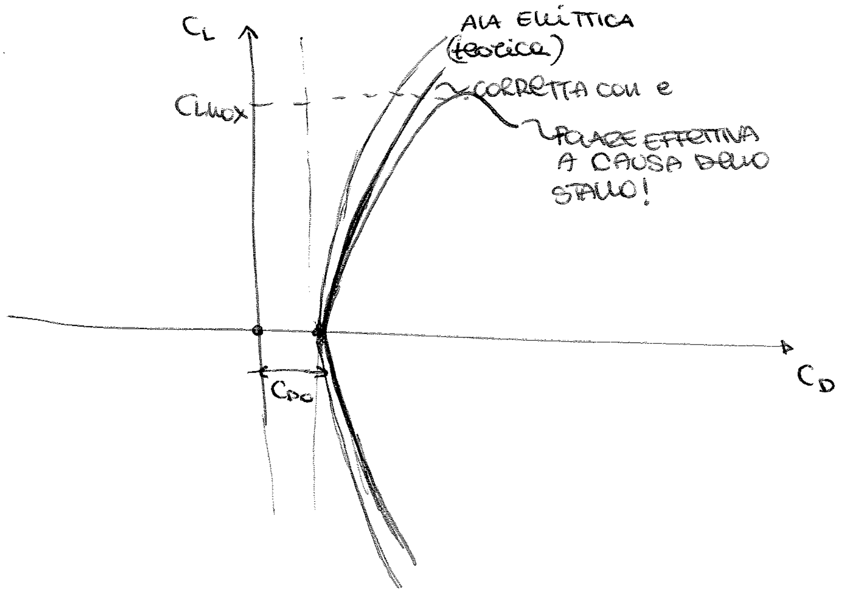
→

Nella realtà se porto $C_D = f(\alpha)$



NB non è DETTO CHE HO C_{D0} dove $\alpha = 0$!!

L'Analogo sulla polare vera e propria:



NB
Non è detto che C_{D0} è dove $C_L = 0$!!

SE PRENDO UN PROFILO CON INARCAMENTO non ho C_{Dmin} se ho $C_L = 0$

PER AVERE IL C_{Dmin} devo avere un piccolo C_L !!

Se non ho ala ellittica $C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi\lambda} i + \underbrace{k C_L^2}$

TIENE CONTO DELL'INSPESSIMENTO DELLA SCIA !! → C'È ANCHE SE $\lambda = \infty$

$i > 1$ → x ALI NON ELLITTICHE

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

e = FATTORE di OSTWALD $= \frac{1}{i + \pi k \lambda}$ → $0{,}75 < e < 0{,}95$

Alla fine noi useremo $C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi\lambda}$

20-03-2013

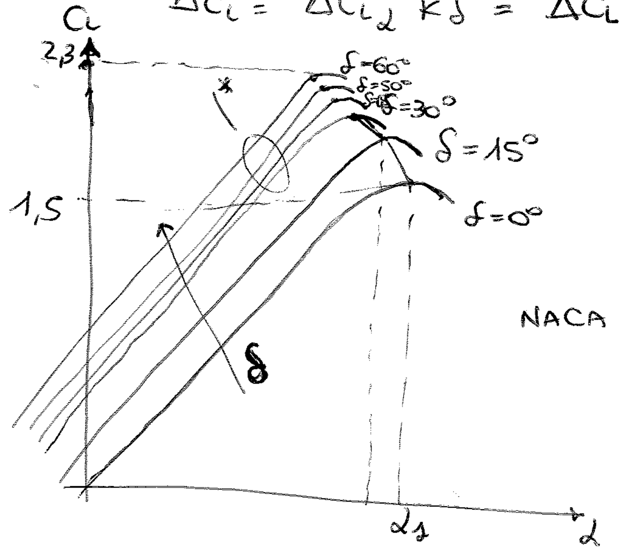
Avevamo visto che con l'ipers. B.F. ho un innalzamento della curva $C_l - \alpha$ con piccola traslazione a sinistra.

Quello che succederà sull'impennaggio orizzontale sarà qualcosa di analogo al fenomeno visto.

Continuiamo calcolando: → variazione del C_l è dovuta alla variazione di $\alpha = \Delta C_l$

← in radianti!!

$$\Delta C_l = \Delta C_{l_\alpha} k \delta = \Delta C_{L_\delta} \Delta \alpha_0$$



* variando x angoli grandi non ottengo più tutto questo beneficio!! La distanza diminuisce!!

oltre al ΔC_l otteniamo anche un ΔC_{D0} nei bordi di fuga:

$$\Delta C_{D0} = \xi \frac{c_a}{c_0} \text{sen}^2\delta$$

↗ 0,5

$$\Delta C_{M0} = - H \,\text{sen}\, \delta$$

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

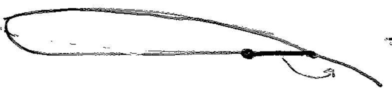
con $\frac{c_a}{c} < 0{,}5$

- Deflettore a spacco → Split flap ← B.F.!

nei def. a spacco $\xi = 1$

- Aletta Zap → Zap flap

↳ con questa è molto evidente l'abbassamento dell'α_{stallo}



si sposta e si inclina!

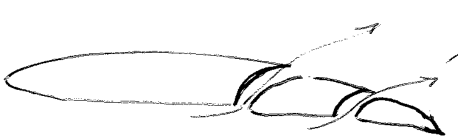
⇒ c'è una variazione della corda $\frac{\Delta c}{c}$

- Aletta Fowler → Fowler flap

↳ abbass. α_{stallo} è molto attenuato

soffio che ritarda il distacco

- Aletta a fessura → slot flap



→ flusso d'aria ritarda lo stallo

Ruota l'asse di portanza nulla + incremento la superficie

⇒ C_l può anche raddoppiare o triplicare

$$C_{D_{Emax}} = C_{D0} + \frac{C_{D0}\, e\pi\lambda}{e\pi\lambda} = 2\,C_{D0}$$

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

Tutto ciò è vero se considero valida la relazione quadratica!

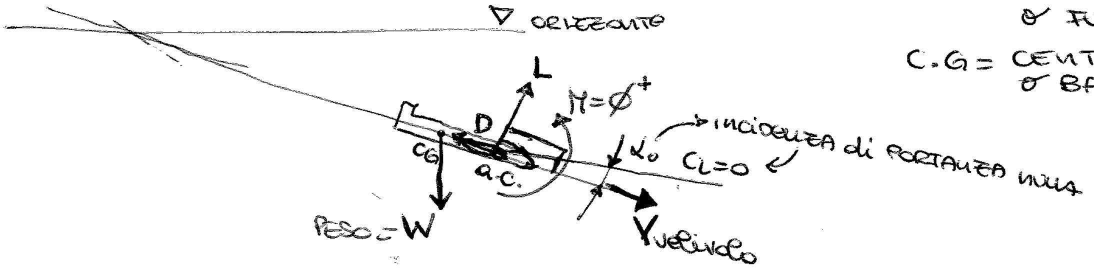
④ VOLO LIBRATO *

- ALIANTE SENZA MOTORE che cerca di ridurre molto C_{D0} e aumentare di molto λ ($\Rightarrow$ ALI MOLTO LUNGHE)
- NEL VOLO LIBRATO IO VOGLIO AVERE EFFICIENZA MASSIMA perché riesco a scendere con angolo di discesa γ molto piccolo.

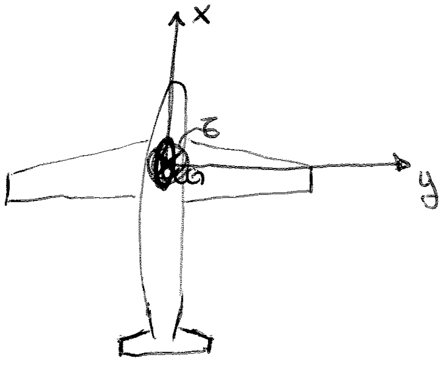
Il volo librato può avvenire solo in discesa se ho aria calma (privo di correnti ascenzionali)!

a.c. = CENTRO AERODINAMICO o FUOCO DELL'ALA

C.G = CENTRO GRAVITÀ o BARICENTRO



Sul velivolo il momento è positivo quando è CABRANTE nonostante ora sia nullo!

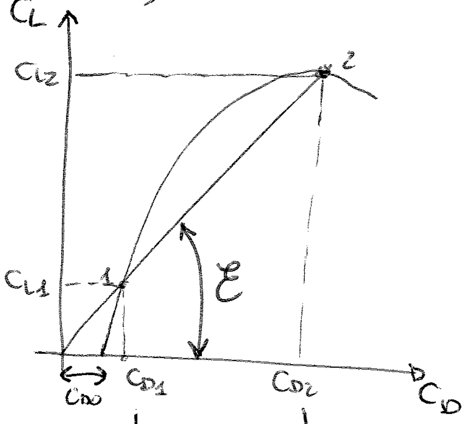


z è ENTRANTE ⊗

In generale (rifacciamo la polare) se noi prendiamo un certo $\mathcal{E}$ abbiamo 2 punti di intersezione (Ho E_{max} se sono tg alla curva) caratterizzati entrambi dallo stesso Efficienza $E = \frac{C_L}{C_D}$

$\Downarrow$

hanno stesso angolo di discesa γ quindi io posso scegliere due velocità di discesa per uno stesso angolo.



$$\frac{C_{L1}}{C_{D1}} = \frac{C_{L2}}{C_{D2}} = E_1 = E_2$$

$\downarrow$ Velocità alta

$\downarrow$ Velocità bassa

$C_{L1} < C_{L2}$

$L_1 < L_2 \Rightarrow L_1$ cado più veloce!!

21-03-2013

Se l'angolo di discesa non è quello minimo di discesa ho un valore di Efficienza $\neq$ da quella massima.

Se il $\gamma \neq \gamma_{min}$ ho 2 possibilità di discesa: veloce o lenta.

ESERCITAZIONE 1 → VOLO LIBRATO

1.1.)

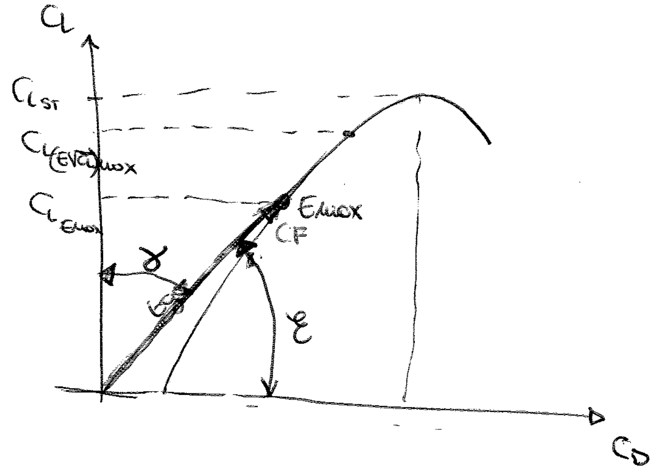
	Boeing 747	Aliante
λ	7	30
C_{D0}	0,016	0,012
e	0,85	0,90

$\Rightarrow$ CALCOLARE:
a) E_{max}
b) $C_{L_{Emax}}$
c) γ_{min}

$$C_{L_{Emax}} = \sqrt{e\pi\lambda C_{D0}} \qquad E_{max} = \sqrt{\frac{e\pi\lambda}{4\,C_{D0}}} \qquad \gamma_{min} = \text{ARCTG}\left(\frac{1}{E_{max}}\right)$$

$$\boxed{(E\sqrt{C_L})_{max}} = \frac{C_L^{3/2} \text{ di } (E\sqrt{C_L})_{max}}{C_D \text{ di } (E\sqrt{C_L})_{max}} = \frac{(3e\pi\lambda C_{D0})^{3/4}}{\underline{4 C_{D0}}}$$

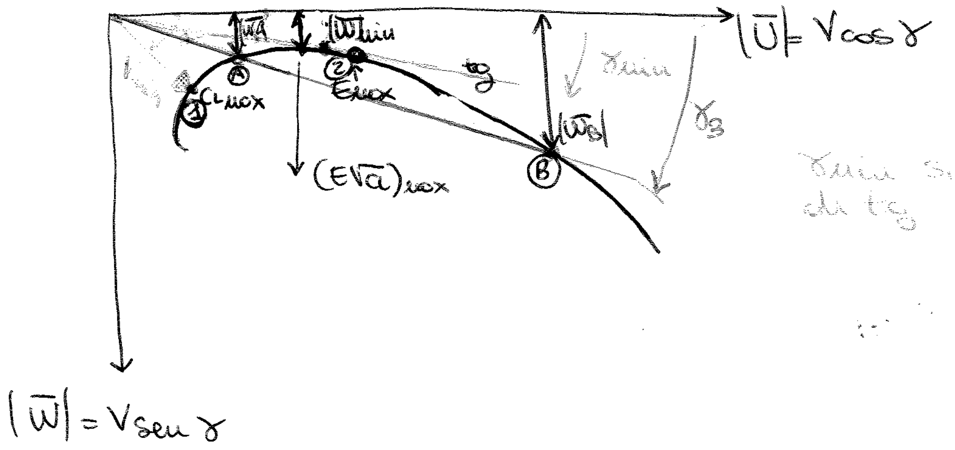
Presa una polare qualsiasi :



$$\gamma = 90° - \varepsilon$$
$$\Downarrow$$
$$\frac{C_L}{C_D} = E = \frac{1}{tg\gamma}$$
$$C_L = C_D \; tg\gamma$$
c.v.d.

