



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO : 169

DATA : 03/10/2011

A P P U N T I

STUDENTE : Mesaglio

MATERIA : Meccanica del Volo
Prof. Guglieri

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

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

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

MECCANICA del VOLO

ATMOSFERA STANDARD (ICAO)

- È un'atmosfera normale, un'astrazione per rappresentare le grandezze P, T, ρ e varie altre derivate da 0m (LIVELLO DEL MARE) a 80km con riferimenti tabellati ogni 100m.
- $T_{SL} = 15^\circ = 288K$, $\rho_x = 1,225 \text{ kg/m}^3$, $p_x = 1,013 \text{ bar}$
- Si assume che l'aria sia trattabile come un gas perfetto ($P\rho = R^*T$)
 dove $R^* = \frac{R}{H} = 287,052 \frac{J}{\text{kg} \cdot K}$ = COSTANTE SPECIFICA DEL GAS.
- Il gradiente termico verticale vale: $\alpha = \frac{dT}{dh} = -0,0065^\circ\text{C/m} = -6,5^\circ\text{C/km}$.
 fino ad una quota di 36000 ft dove si ha una temperatura costante di $T = -56,5^\circ\text{C}$.



CALCOLO GRADIENTE DI PRESSIONE E DENSITÀ NELLA TROPOSFERA

PROFILLO TERMICO = LINEARE: $T = T_{SL} + \alpha h$ dove $\alpha = \frac{dT}{dh} = -6,5^\circ\text{C/km}$

$$1) \frac{dP}{dh} = \frac{dP}{dT} \cdot \frac{dT}{dh} = \frac{dP}{dT} \cdot \alpha = \times \text{STEVINO} = -\rho g$$

$$\times \text{LEGGE GAS PERFETTI} \quad -\rho g = -\frac{P}{R^*T} g \quad \Rightarrow \quad \frac{dP}{dT} = -\frac{P g}{R^*T} \Leftrightarrow \frac{dP}{P} = -\left(\frac{g}{\alpha R^*}\right) \frac{dT}{T}$$

INTEGRANDO DA S.L. A h:

$$\log\left(\frac{P}{P_{SL}}\right) = \log\left(\frac{T}{T_{SL}}\right)^{-\frac{g}{\alpha R^*}} \rightarrow \frac{P}{P_{SL}} = \left(\frac{T}{T_{SL}}\right)^{-\frac{g}{\alpha R^*}} = \left(\frac{T}{T_{SL}}\right)^{5,25}$$

$$2) \frac{\rho}{\rho_{SL}} \times \text{LEGGE GAS PERFETTI} = \frac{P}{R^*T} \cdot \frac{R^*T_{SL}}{P_{SL}} = \frac{P T_{SL}}{P_{SL} T} = \left(\frac{T}{T_{SL}}\right)^{5,25-1} = \left(\frac{T}{T_{SL}}\right)^{4,25}$$

$$3) \text{LA VELOCITÀ DEL SUONO: } C_s = \sqrt{\gamma \frac{P}{\rho}} = \sqrt{\gamma R^*T} = 20,05 \sqrt{T} \text{ m/s}$$

con $\gamma = 1,4 = \frac{C_p}{C_v}$ ASSUNZIONE COSTANTEMENTE ADIABATICO DELL'ARIA.

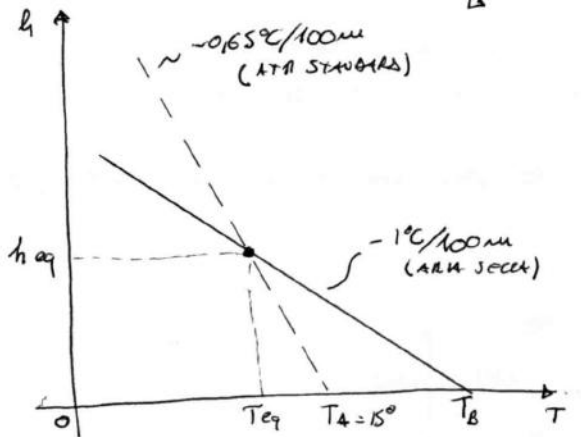
CALCOLO GRADIENTE DI PRESSIONE E DENSITÀ NELLA TROPOPAUSA

PROFILLO TERMICO = COSTANTE: $T = T_{TP} = 216,5K = -56,5^\circ\text{C}$

$$1) \frac{dP}{dh} = \times \text{STEVINO} = -\rho g = \times \text{LEGGE GAS} = -\frac{P}{R^*T_{TP}} g \Rightarrow \frac{dP}{P} = -\frac{g}{R^*T_{TP}} dh$$