ODOGRAFA DEL MOTO (solo librato)

↳ è polare della velocità



γ_{min} si traccia nel punto di tg

Posso disegnare una curva i cui punti sono gli estremi delle punte dei vettori della velocità di volo.

I raggi uscenti dall'origine → sono vettori che definiscono la velocità di discesa e e γ di discesa.

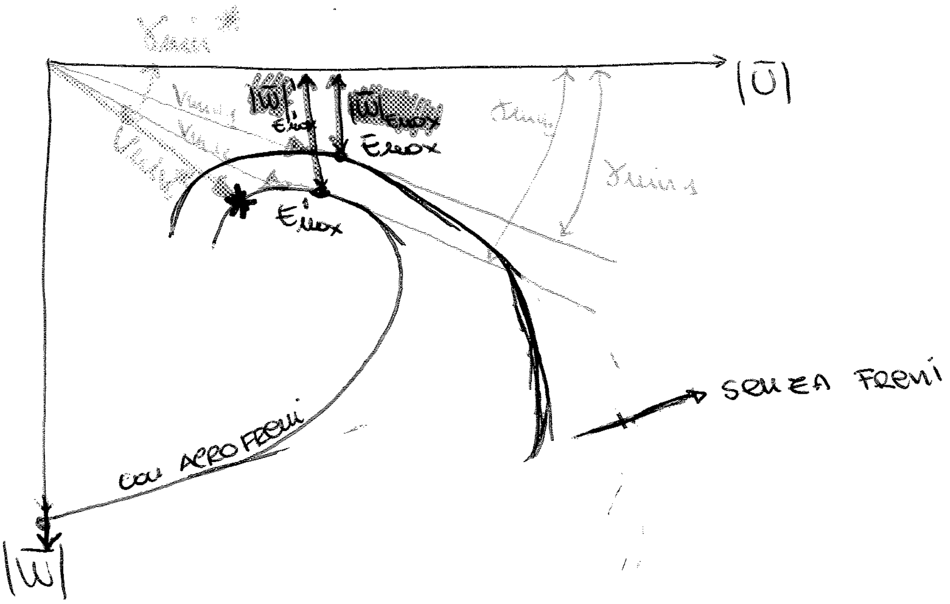
γ_{min} si ricava dalla retta tg che identifica il punto con velocità con γ_{min}.

Se voglio scendere stando + tempo possibile in quota devo volare nel punto Ⓐ di C_{Lmax}.

Si nota che a parità di C_L e aliante la variazione di peso modifica la velocità: se ho un pilota o 2 nel primo caso raggiungo lo stesso punto con lo stesso γ_{min} ma con una velocità inferiore!

EFFETTO DEI FRENI AERODINAMICI *

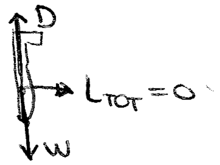
Sugli alianti in avvicinamento si estraggono x aumentare l'angolo di discesa γ cercando di contenere la velocità di volo.



Se ho il mio velivolo in picchiata

$D = D_0$ ← xché $C_L = 0$ e VALE NEL CASO IDEALE

$\Rightarrow D_0 = W$ ← PESO

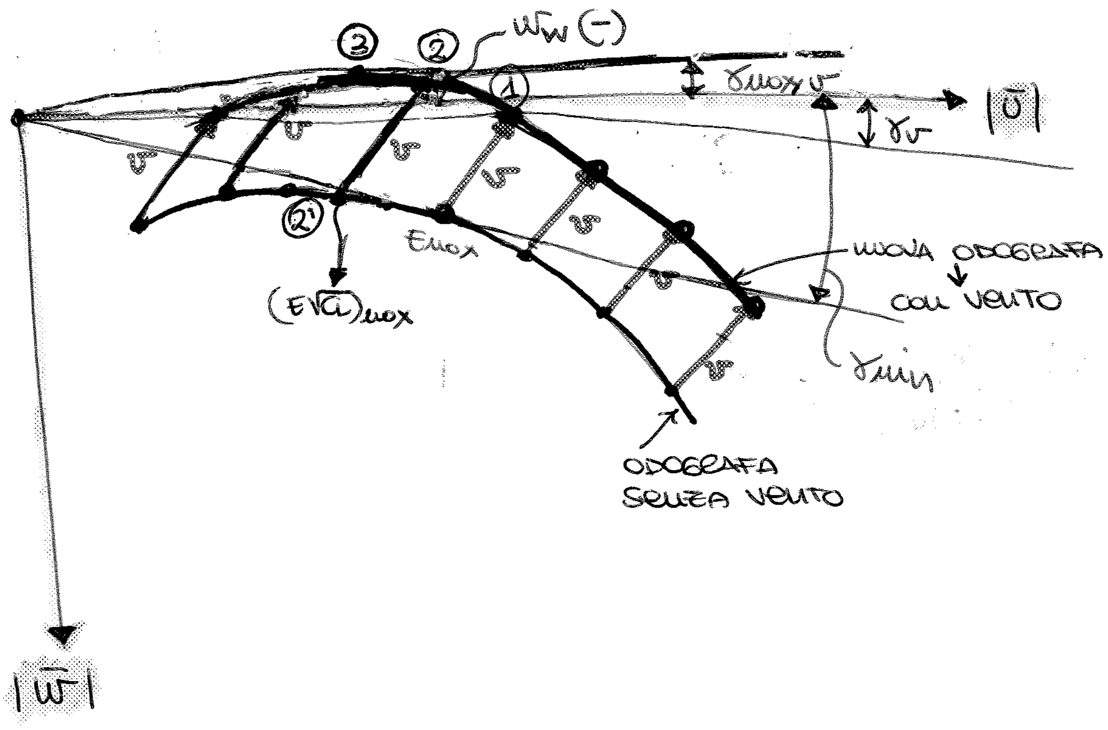


Velocità di picchiata con $\rho_{ISA} = 0$?

$C_{D0\,ALIANTE} = 0{,}012$ se $W = 3000\,N$

La velocità viene supersonica ⇒ se dovessi continuare l'odografo esso tenderebbe verso sinistra fino a toccare l'asse $|\bar{w}|$.

I freni nascono x evitare in picchiata di raggiungere velocità



Il v = VENTO lo devo vedere rispetto alla TERRA e quindi a un sistema di riferimento inerziale.
Aggiungo esattamente lo stesso segmento v con stesso intensità e lunghezza alla mia ODOGRAFA

—— = NUOVA ODOGRAFA } RISPETTO AL RIFERIMENTO INIZIALE

N.B. { invece di traslare l'odografa avrei anche potuto traslare il sistema di riferimento ottenendo una curva analoga!

Si nota che a parità di C_L e di incidenza rispetto al vento io continuo a scendere esattamente con lo stesso C_L e α.

Il punto di E_{max} è diventato il punto ① e il γ_{min} è diventato γ_v che non è più il minimo ma quello del vento.
Se voglio sfruttare al max la componente ascendente w_w e quindi voglio salire quanto più possibile mi devo mettere nel punto ② xché è qui che io riesco ad avere un w_w (-) negativo perché è "A SALIRE". Sto salendo con il max di velocità di salita possibile. Anche se il disegno non è perfetto al punto ② nel grafico senza vento corrispondeva il punto ②': quello in cui avevo $(E\sqrt{C_L})_{max}$ il punto di velocità di discesa minima! se voglio salire con angolo di rampa massimo mi devo mettere

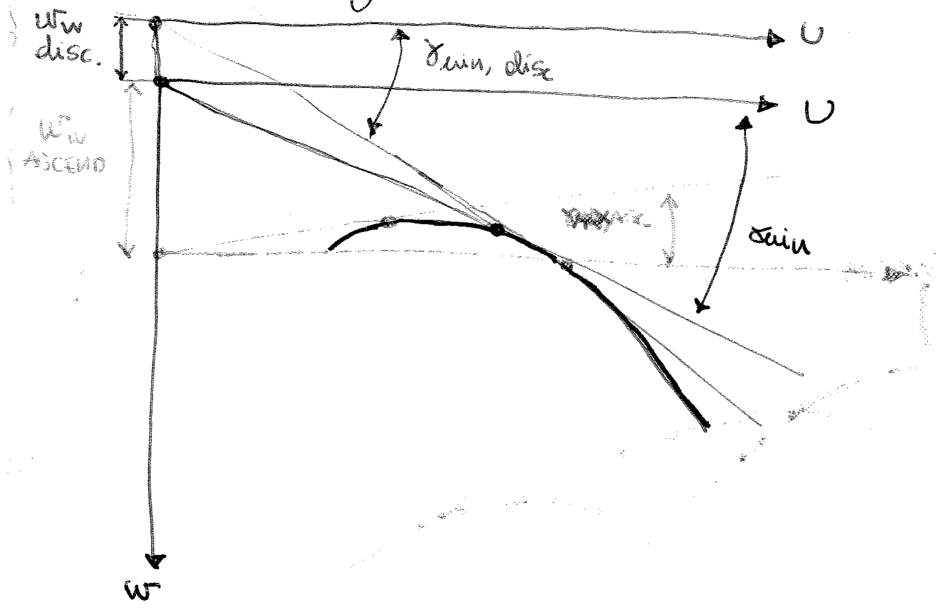
Questo significa che se ho vento in poppa e ho della ZAVORRA a bordo mi conviene alleggerire il velivolo!!

Nella situazione di vento in PRUA, ho vento contro ⇒ $\boxed{\gamma_{minimo_3}}$ cresce rispetto al $\boxed{\gamma_{min_1}}$ della curva Ⓐ !!

Se io avessi peso maggiore otterrei la curva Ⓒ! ⇒ Quello che era γ_{min_3} diventa γ_{minimo} con vento in PRUA e più peso. $\gamma_{V.P.P.P}$

Chiaramente la velocità rispetto al tempo cambiano con $\sqrt{W}$ peso se vedo il γ di discesa ↓.

Analogamente andiamo a vedere con la componente ASCENDENTE o DISCENDENTE; Ridisegno l'ODOGRAFA BASE:



- w_W DISCENDENTE SPOSTA IN ALTO L'ASSE U
- $w_{W\,ASC.}$ ⇒ ↓ U
  NEL CASO ASCENDENTE HO UN γ CHE DIVENTA max.

Se spostassimo di nuovo automaticamente la polare con il peso noteremmo che con un $w_{W\,DISC}$ ⇒ conviene AVERE un PESO MAGGIORE; con $w_{W\,ASC}$ ⇒ conviene avere un PESO MINORE!

Ho nuovamente la situazione in cui se ho vento ascendente alleggerendomi della zavorra ottimizzo l'ASCENDENZA.

Se non c'è vento il fatto di avere un aliante più pesante non modifico il γ_{min}, quello che modifico è la velocità ⇒ la TRAIETTORIA un velivolo più pesante la percorre a una velocità maggiore!

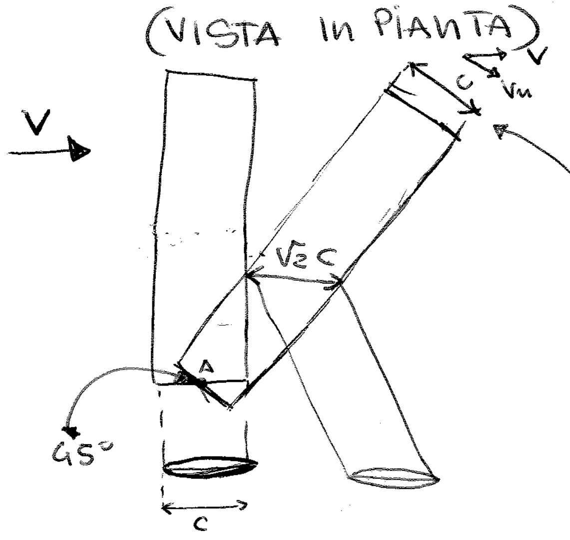
Nei velivoli senza motore si sfruttano le correnti ascendenti per rimanere in volo ed ottenere i record!

- Mentre al disotto di M=0,5 ho gli effetti di Re che fanno risalire il C_D rispetto al $C_{D0,5}$ quando mi sposto a M > 0,5 cambia la situazione.

- Λ è l'angolo di freccia dell'ala
  ↳ angolo che la linea focale forma con un asse // all'asse y.

- Andando ad aumentare Λ i massimi li ho per n° M più alti e valori di C_D che crollano e si vanno a stabilizzare a un valore di C_D sempre + basso all'aumentare di Λ.
  ⇒ è utile dare all'ala un Λ !!
- Se avessi una lamina piana avrei $M_{critico} = 1$, questo ci fa capire che profili supersonici devono essere assottigliati.

- Se devo assottigliare molto i profili è + comodo avere un angolo di freccia:



- immagino che l'ala sia investita da V // a c.
- ruotando di un angolo di 45° nel punto Ⓐ ⇒ $\Lambda = 45°$ mantengo la stessa corda, c ⇒ la corda vista dal flusso diventa $\sqrt{2}c$

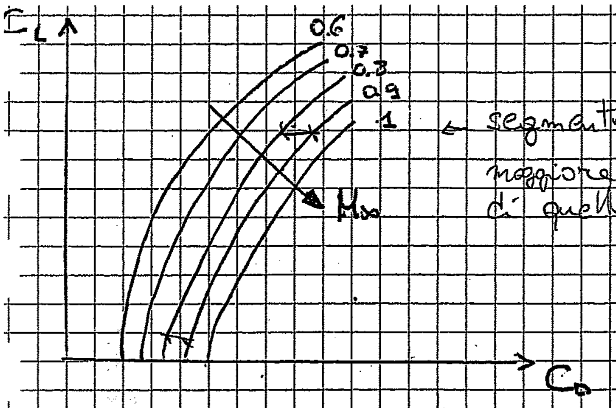
⇒ è come se avessi disegnato un profilo molto + allungato in cui lo spessore max risulta arretrato.

Se voglio diminuire lo spessore % mantendo la rigidezza strutturale conviene fare l'ala ... a freccia

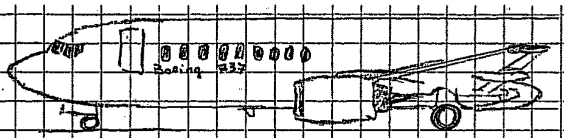
Con V_n indico la componente di velocità normale all'ala riferita rispetto alla V_n di $\Lambda=0$ è:

$$\frac{V_n}{\underbrace{V_{n(\Lambda=0°)}}_{\leftarrow V_\infty}} = \cos\Lambda$$

- V_n è la velocità che conta ai fini del Mach.
- Sperimentalmente si è visto che se io individuo un punto sulla curva caratterizzata da $\Lambda=0$ a un Mach leggermente inferiore a 1 che chiamo Ⓗ. Questo punto viene ad avere un punto corrispettivo (H'') che può essere visto come uno shift



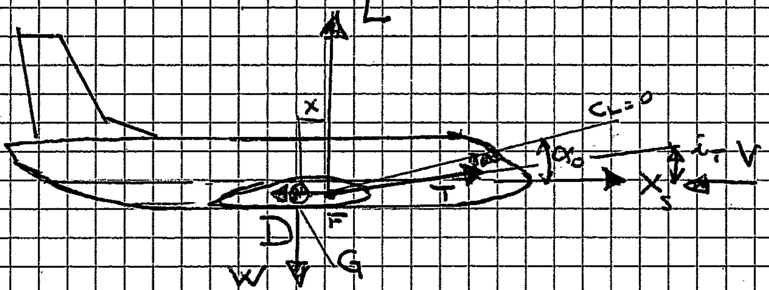
← segmento maggiore di quello sotto



Effetti Termici :

parità di C_L, $(C_{D_{0.9}} - C_{D_{0.8}}) > (C_{D_{0.8}} - C_{D_{0.7}})$

VOLO RETTILINEO *



X: ASSE CORPO

X_S è definito se sono definite W e α

X_S = ASSE DI STABILITÀ

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

~~[illegible]~~ **ANGOLO i_T** → ANGOLO DI CALETTAMENTO DELLA SPINTA (i = incidence)

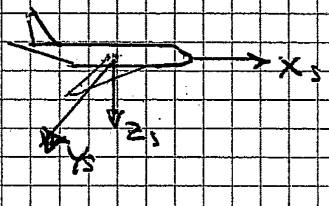
↑) $L + T \operatorname{sen} i_T = W$

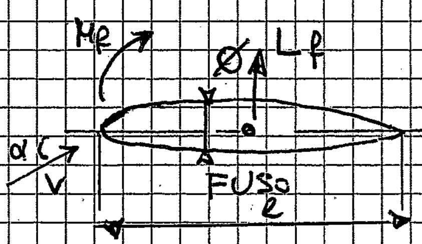
→) $T \cos i_T = D$

↻) $L \cdot x = M$ (coda, ala, resistenza spinta, fusoliera)

Terna di assi BARICENTRIC DI STABILITÀ : X_S, Y_S, Z_S

TERNA DESTRORSA



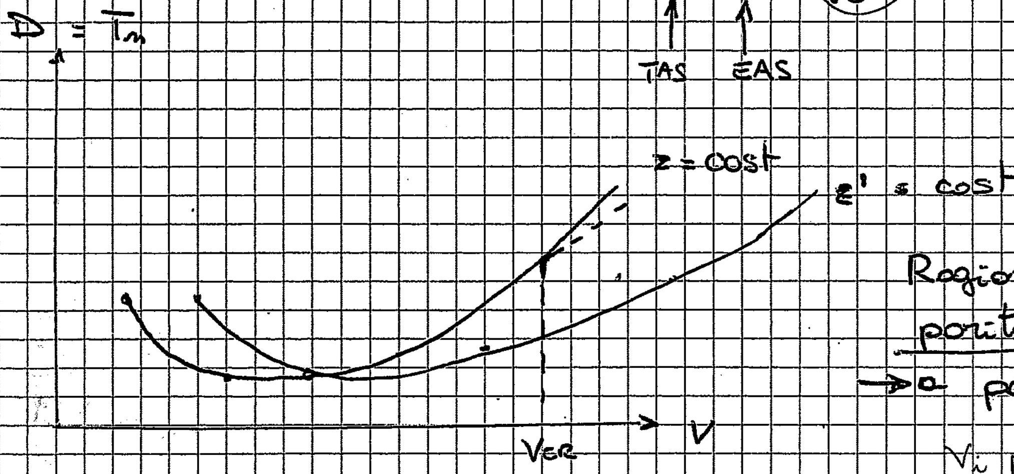


MOMENTO FUSO : CABRANTE

MOMENTO FOCALE ALI A INARCAM. POSITIVO : PICCHIANTE

$V_i = cost$

$V_i = V\sqrt{\sigma} = V\sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \rightarrow \underset{\uparrow\,\text{TAS}}{V} = \underset{\uparrow\,\text{EAS}}{V_i} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}}$ → AUMENTA con z ↑



W = cost

Ragioniamo a parità di C_L

→ a parità di C_D

V_i NON VARIA con z

$D = \frac{L}{E} = \frac{W}{E} = \frac{1}{2}\rho_0 V_i^2 C_D S$

Se voglio a $z' > z$

~~DEF.~~ OMOTETICA → TRASLAZIONE !!

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

$M_{\infty\, cr}$ rimane INVARIATO ⇒ al variare di z

$c = \sqrt{\gamma R T}$ $\quad c \propto \sqrt{\frac{T'}{T}} \Rightarrow z\uparrow \; c\downarrow$

⇒ A PARITÀ DI $M_{\infty\, cr}$ se $c\downarrow \rightarrow V'_{cr}\downarrow$

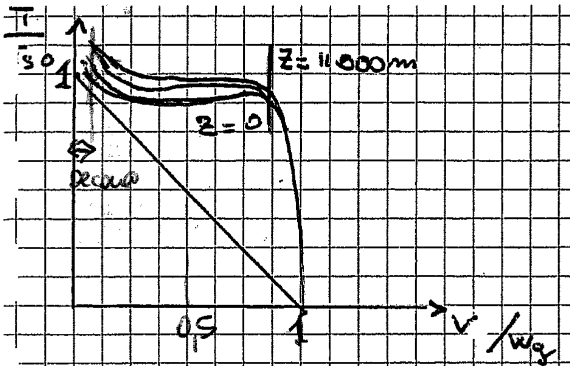
$M = \frac{V}{c}$

Variando z per realizzare lo stesso C_L il termine $\frac{1}{2}\rho V^2$

$C_L = \frac{W/S}{\frac{1}{2}\rho V^2}$ deve rimanere INVARIATO! → $z\uparrow ; \rho\downarrow \Rightarrow V\uparrow$

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

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



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

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

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

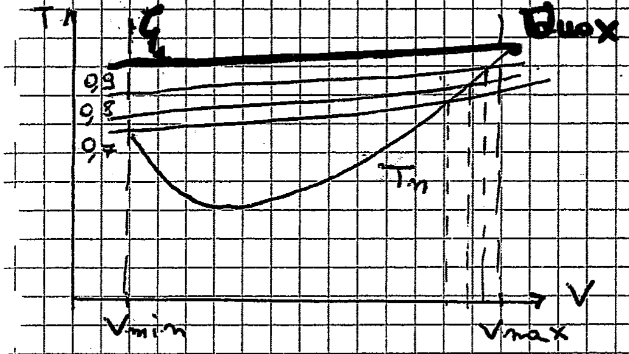
$$c = \sqrt{kRT} = \sqrt{k\,p/\rho}$$

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

$$\rightarrow \chi_1 = 1 - \frac{V}{w_g} + \frac{1}{2}kM^2\left[1 - \left(\frac{V}{w_g}\right)^4\right] \leftarrow$$

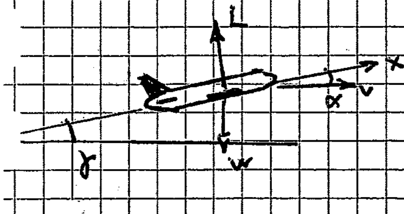
$$\chi_2 = 1 + \frac{V}{w_g}$$

CURVA T-V : SPINTA IN FUNZIONE DI V



⚠ La $\boxed{V_{max}}$ è data dalla INTERSEZIONE TRA T_d e T_n

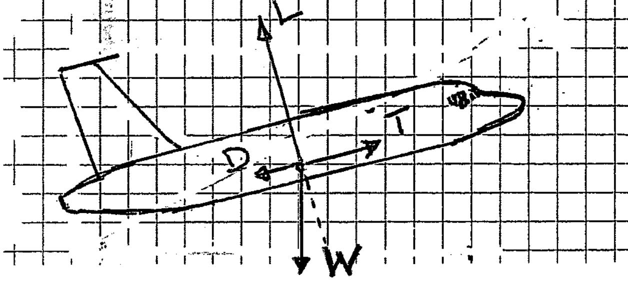
- Se ho la manetta al 70% non raggiungo la stessa V di quando ce l'ho al 100%!



$i_T \ll 1$ RAD

$$\begin{cases} M = 0 \\ L + T \overset{\sim 0}{\sin i_T} = W\cos\gamma \\ -D + T \overset{1}{\cos i_T} = W\sin\gamma \end{cases}$$

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



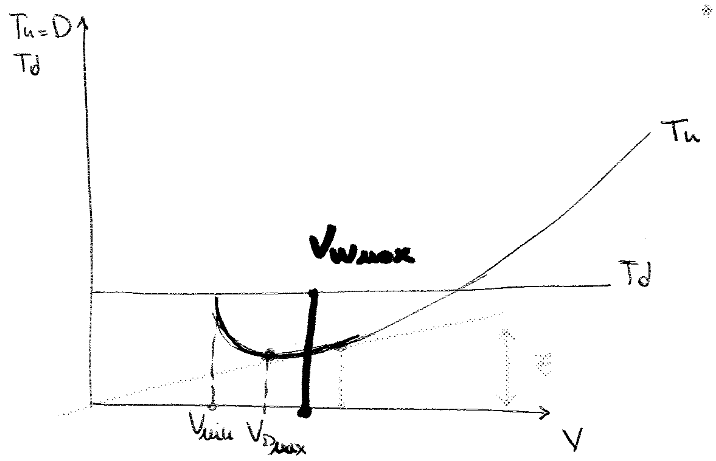
RAPPORTO di BY-PASS

$$\tau_{bp} = \frac{\dot m_a}{\dot m_g}$$

$$w_e = \frac{w_g + \tau_{bp} w_a}{1 + \tau_{bp}}$$ velocità equivalente di efflusso

10-04-2013
(PAG 32)

AVEVAMO TROVATO UN PUNTO CARATTERIZZATO DA C_L di volo =



- VELOCITÀ di SALITA MAX
- EFFICIENZA MAX

LA CONDIZIONE

$$\left(\frac{E}{\sqrt{C_L}}\right)_{max} \overset{\text{CORRISPONDE A QUA}}{\Rightarrow} \left(\frac{C_D}{\sqrt{C_L}}\right)_{min}$$

$$\frac{C_D}{\sqrt{C_L}} = \frac{C_{D0}}{\sqrt{C_L}} + \frac{C_L^{3/2}}{e\pi\lambda} \equiv y$$

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

$$\frac{dy}{dC_L} = 0 \quad \Rightarrow \quad \frac{3}{\cancel{2}} \frac{\sqrt{C_L}}{e\pi\lambda} = \frac{C_{D0}}{\cancel{2} C_L^{3/2}} \quad \Rightarrow C_L^2 = \frac{C_{D0}\, e\pi\lambda}{3}$$

$$\Rightarrow C_L \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}}\right)_{max} = \sqrt{\frac{e\pi\lambda C_{D0}}{3}}$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi\lambda} = C_{D0} + \frac{\cancel{e\pi\lambda} C_{D0}}{3\cancel{e\pi\lambda}} = \frac{4}{3} C_{D0}$$