$$\text{INTEGRANDO DA S.L. A } h: \quad \frac{P}{P_{SL}} = e^{-\frac{g}{R^*T_{TP}} (h - h_{TP})}$$

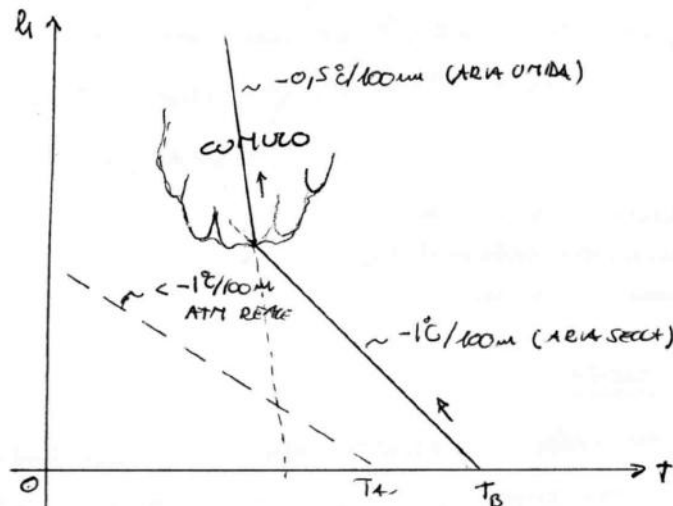
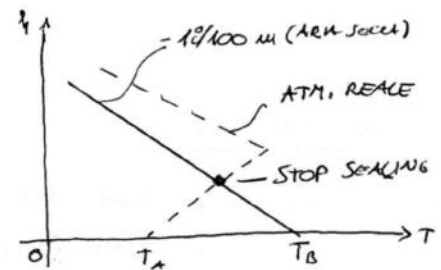
se $T_b > T_a$ la particella d'aria sale raffreddandosi secondo il GRADIENTE TERMICO ADIABATICO DELL'ARIA SECCA ($\alpha = -1^\circ\text{C}/100\text{m}$) mentre l'aria circostante si raffredda secondo il GRADIENTE STANDARD ($\alpha = -0,65^\circ\text{C}/100\text{m}$) quindi ad una certa quota ci sarà equilibrio e la particella d'aria si ferma. (STABILITÀ)



Nella realtà il gradiente termico dell'aria circostante la particella differisce da quello standard; se $\alpha_{\text{ext}} < -1^\circ/100\text{m}$ ad esempio, la particella in salita non raggiunge mai una condizione di equilibrio poiché $T_b > T_a$. (INSTABILITÀ). Se la particella raggiunge le condizioni di saturazione del vapore d'acqua condensa e si raffredda secondo un gradiente di $\alpha = -0,5^\circ/100\text{m}$ (GRADIENTE TERMICO ADIABATICO DELL'ARIA SATURA) \Rightarrow FORMAZIONE CUMULI

NOTA: Nelle giornate invernali spesso l'aria vicina al suolo è + fredda di quella sopra (100 ÷ 200 m) quindi si rischierà di crescere della quota (INVERSIONE TERMICA)

- INIBIZIONE MOTI CONVETTIVI
- ADDENSAMENTO POLVERI SOTTILI
- FORMAZIONE DI BREZZA AL SUOLO



FUNZIONAMENTO:

$$\left. \begin{matrix} P_{statica} \\ P_{tot} \end{matrix} \right\} q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{SL} V_{EAS}^2 \rightarrow V = \sqrt{\frac{2 \Delta P}{\rho_{SL}}} \rightarrow \text{CONTRAZIONE/ESPANSIONE CARSA} \rightarrow \text{GENERATISIO} \rightarrow \text{SPOSTAMENTO LANCETTE.}$$