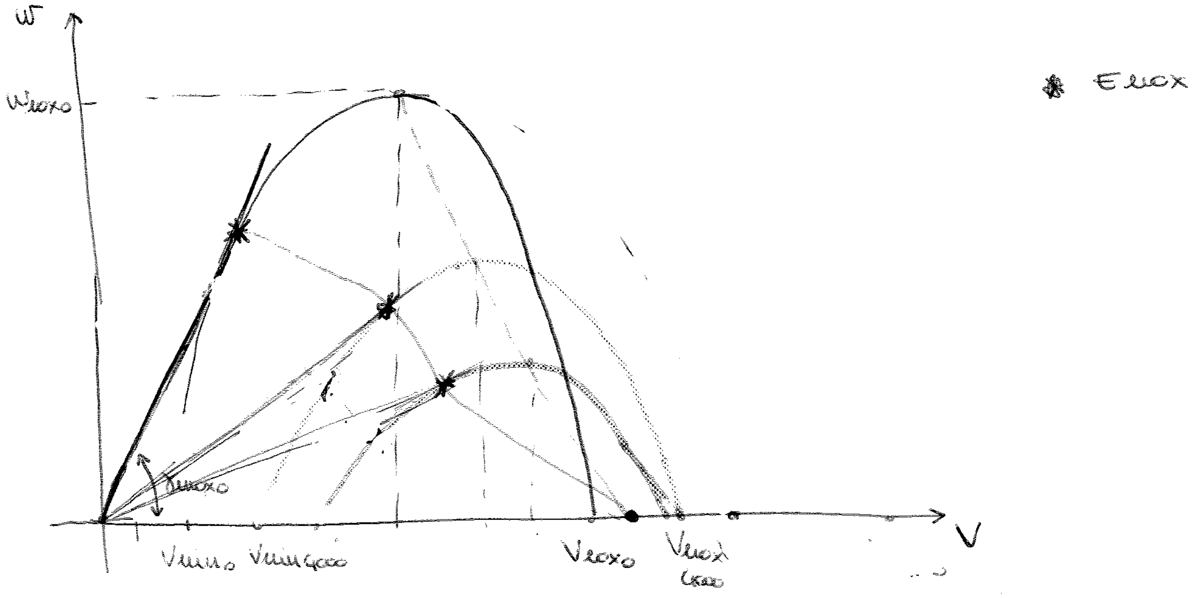
CONSIDERANDO LE RESISTENZE = ALLE SPINTE NECESSARIE RICAVO:

w = VELOCITÀ di SALITA $\quad V$ = velocità di volo

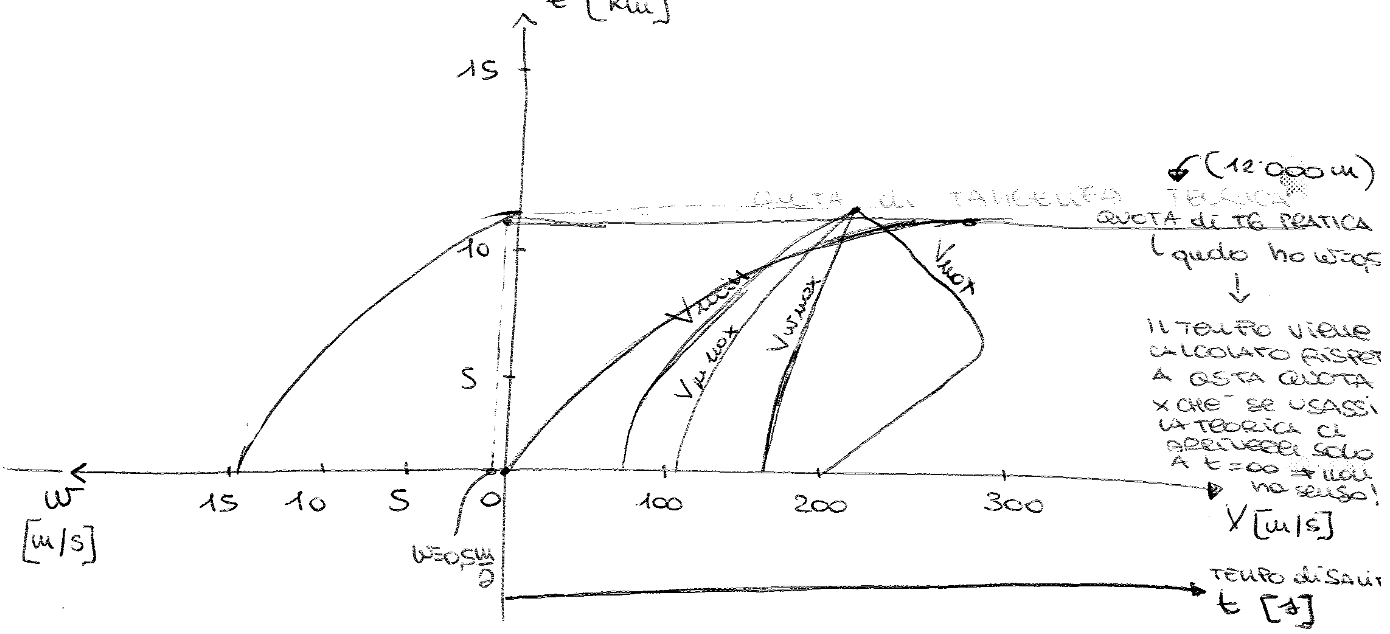
POICHÈ le rampe γ sono piccole posso dire $V \simeq \mu$

$W_{max} \rightarrow (E/\sqrt{C_L})_{max} \Rightarrow$ MASSIMA AUTONOMIA CHILOMETRICA

$t_{max} \rightarrow E_{max} \Rightarrow$ MASSIMA AUTONOMIA ORARIA



Possiamo fore un grafico riassuntivo.



LA QUOTA di TANGENZA PRATICA È DEFINITA PER UNA $w_{residua} = 0{,}5$ m/s

t_z = TEMPO di SALITA ALLA QUOTA Z

$$dz = w\,dt$$

$$t_z = \int_0^z \frac{dz}{w} \Rightarrow t_z = \sum_{i=1}^{n} \frac{\Delta z_i}{w_{m\,i}}$$

* DETERMINAZIONE DIRETTA della QUOTA di TANGENZA *

$T = D$ e $L = W$

so: $\frac{T}{W} = \frac{D}{W} = \frac{D}{L} = \frac{1}{E} \Rightarrow T = \frac{W}{E}$

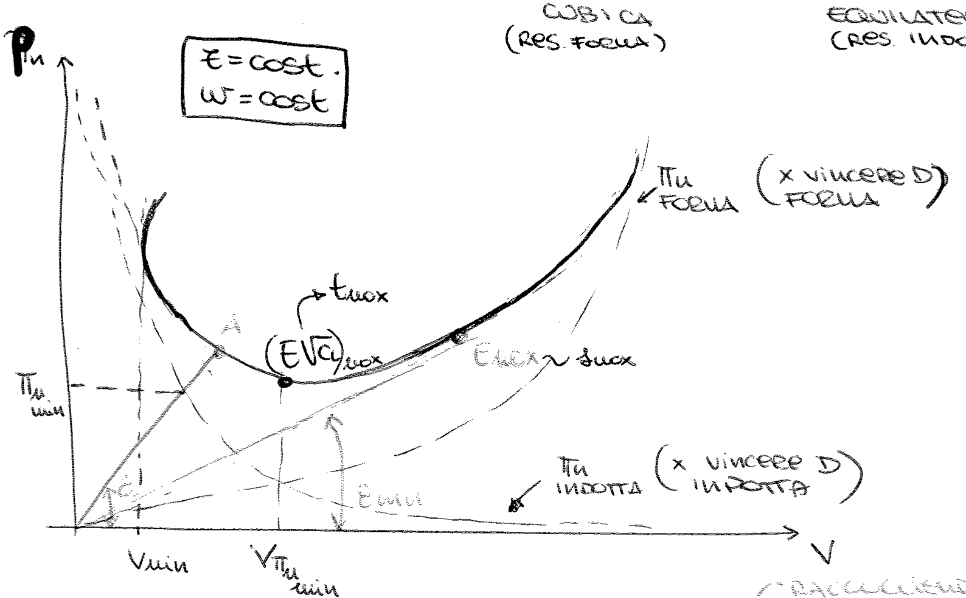
VELIVOLO AD ELICA

Conviene fare riferimento alle Potenze necessarie Π_u al volo orizzontale. Non usiamo le spinte necessarie xché poi dovrò confrontare le Π_u con le potenze disponibili; in genere le eliche sono collegate a motori alternativi x cui è più facile parlare di Potenze che non di SPINTA.

$$P_u = D\cdot V = \frac{1}{2}\rho V^3 C_D S = \frac{1}{2}\rho V^3\left(C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi\lambda}\right)S$$

$$\left(\text{supponendo } C_L = \frac{W/S}{\frac{1}{2}\rho V^2}\right) \Rightarrow = \frac{1}{2}\rho V^3 C_{D0} S + \frac{1}{2}\rho V^3 S\frac{C_L^2}{e\pi\lambda}$$

$$= \underbrace{\frac{1}{2}\rho V^3 C_{D0} S}_{\substack{\text{PARABOLA}\\ \text{CUBICA}\\ \text{(RES. FORMA)}}} + \underbrace{\frac{W^2}{\frac{1}{2}\rho S e\pi\lambda}\cdot\frac{1}{V}}_{\substack{\text{IPERBOLE}\\ \text{EQUILATERA}\\ \text{(RES. INDOTTA)}}}$$



RACCHIUDENDO!

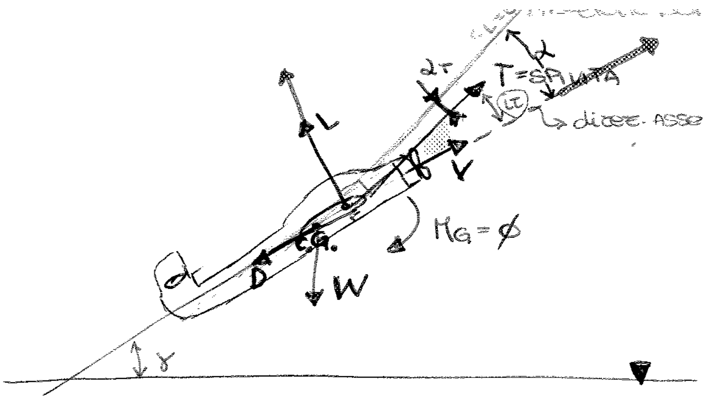
$$tg\,\varepsilon = \frac{P_u}{V} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^3 C_{D0} S}{V} + \frac{W^3}{\frac{1}{2}\rho S e\pi\lambda}\cdot\frac{1}{V^2} = \text{cost}\; W\frac{C_D}{C_L} = \text{cos}\,\frac{W}{E}$$

Emax ⇒ è il Punto di Smax! (x velivoli ad elica)

$$P_u = V^3 C_D\,\text{cost}'' = \text{cost}'\,\frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \frac{\text{cost}'}{\frac{C_L}{C_D}\sqrt{C_L}} = \frac{\text{cost}'}{E\sqrt{C_L}}$$

dove ho $(E\sqrt{C_L})_{max}$ ho L'INDICE DI QUOTA ⇒ ho il max eccesso di POTENZA disponibile rispetto alla necessaria. → devo avere questa situazione x raggiungere una data quota nel minor tempo possibile. Per $(E\sqrt{C_L})_{max}$ ho il minimo di Potenza necessaria di volo. Con $V_{RELATIVA} = (E\sqrt{C_L})_{max}$

ho W_{max} = velocità di salita max ⇒ (≠ nel caso a getto in cui dovevo avere l'area del rettangolo max!!)



[illegible] VETTORE ([illegible]) È ACCENTUATO)

↳ direz. ASSE VENTO ≠ ASSE STABILITÀ

$\left[\text{SE AVESSI CHE } \underset{\text{ASSE VENTO}}{\chi_v} \simeq \underset{\text{ASSE STABILITÀ}}{\chi_s} \Rightarrow \text{AVREI } \textcircled{i_T} \Rightarrow \text{CHE NON È VERO}\right]$

nel nostro caso la velocità varia dal min al max ⇒ quindi varia l'incidenza ⇒ nasce l'esigenza di definire la direzione di $C_L = 0$ che è stabile finché non modifico il profilo aerodinamico dell'aereo.

NB $\begin{cases} \chi_S = \chi_U \ \underline{\underline{\text{SOLO}}} \text{ nelle condizioni iniziali} \Rightarrow \text{non è il nostro caso} \\ \text{xché varia sia la velocità sia } \gamma \text{!!} \end{cases}$

Andiamo a scrivere le equazioni: ↳

$$\Rightarrow \bullet \ T \underbrace{\cos(\alpha - \alpha_T)}_{\simeq 1} - D = W \operatorname{sen}\gamma$$

moltiplico per V

$$\Rightarrow \bullet \ T \cdot V - DV = W V \operatorname{sen}\gamma$$

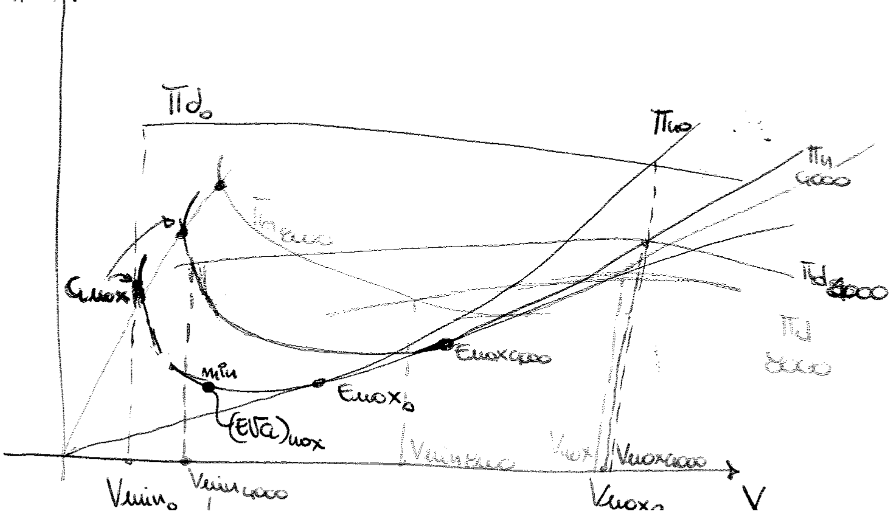
$$\bullet \ \Pi_d - \Pi_n = \underset{\substack{\uparrow \\ \text{PESO}}}{W} \ \underset{\substack{\uparrow \\ \text{VELOCITÀ SALITA}}}{w}$$

$$w = \frac{\Pi_d - \Pi_u}{\underset{(\text{PESO})}{W}} \Rightarrow \boxed{w_{max} = \frac{(\Pi_d - \Pi_u)_{max}}{W}}$$

⇒ ho w_{max} dove ho $(\Pi_d - \Pi_u)_{max}$

⇓

coincide o si avvicina al punto di minimo di Π_u ⇒ ● ⇒ $V = (E\sqrt{\sigma})_{max}$
⇒ HO w_{max}!!



— ⇒ $\boxed{z = z_0}$ (ISA)

— ⇒ $\boxed{z = 4000\,m}$ (ISA)

— ⇒ $\boxed{z = 8000\,m}$ (ISA)

16/04/2013

Per calcolare la quota di tangenza teorica:

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

$$\underset{\text{riferito a } W}{\frac{\Pi_d}{W}} = \frac{\Pi_u}{W} \Rightarrow \frac{\eta_e \, \varepsilon \, \psi \, \Pi_{umo}}{W} = \frac{DV}{W} = \frac{V}{E}$$

η_e = η_{elica}

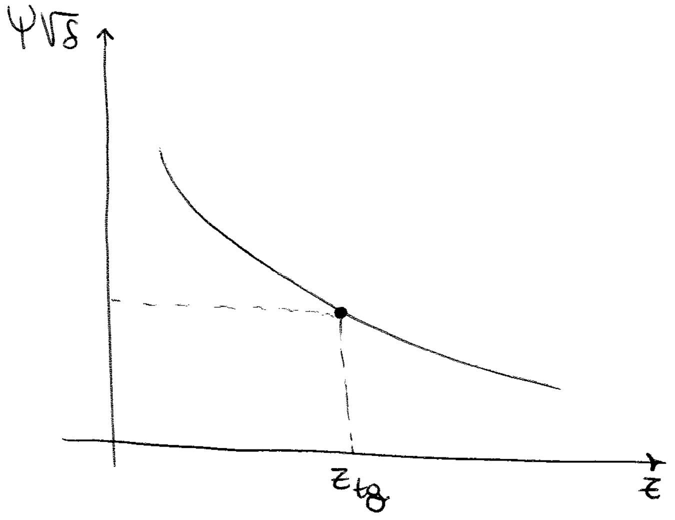
$$\psi = \frac{\rho}{\rho_0} \sqrt{\frac{T_0}{T}}$$

PORTIAMO AL 1° MEMBRO CIÒ CHE DIPENDE DALLA QUOTA:

$$\psi \sqrt{\delta} = \frac{\sqrt{2}\, W^{3/2}}{\sqrt{\rho_0}\, \eta_e \, \Pi_{umo} \sqrt{S} \, (E\sqrt{C_L})_{max} \, \varepsilon} = f(z)$$

$(E\sqrt{C_L})_{max}$ ← ALLA QUOTA DI TANGENZA

ε → = 1 → HO MANETTA MAX → DALLA DEFINIZIONE DI QUOTA DI TANGENZA



LA CROCIERA

Possiamo fare la crociera in diversi modi in base a che il velivolo sia ad elica o a getto cambia la condotta di volo.
Per entrambi posso decidere di fare la massima percorrenza (AUTONOMIA MAX) o di avere la massima permanenza in volo (DURATA MASSIMA).

- **IL VELIVOLO A GETTO**

RISCRIVO LE EQ. DI EQUILIBRIO

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

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

VALGONO IN VOLO ORIZZONTALE

→ NOI LE CONSIDEREMO COMUNQUE VALIDE IN CROCIERA XCHÉ γ È PICCOLO

$\Rightarrow \cos\gamma \sim 1$!!

SIAMO IN VOLO (QUASI) SUB-ORIZZONTALE IN CROCIERA

Ⓐ $$\partial = \frac{EV}{K_m}\ln\left(\frac{W_i}{W_f}\right) = \frac{EV}{K_m}\ln\left(\frac{W_i}{W_i-G}\right) = \boxed{\frac{EV}{K_m}\ln\left(1-\frac{G}{W_i}\right)^{-1}}$$

In questo modo ho supposto $V = cost$ e $C_L = cost$ mentre $\rho \neq cost$ e $z \neq cost$

Qsta è una condotta di volo.

G in genere è un dato che ho all'inizio xchè so quanto è il carburante caricato sul velivolo che posso consumare.

Per motivi di sicurezza c'è un minimo quantitativo di carburante.

Vi è un carico max di carburante. C'è anche una certa quantità di carico utile.

SOSTITUENDO NELLA Ⓐ LA RELAZIONE V RICAVATA DALLE EQ. DI EQUILIBRIO:

$$d\partial = -\frac{E}{k\sqrt{C_L}}\sqrt{\frac{1}{\frac{1}{2}\rho_0\,\delta S}}\,\frac{\sqrt{W}}{W}\,dW$$

$$\partial = -\frac{E}{k\sqrt{C_L}}\,\frac{\sqrt{2/\rho_0}}{\sqrt{S\delta}}\cdot 2\left|\sqrt{W}\right|_i^f$$

$$\partial = \underbrace{\left(-\frac{E}{k\sqrt{C_L}}\right)}_{\text{COSTANTI}}\frac{\sqrt{2/\rho_0}}{\sqrt{S\delta}}\cdot 2\left(\frac{\sqrt{W_i-G}}{\sqrt{W_i}}-\frac{\sqrt{W_i}}{\sqrt{W_i}}\right)\sqrt{W_i}$$

$$\partial = 2\sqrt{2/\rho_0}\,\underbrace{\frac{E\sqrt{W_i/S}}{k\sqrt{C_L}\sqrt{\delta}}}_{\left[\frac{N}{N\cdot h}\right]}\left[1-\left(1-\frac{G}{W_i}\right)^{1/2}\right]\cdot 3{,}6 = [Km]$$

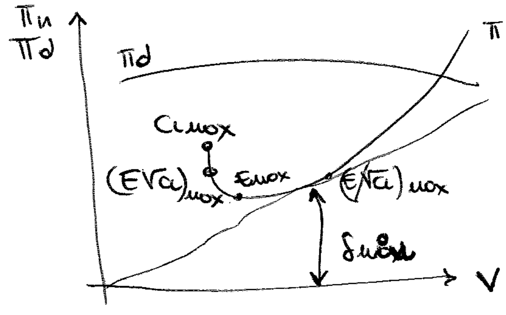
$$\partial = 7{,}2\sqrt{2/\rho_0}\,\frac{E}{\sqrt{C_L}}\cdot\underbrace{\frac{1}{K_m}\cdot\frac{1}{\sqrt{\delta_m}}}_{\text{mediati nella crociera}}\cdot\sqrt{\frac{W_i}{S}}\left[1-\left(1-\frac{G}{W_i}\right)^{1/2}\right]$$

HO CONSIDERATO $\underline{E = cost}$ e $\underline{C_L = cost}$

$\Rightarrow \frac{E}{\sqrt{C_L}} = cost$ e $\frac{1}{\sqrt{\delta}} = cost$ OVVIAMENTE VARIA SEMPRE K_m x effetto del n° di giri e della velocità!

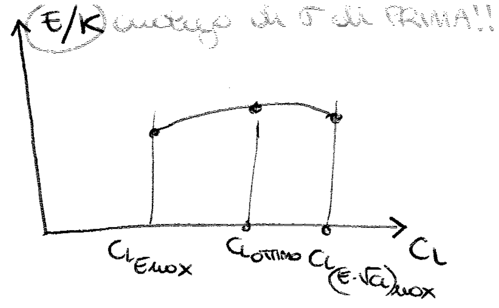
MASSIMA AUTONOMIA

fissata la quota quello che si vede è che la $\boxed{\partial_{max} \text{ si ha se } \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}}\right)_{max}}$



Πu ← CURVA DELLE SPINTE NECESSARIE

N.B. NOTA LA POSIZIONE DI E_{max} e $(E\sqrt{C_L})_{max}$ NEI VELIVOLI A GETTO!



$$K = k_{50}\ \underset{\overset{\uparrow}{z}}{\varphi_2}\ \underset{\overset{\uparrow}{V}}{\chi_2}\ \underset{\overset{\uparrow}{n°}}{\psi_2}$$

IL DIAGRAMMA di UTILIZZO

Quello che affronteremo è un discorso molto interessante x l'aviazione CIVILE.

W_{vo} = PESO A VUOTO OPERATIVO (STRUTTURA CON CIÒ CHE È NECESSARIO PER VOLAR MA NON C'È CARBURANTE NÉ IL CARICO UTILE)

J = CARICO UTILE (CIÒ CHE DEVO TRASPORTARE PASSEGGERI E BAGAGLI)

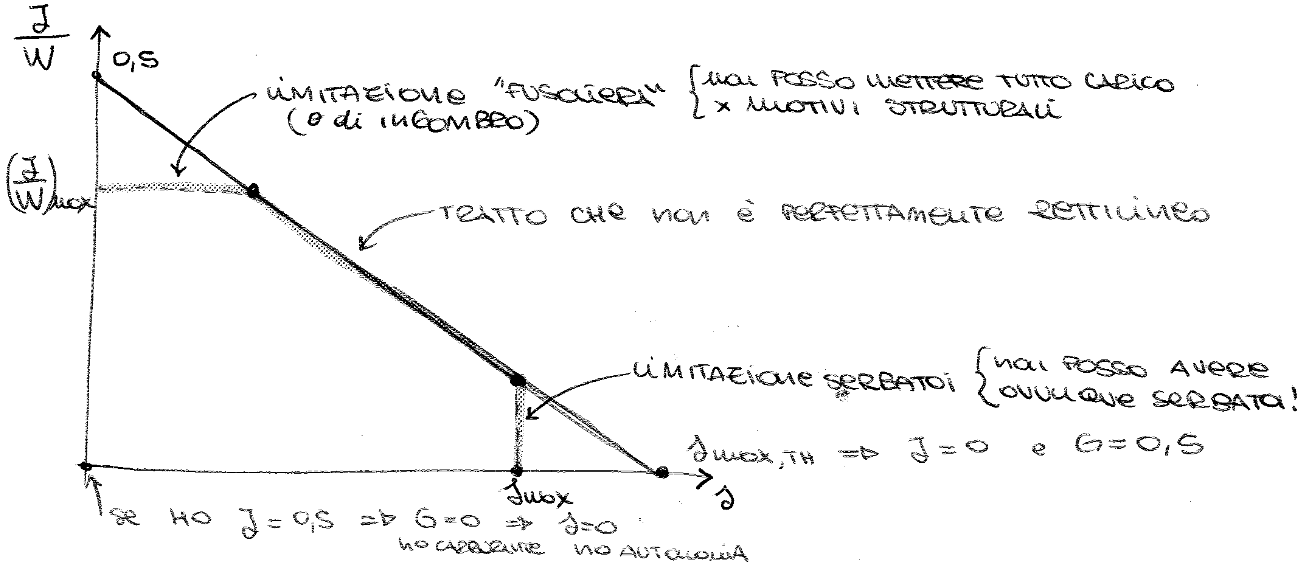
G = CARBURANTE

$$W_{vo} = W_{(TOT)} - J - G$$

$$\frac{J}{W} = 1 - \frac{W_{vo}}{W} - \frac{G}{W}$$

$$\frac{W_{vo}}{W} \simeq 0,5$$ ⇒ 50% del PESO TOTA È IL PESO A VUOTO OPERATIVO

Le % di J e G sono variabili in base delle nostre necessi (OTTIMIZZO AUTONOMIA o IL CARICO).



la curva è da considerare ~ lineare anche se questo non è corretto xché il consumo di carburante e l'autonomia non sono collegati da una relazione lineare!!

i = MOMENTO di TRASPORTO $\left[\frac{J\,\ell}{W}\right] = \left[\frac{\text{Tonnellate di } J \ \text{km}}{\underset{W}{\text{Tonnellate aereo}}}\right]$

se considero $\begin{cases} n° \text{giri} = \text{cost} \\ z = \text{cost} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \varphi_2 = \text{cost} \\ \varphi_2 = \text{cost} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} C_K \text{ dipende} \\ \text{SOLO DALLA VELOCITÀ} \end{cases}$

CONSUMO CHILOMETRICO FISSO SULLA CROCERA

PESO INIZIALE

$$\Rightarrow C_K = \frac{dW}{d\theta} = \frac{K}{EV} W = \frac{K_{S0}\left(1 + \frac{V}{W_G}\right)}{EV} W = W\left(\frac{K_{S0}}{EV} + \frac{K_{S0}}{EW_G}\right)$$

(GAS SCARICO ?) ?