- è dotato di caccrotichi standard:

- ARCO BIANCO (stallo \rightarrow max velocità con flaps.)
- ARCO VERDE (max velocità con flaps \rightarrow max. velocità)
- ARCO GIALLO (max velocità \rightarrow V_{NE})
- TACCA GIALLA (velocità di avvicinamento raccomandata)
- TACCA ROSA (V_{NE})

- l'anemometro misura la velocità equivalente a livello del mare a porta di presa dinamica (IAS = $\sqrt{\frac{2(P_t - P)}{\rho_{SL}}}$) utilizzando le differenze di pressione misurate dal tubo di Pitot, la velocità indicata è la miglior approssimazione della EAS (Equivalent Air Speed)

$$EAS = IAS \pm \Delta V \quad \text{--- ERRORI DOVUTI A: ---}$$

- POSIZIONE DELLE PRESE STATICHE (ΔV_1)
- TRASDUZIONE DEL SEGNALE (ΔV_2)
- EFFETTI DI COMPRESSIBILITÀ (ΔV_c)

- la TAS è la velocità vera rispetto all'aria e si ha la seguente relazione:

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho TAS^2 = \frac{1}{2} \rho_{SL} EAS^2 \Rightarrow EAS = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_{SL}}} TAS = \sqrt{\sigma} \cdot TAS$$

- la CAS (Calibrated Air Speed) è la velocità indicata corretta per gli errori strumentali e di compensabilità

$$EAS = IAS \pm \Delta V_1 \pm \Delta V_2 \pm \Delta V_c = CAS \pm \Delta V_p$$

- la GS (Ground Speed) è la velocità rispetto al suolo e coincide con la TAS a meno degli effetti del vento.

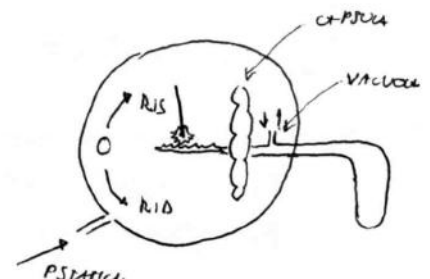
VARIOMETRO

- è un misuratore del RATEO DI SALITA (RIS $\neq 0$) e DI DISCESA (RID $\neq 0$)
- è costituito da una canna collegata alla presa statica del PITOT e da una campana dotata di valvola di profilamento

FUNZIONAMENTO:

$$\Delta P_{statica} \rightarrow \text{TRAFICAMENTO ARIA NELLA VALVOLA X VARIAB. DI PRESSIONE} \rightarrow \text{CONTRAZIONE/ESPANSIONE CARSA} \rightarrow \text{GENERATISIO} \rightarrow \text{SPOSTAMENTO LANCETTE.}$$

- lo strumento impiega qualche secondo per indicare l'effettivo RIS/RID (EFFETTO "CAPILLARITÀ" DELLA VALVOLA)



proiettando lungo gli assi vento:

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

ove $T-D =$ ECCESSO DI SPINTA

$$\begin{cases} > 0 \leftrightarrow \sin \gamma > 0 \\ < 0 \leftrightarrow \sin \gamma < 0 \end{cases}$$

sempre che a velocità costante, un eccesso di spinta positivo determina e' acquisto di quota.