QUESTO VALE x LA FASE DI CROCERA —

QUNTITÀ CARBURANTE

$$\frac{C_K}{J} = \frac{N_{combustibile}}{T_n \; K_m}$$

30:00 ?

PESO CARICO UTILE

KM CHE POSSO FARE

TONNELLATE CHE POSSO TRASPORTARE

ORA CONSIDERO:

z = COSTANTE

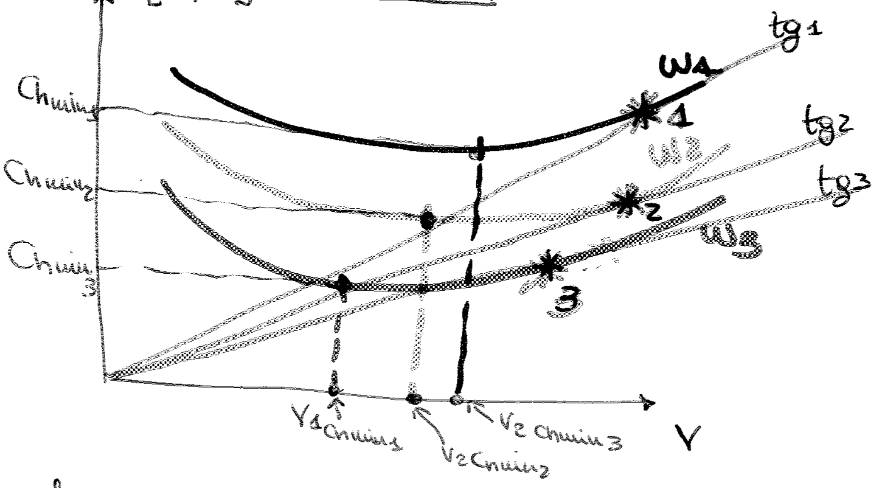
W = COSTANTE DURANTE LA PROVA

CONSUMO CHILOMETRICO

$$C_h = C_K \cdot V = \left[\frac{N}{km} \cdot \frac{km}{h}\right] \Rightarrow \left[\frac{N}{h}\right] \text{ CONSUMO ORARIO}$$

CONSUMO ORARIO

FIG 1



z = cost

W = W1 (PESO)

dopo un po' di tempo

W = W2 con W2 < W1

e RICALCOLO le Ch

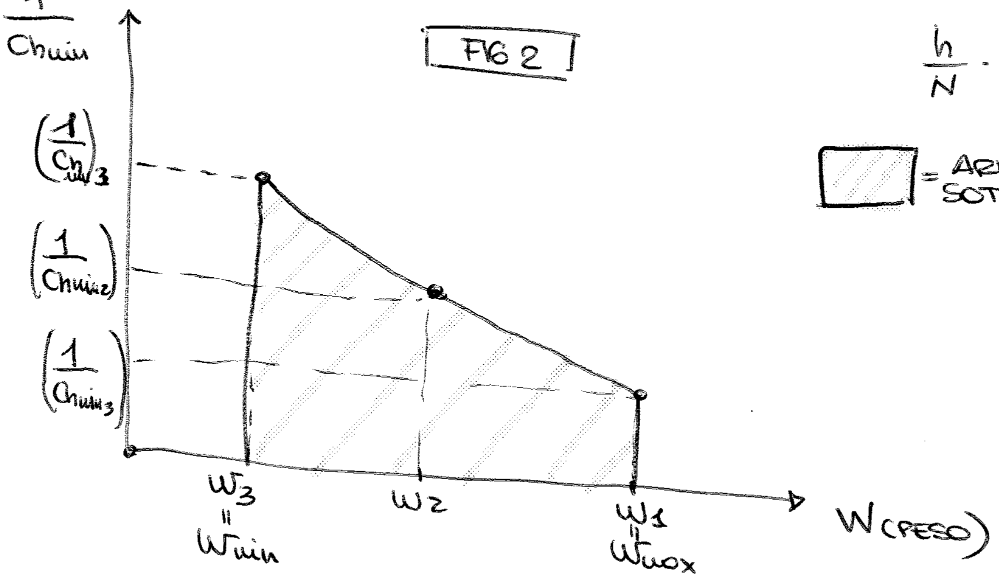
(ORA le minimo di Ch a VELOCITÀ PIÙ BASSA)

DOPO UN PO' CALCOLO

a W = W3 con W3 < W2

⇒ minimo a valore di velocità più basso

FIG 2



$$\frac{h}{N} \cdot N = N$$

▨ = AREA SOTTESA = tmax di PERCORRENZA

* AUTONOMIA DEL VELIVOLO AD ELICA * 24/04/2013

Abbiamo le solite 2 eq. di equilibrio con le Potenze xchè è + facile parlare di potenza e non di spinta per i motori a ELICA.

$$\eta_e \underset{\text{MOTORE}}{\underset{\uparrow}{\Pi_m}} = \underset{\text{NECESSARIA}}{\underset{\uparrow}{\Pi_n}} = \overset{\text{DRAG}}{D} \cdot \overset{\text{VELOCITÀ}}{V} = \frac{1}{2} \rho_0 \delta V^3 C_D S$$

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

$\Pi_m \Rightarrow$ tiene conto della manetta max ($\overset{\text{ZITA}}{\mathcal{E}}=1$) e dello Ψ che tiene conto della quota z

η_e = RENDIMENTO ELICA

$\Rightarrow \Pi_m = \Pi_{m_0} \Psi \mathcal{E}$ (Π_m = POTENZA MOTORE)

facendo il RAPPORTO:

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

moltiplico ambi i membri per $\boxed{c\,dt}$ con c che è il consumo specifico del MOTORE

$$C = \left[\frac{\overset{\text{NEWTON COMBUSTIBILE}}{N}}{\underset{\text{VATT POTENZA}}{W} \cdot \underset{\text{SECONDI, ORA}}{s}}\right] = \left[\frac{N}{\frac{Nm}{s} \cdot s}\right]$$

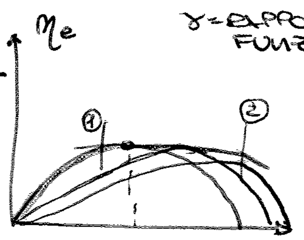
$$\Rightarrow \frac{\eta_e \Pi_m \; c \cdot dt}{W} = \frac{V}{E} c \cdot dt$$

dove

$$\begin{cases} \Pi_m \, c\,dt = - \underset{\substack{\text{PERDITE DI PESO} \\ \text{x IL CONSUMO}}}{\underset{\uparrow}{dW}} \\ V dt = ds \end{cases}$$

Integro con $\begin{cases} C_L = \text{COST} \\ E = \text{COST} \end{cases}$ e $\begin{cases} c = \text{CONSUMO SPECIFICO VARIA CON } z \text{ e regimi MA DI POCO!} \\ \eta_e \Rightarrow \text{ELICA A PASSO FISSO} - \\ \quad \Rightarrow \text{ELICA A PASSO VARIABILE} - \text{INVILUPPO} - \end{cases}$

MI METTO SUL MAX VARIANDO IL PASSO



γ = RAPPORTO FUNZIONAMENTO

se mi metto con un ELICA A PASSO VARIABILE nell'INVILUPPO TRA ① e ② SUPPONGO η_e = COST : $\gamma = \frac{V}{\omega R_e}$

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

SO CHE NELLA CROCERA POSSO GIOCARE SU QUATTRO PARAMETRI $C_L, V, z, \mathcal{E}$ E HO SEMPRE 2 eq. di EQUILIBRIO $\Rightarrow$ 2 PARAMETRI FISSI e 2 VARIABILI $\Rightarrow$ CON LE APPROSSIMAZIONI FATTE POSSO INTEGRARE L'EQ. APPENA SCRITTA!

$$\Rightarrow s = \frac{\eta_e E}{c} \ln\left(\frac{W_i}{W_i - G}\right) = \frac{\eta_e E}{c} \ln\left(\frac{1}{1-G}\right) \quad \text{"}s\text{"} \Rightarrow \left[\frac{Nm}{s} \frac{s}{N}\right] \Rightarrow \frac{1}{1000} [km] \; \text{(ok!)}$$

Per avere una condizione di S.S.S.L devo avere:

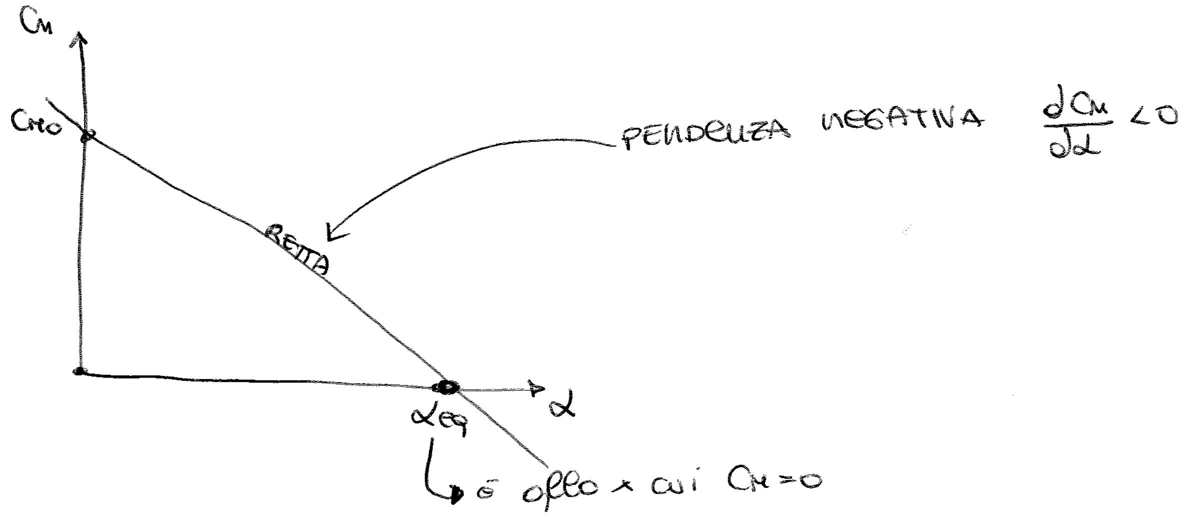
$$\frac{dC_m}{d\alpha} = C_{m\alpha} < 0 \qquad \begin{cases} \Delta\alpha < 0 \Rightarrow \Delta C_{m\alpha} > 0 \\ \Delta\alpha > 0 \Rightarrow \Delta C_{m\alpha} < 0 \end{cases}$$

annulla il decremento di α annullando il disturbo generato

Il velivolo non ha x forza qsta caratteristica, se non è automatico applico dei sistemi che lo rendono STABILE.
↳ AEREI MILITARI

Un velivolo può essere INTRINSICAMENTE STABILE. In casi particol il velivolo può non essere stabile ⇒ entro certi limiti il pilota riesce a recuperare e stabilizzare l'aereo ⇒ una correzione manuale genera un altro disturbo ⇒ manualmente è una fatica assurda!!

ANDIAMO A DIAGRAMMARE $C_m = f(\alpha)$

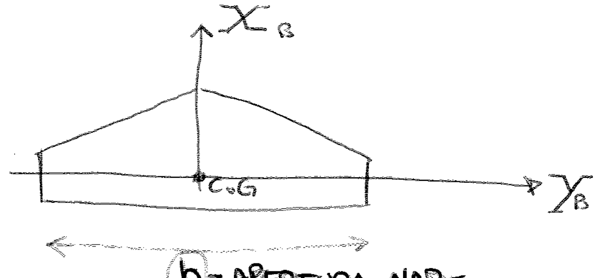


da $\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$ so che $C_{m0} > 0$ altrimenti se fosse negativo non avrei pendenza negativa passando per α_{eq}.

Ora vogliamo ricavare l'equazione del C_m che imponendola $= 0$ dà le condizioni di equilibrio, derivandola ricavo le condizioni di α.

* ESPRESSIONE DEL CM x VELIVOLO *

- ALA ISOLATA = (VELIVOLO TUTT'ALA)



C_{mg} = CORDA MEDIA GEOMETRICA

$$C_{mg} = C_m = \frac{S}{b} = \frac{2}{b}\int_0^{b/2} c\,dy$$

S = SUPERFICIE ALARE

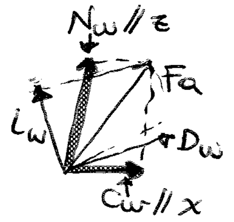
C_{ma} = CORDA MEDIA AERODINAMIC

$$C_{ma} = \frac{2}{b}\int_0^{b/2} c^2\,dy$$

↳ nell'ala rettangolare $C_{ma} = C_m$

Definisco anche x_g e z_g rispetto al nuovo S.R. del BARICENTRO.

Vado a scomporre la F_w in $\overset{\text{NORMALE}}{N_w}$ e C_w // al nuovo sist. di RIF.



$$N_w = L_w \underbrace{\cos(\alpha_w - i_w)}_{\sim 1} + D_w \underbrace{\operatorname{sen}(\alpha_w - i_w)}_{\sim (\alpha_w - i_w)}$$

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

$$C_w = D_w \cos(\alpha_w - i_w) - L_w \operatorname{sen}(\alpha_w - i_w) \simeq D_w - L_w (\alpha_w - i_w)$$

poiché $D_w \ll L_w \Rightarrow N_w \simeq L_w$

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

$$M_{Gw} = N_w (x_G - x_A) + C_w (z_G - z_a) + M_{ow} =$$

$$= L_w (x_G - x_A) + D_w (z_G - z_a) - L_w (z_G - z_a)(\alpha_w - i_w) + M_{ow}$$

$$C_{MAw} = C_{Lw} \frac{x_G - x_a}{c} + C_{Dw} \frac{z_g - z_a}{c} - C_{Lw} (\alpha_w - i_w) \frac{z_g - z_a}{c} + C_{Mow}$$

$$C_{MAw} = C_{Lw} \frac{x_G - x_a}{c} + \underbrace{\left[C_{Dw} - C_{Lw} (\alpha_w - i_w) \right] \frac{z_g - z_a}{c}}_{} + C_{Mow}$$

WING DRAG TERM

<u>CONTRIBUTO DELLA RESISTENZA DELL'ALA AL COEFF. DI MOMENTO</u>

↓

contiene C_{Dw} e C_{Lw}
sono due termini piccoli
che si sottraggono e poi
sono moltiplicati x $z_g - z_a$
che non è trascurabile se
g e a sono lontani (non
accade spesso!) ⇒ N meco nella maggior parte dei casi!!

$$C_{MGw} = C_{Lw} \frac{x_G - x_a}{c} + C_{Mow}$$ } è LA RETTA DEFINITA PRIMA

SAPENDO CHE $C_{Lw} = \frac{\partial C_{Lw}}{\partial \alpha_w} \cdot \alpha_w = a_w \alpha_w$ COEF. ANGOLARE di PORTANZA ALA

$$\Rightarrow C_{MGw} = C_{Mow} + a_w \alpha_w \frac{x_G - x_a}{c}$$

- ALL'EQUILIBRIO $C_{MG} = 0 \Rightarrow C_{Lw} = - \frac{C_{Mow}}{(x_G - x_a)} \cdot c$

- X LA STABILITÀ $C_{M\alpha} < 0$ $(x_G - x_a) < 0$

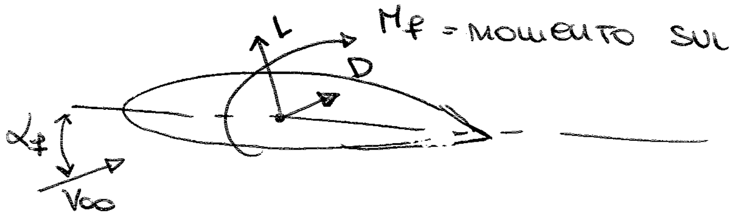
* ALA + FUSOLIERA = BODY *

⇒ RISCRIVO LE EQ. SENZA CONSIDERARE LA CODA MA RISPETTO AGLI ASSI BODY.

- LA FUSOLIERA È APPROSSIMATA A UN "FUSO"

CALETTAMENTO ALA FUSOLIERA ⇒ { ANGOLO TRA CLw=0 E DIREZIONE DELL'ALA

SE LA FUSOLIERA FOSSE UN FUSO LA DIREZIONE DI CL NULLO SAREBBE L'ASSE DEL FUSO



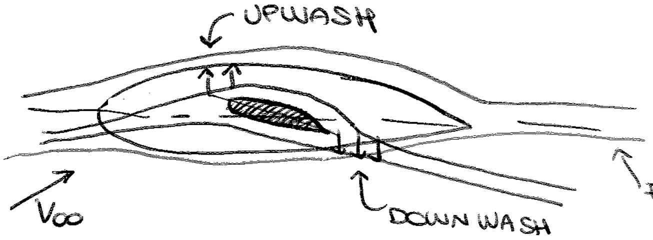
Mf = MOMENTO SUL FUSO ⇒ { CABRANTE a differenza di ciò che ACCADE × l'ala dove ho momento a picchiare

SNELLEZZA $\varepsilon = \frac{L}{\varnothing}$ → LUNGHEZZA, → DIAMETRO

$$M_f = \frac{1}{2}\rho V^2 (1-\varepsilon)\, \text{Volume} \cdot \text{sen}(2\alpha_f)$$

SE AGGIUNGO LA FUSOLIERA ALL'ALA OTTENGO:

- SE ANCHE AVESSIMO UNA FUSOLIERA COME UN FUSO AVREI UNA INTERFERENZA ALA-FUSO!



▨ ALA

QUESTA INTERFERENZA NON È TRASCURABILE

Il flusso dell'ala e del fuso interagiscono modificando 4 parametri.

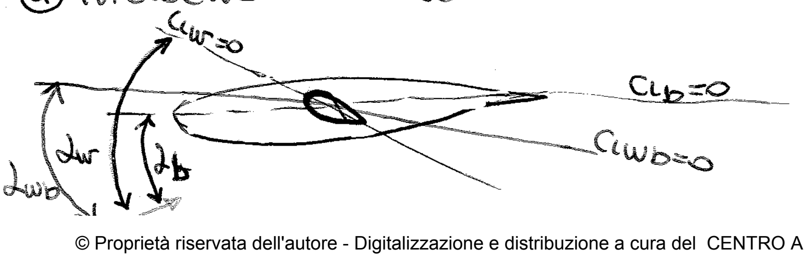
① POSIZIONE DEL FUOCO : $\overset{\downarrow wb}{X_a'} < \overset{\downarrow w}{X_a}$

② MOMENTO FOCALE : $|C_{mo\,wb}| > |C_{mo\,w}|$

} + IMPORTANTI ed EVIDENTI di ③ e ④

③ COEFF. ANGOLARE di PORTANZA : $a_{wb} > a_w$

④ INCIDENZA : $\alpha_{wb} < \alpha_w$



$$\Rightarrow C_{mg\,wb} = C_{mo\,wb} + C_{L\,wb}\,\frac{X_G - X_a'}{c}$$

RISPETTO ALLA DIREZIONE di $C_L = 0$ del sistema completo potrò calcolare l'incidenza e la Veffettiva aerodinamica.

α_t è un α apparente V_{eff} e aerodinamico $\Rightarrow$ l'α tra la V_∞ e la direzione di $C_L = 0$ è l'α EFFETTIVO E ANCHE QUESTO È AREDINAMICO CON LA DIFF. CHE α_t vale solo sull'imp. orizz. mentre l'altro è del velivolo complessivo.

$$M_{G_t} = -N_t l'_t = -L_t l'_t \quad \text{dove} \quad L_t \simeq N_t$$

$$\frac{V_{eff}^2}{V_\infty^2} = \eta_t \gtrless 1$$

LA DIREZIONE di Veff cambia di ε IL SUO MODULO PUÒ CAMBIARE!

$\eta_t > 1 \Rightarrow$ SE HO L'ELICA CHE INVESTE IL TAIL $\quad V_{eff} > V_\infty$

$\eta_t = 1 \Rightarrow$ È TRASCURABILE IL CAMBIAMENTO DI VELOCITÀ $\quad V_{eff} < V_\infty$

$\eta_t < 1 \Rightarrow$ IL TAIL È NELLA SCIA DELL'ALA O QUANDO PARTE DELLA SUA APERTURA SI TROVA NELLA PARTE DELLO STRATO LIMITE DELLA FUSOLIERA.

≠ coeff. ang. di portanza del TAIL isolato

$$C_{MG_t} = \frac{M_{GT}}{\frac{1}{2}\rho V^2 S c} = \frac{-C_{L_{t_i}} \cdot l'_t \cdot S_t \left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)\eta_t}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \cdot c}$$

$$C_{MG_t} = \frac{-C_{L_{t_i}} \cdot l'_t \cdot \eta_t S_t}{\boxed{S \cdot c}} = -C_{L_{t_i}} \eta_t \bar{V}'$$

SERVE x ADIMENSIONARE IL TUTTO!

$\bar{V}'$ = RAPPORTO VOLUMETRICO di CODA = $\dfrac{S_t l'_t}{S \cdot c}$

SUPERFICIE di RIFERIMENTO dell'ALA

CORDA di RIFERIMENTO DELL'ALA

DEL TAIL ISOLATO IN GALLERIA

$$C_{L_{t_i}} = a_{t_i} \alpha_t$$

DEL TAIL CONSIDERATO SUL VELIVOLO COMPLESSIVO

$$C_{L_T} = a_t \alpha_t$$

$$C_{MG_t} = -a_{t_i} \alpha_t \eta_t \bar{V}' = a_t \alpha_t \bar{V}'$$

$$C_{MG_t} = -C_{L_{t_i}} \eta_t \bar{V}' = -C_{L_t} \bar{V}' \quad \Rightarrow \boxed{a_t = a_{t_i} \eta_t}$$

LEGHIAMO l_t a l'_t: CHE CHIAMO x_a' CHE DAL PUNTO ① è $x_a' < x_a$

$$l_t = l'_t + x_G - x_{a_{wb}}$$

DEFINISCO UN ALTRO RAPP. VOLUMETRICO di CODA $\bar{V}$:

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

$$\bar{V} - \bar{V}' + \frac{S_t}{c} \overline{x_G - x_a'}$$

Per l'equilibrio so che il $C_{MG}=0$! ⇒ (ANDRÒ AD ANNULLARLO)

Per la STABILITÀ avevamo detto che: $\frac{\partial C_{MG}}{\partial \alpha} = C_{M\alpha} < 0$

DALLA Ⓐ ANDRÒ A RICAVARE le condizioni di $C_{M\alpha}=0$

$$\frac{\partial C_{M\alpha}}{\partial \alpha} = C_{M\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\,\frac{x_G - x_{Q'}}{c} - \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \alpha}\,\bar{V} + \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha}$$

$C_{M\alpha}=0$ determina una posizione $\left(\frac{x_G}{c}\right)_{C_{M\alpha}=0} = \frac{X_N}{c}$ → PUNTO NEUTRO

→ COOR. BARICENTRO

Quando $x_G = x_N$ il velivolo è NEUTRO: né stabile né istabile!

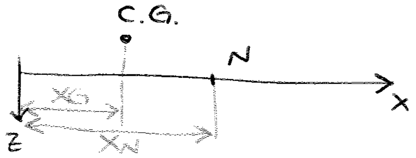
$$\frac{X_N}{c} = \frac{X_{Q'}}{c} + \frac{1}{\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)}\left[\frac{\partial C_{L_t}}{\partial \alpha}\bar{V} - \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha}\right]$$

$$C_{M\alpha} = \left[\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\,\frac{x_G - x_N}{c}\right] = C_{L\alpha}\,\frac{x_G - x_N}{c}$$

→ PUNTO NEUTRO LIMITE

→ MARGINE STATICO
TERMINE NEGATIVO $|X_N| > |X_G|$
↓
QUANDO IL BARICENTRO ARRIVA COSÌ INDIETRO CHE COINCIDE CON IL PUNTO NEUTRO O FUOCO O AER. CENTRE HO $C_{M\alpha}=0$

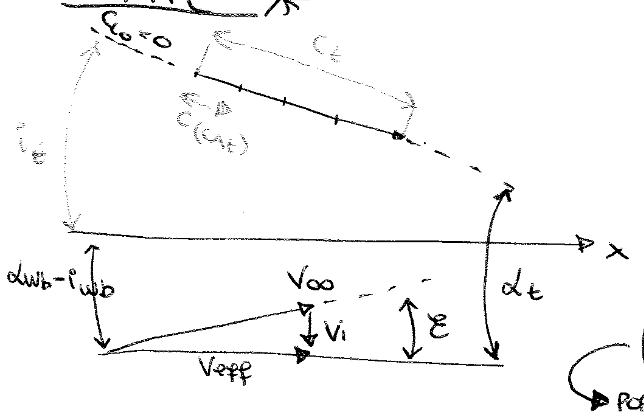
$C_{M\alpha} < 0 \Rightarrow x_G < X_N$



ANDIAMOCI ORA A CONCENTRARE SULLA CODA!

SU UN VELIVOLO CONVENZIONALE VOGLIO $C_{MG}=0$ ⇒ CIOÈ L'EQUILIBRIO AL BECCHEGGIO ⇒ X FARE CIÒ DEVO USARE LA "CODA" O TAIL!

*** TAIL ***



$$\alpha_t = \alpha_{wb} - i_{wb} - \varepsilon + i_t$$

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\alpha_{wb}$$

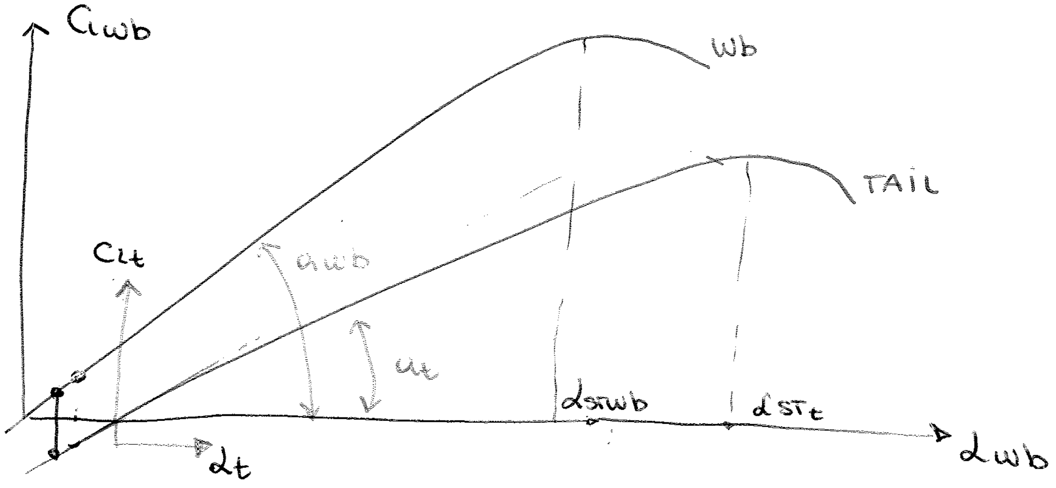
(DOWN WASH FACTOR per $\alpha_{wb}=0$)

→ POSSO AVERE V_i anche se

CONTRIBUTO CHE VIENE FUORI QUANDO HO VARIAZIONE DI α E DEVO MOLTIPLICARE X α_{wb}

[illegible] ⇒ L=0 ⇒ ??

ER UN VELIVOLO CLASSICO $\begin{cases} a_{wb} = 5 \div 5{,}8 \\ a_t = 3 \end{cases}$



PER UN CERTO α SULL'ALA e UN α SUL TAIL distinti HO $C_{L_{TOT}}=0$
N QSTO MODO L_{ALA} = DEPORTANZA SULLA CODA! ↳ dipendono dalle ≠ superfici ALA TAIL

O STALLO DELL'ALA AVVIENE MOLTO PRIMA DELLO STALLO DEL TAIL ⇒ DEVO POTER ANCORA MANOVRARE x USCIRE DALLO STALLO!

COEFF. ANGOLARE DI PORTANZA DEL VELIVOLO COMPLETO

$$\Rightarrow \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = a = a_{wb}(1+F)$$

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

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

QNDO $\underline{\alpha_{wb}=0}$ ⇒ $\underline{L_{wb}=0}$ ⇒ $\boxed{L \equiv L_t}$

ICORDIAMOCI CHE

$C_L = a\alpha$ → INC. DEL VELIVOLO COMPLETO MISURATA RISP. ALLA DIREZIONE DI $C_L=0$ DEL VELIVOLO COMPLETO (DIREZ. PORTANZA NULLA VELIVOLO)
↳ COEF. ANG. PORTANZA VEL. COMP.

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

$$\alpha_{wb} = \frac{a\alpha + a_t\frac{S_t}{S}i}{\underbrace{a_{wb}(1+F)}_{a}} = \alpha + \frac{a_t}{a}\frac{S_t}{S}i$$

$$\boxed{C_{M0} = C_{M0WB} + a_t V \frac{i}{1+F} + C_{MP}}$$ eq. ⑤ → è il C_{MG} per $\alpha = 0$

$(C_{MG})_{\alpha=0}$

è il punto di intersezione un punto fittizio!

C_{M0WB}: <0 xché x ala convenzionale $C_{M0} < 0$ il body non influisce + di tanto!

$a_t V \frac{i}{1+F}$: $\boxed{>0}$ con la coda devo avere cont. >0 x essere stabile

C_{MP}: può essere $\gtrless 0$ dipende dalla posizione z_p ma è piccolo!

Ricavo il termine che dipende da α:

$$\boxed{C_{M\alpha} = a \frac{X_G - X_{a'}}{c} - a_t \bar{V} \left(1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}\right) + \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha}}$$ ④

$C_{M\alpha} = 0 \Rightarrow$ velivolo neutro

annullando qsta relazione ho:

$$C_{M\alpha} = a \left[\frac{X_G}{c} - \frac{X_{a'}}{c} - \frac{a_t}{a} \bar{V} \left(1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}\right) + \frac{1}{a} \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha} \right] = 0$$

∴ $C_{M\alpha} = 0 \Rightarrow \frac{X_G}{c} = \frac{X_N}{c}$ ← punto neutro + completo di quello che avevamo trovato l'altra volta!

$$\left(\frac{X_G}{c}\right)_{C_{M\alpha}=0} = \frac{X_N}{c} = \frac{X_{a'}}{c} + \frac{a_t}{a} \bar{V} \left(1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}\right) - \frac{1}{a} \frac{\partial C_{MP}}{\partial \alpha}$$

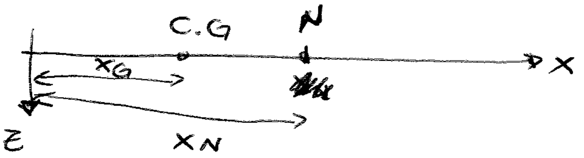
$$C_{M\alpha} = a \frac{X_G - X_N}{c}$$ (NB. asse x va verso poppa)

Margine statico $X_G - X_N < 0 \Rightarrow$ velivolo stabile xché $C_{M\alpha} < 0$

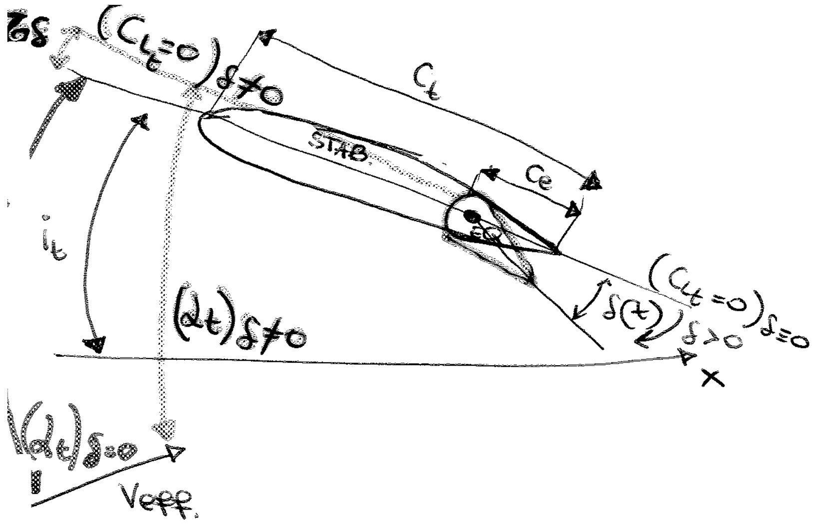
↓

X_G deve essere prima di X_N

$X_G < X_N$

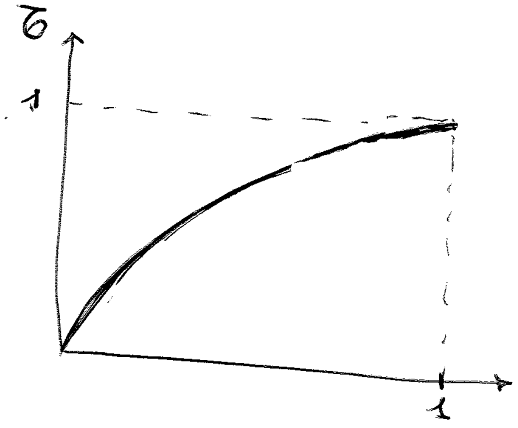


se $X_G > X_N \Rightarrow C_{M\alpha} > 0 \Rightarrow$ velivolo INSTABILE!!



SE RUOTO L'EQUILIBRATORE SI SPOSTA ANCHE L'ASSE di PORTANZA NULLA DEL TAIL! DI QUANTO? DI UN ANGOLO ∝ ALL'ANGOLO DI ROTAZIONE DELL'EQUILIBRATORE E ∝ τ!!

$$(\alpha_t)_{\delta\neq0} = \left[(\alpha_t)_{\delta=0} + \tau\delta\right] \Rightarrow \Delta\alpha_t = (\alpha_t)_{\delta\neq0} - (\alpha_t)_{\delta=0} = \tau\delta$$



⇒ IL RAPPORTO τ AUMENTA CON L'AUMENTARE DEL $\frac{C_e}{C_t}$!

$\frac{C_e}{C_t}$ → PERCENTUALE di EQ. SU STABILIZZATORE

$\frac{C_e}{C_t} = 1$ → RUOTO l'ASSE di PORTANZA NULLA dell'ANGOLO di δ!!

A VARIAZIONE DELLA DIREZIONE DI PORTANZA NULLA SARÀ:

$$\Delta\alpha_t = \tau\delta = \frac{\partial\alpha_t}{\partial\delta}\cdot\delta$$

$$\boxed{\alpha_t = \alpha_{wb}\left(1-\frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right) - i} \rightarrow \text{SENZA EQUILIBRATORE}$$

$$\boxed{\alpha_t = \alpha_{wb}\left(1-\frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right) - i + \tau\delta} \rightarrow \text{CON EQUILIBRATORE}$$

$$C_{L_t} = a_t\alpha_t = a_t\left[\alpha_{wb}\left(1-\frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right) - i + \tau\delta\right]$$

$$C_l = (C_l) + \frac{\delta C_l}{\ }\cdot\delta = C_{L\alpha}\cdot\alpha + C_{L\delta}\cdot\delta$$

CALCOLIAMO IL RAPPORTO:

$$\frac{C_{L\delta}}{C_{M\delta}} = \frac{C_{Leq} - C_{L\alpha}\cdot\alpha_{eq}}{-C_{M0} - C_{M\alpha}\cdot\alpha_{eq}}$$

⇒ COME PRIMA RICAVO $\alpha_{eq} = \frac{C_{L\delta}\cdot C_{M0} + C_{M\delta}\cdot C_{Leq}}{\Delta}$

$$\Rightarrow \boxed{\alpha_{eq} = \frac{C_{L\delta}\cdot C_{M0}}{\Delta} + \frac{C_{M\delta}}{\Delta}\cdot C_{Leq}}$$

↳ EQ. RETTA COME PRIMA CON 1 TERMINE INDIP. da C_L e UNO DIP. LINEARMENTE DA ESSO.

- δ_{eq} è il δ necessario x ottenere α_{eq}!

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

$$C_L = C_{L_{wb}} + C_{L_t}\cdot\frac{S_t}{S}$$

$$\frac{\partial C_L}{\partial\delta} = C_{L\delta} = \frac{\partial C_{Lwb}}{\partial\delta} + \frac{S_t}{S}\cdot\frac{\partial C_{Lt}}{\partial\delta}$$

14/05/2013
RECUPERO 2OR

↳ LO CALCOLIAMO IN DUE TIPI DI VELIVOLO:

VELIVOLO CONVENZIONALE

$$C_{L\delta} = \frac{S_t}{S}\frac{\partial C_{Lt}}{\partial\delta}$$

$$C_{L\delta} = \frac{S_t}{S}\frac{\partial C_{Lt}}{\partial\alpha_t}\cdot\frac{\partial\alpha_t}{\partial\delta}$$

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

VELIVOLO TUTT'ALA

$$\boxed{C_{L\delta} = \frac{\partial C_{Lwb}}{\partial\delta}}$$ → DEGLI ELEVONI

SCRIVIAMO LA RELAZIONE Ⓐ

$$C_{MG} = C_{M0wb} + C_L\frac{x_G - x_{a'}}{c} - C_{Lt}\bar{V} + C_{MPG}$$

$$\frac{\partial C_{MG}}{\partial\delta} = C_{M\delta} = \frac{\partial C_{M0wb}}{\partial\delta} + \frac{\partial C_L}{\partial\delta}\frac{x_G - x_{a'}}{c} - \frac{\partial C_{Lt}}{\partial\delta}\bar{V} + \cancel{\frac{\partial C_{MP}}{\partial\delta}}$$ = 0 TRASCURABILE