$\vec{F} = \vec{L} + \vec{D} =$ RISULTANTE FORZE AERODINAMICHE

$$|\vec{F}| = \sqrt{L^2 + D^2} \text{ con } \begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \\ D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \end{cases}$$

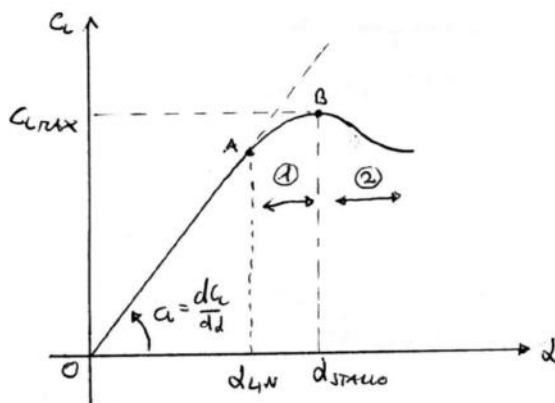
ov

$C_L =$ COEFFICIENTE DI PORTANZA
 $C_D =$ COEFFICIENTE DI RESISTENZA
 $C_F =$ COEFFICIENTE DI FORZA.

$$|\vec{F}| = \frac{1}{2} \rho V^2 S \sqrt{C_L^2 + C_D^2} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_F$$

CURVA C_L - α e POLARE

La curva C_L - α e la POLARE AERODINAMICA sono grafici sperimentali che identificano i vari anelli del velivolo.

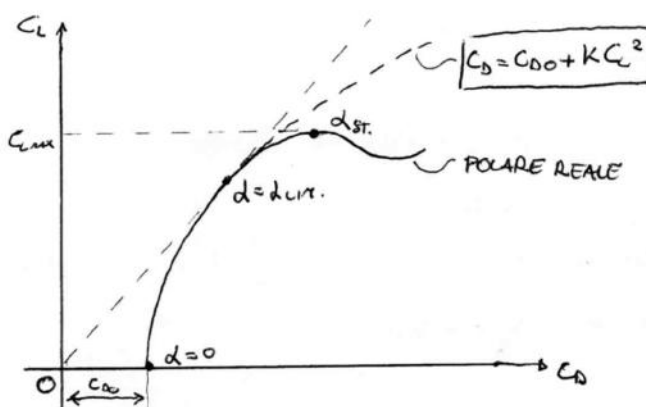


$\vec{OA} =$ TRATTO LINEARE

- ① REGIME DI PRESTALLO
- ② REGIME DI POSTSTALLO



- Aumenta la non linearità della curva dovuta alla formazione di moti vorticosi (NON STAZIONARI)
- Aumento significativo di D
La necessità di maggior T
- pericolo stallo asimmetrico
La caduta in vite (②)



POLARE AERODINAMICA:
se si considera $\alpha < \alpha_{LIN}$
si può utilizzare l'approssimazione quadratica

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

VOLO LIBRATO IN ARIA CALMA ($T=0$)

① EQUAZIONI DI EQUILIBRIO

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

$$\gamma \rightarrow 0 \Rightarrow \begin{cases} \cos \gamma \rightarrow 1 \\ \sin \gamma \rightarrow 0 \\ \tan \gamma \rightarrow 0 \end{cases}$$

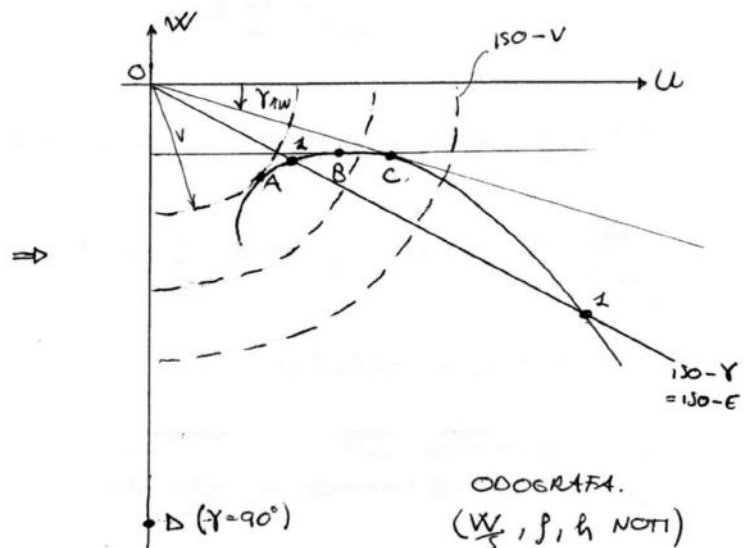
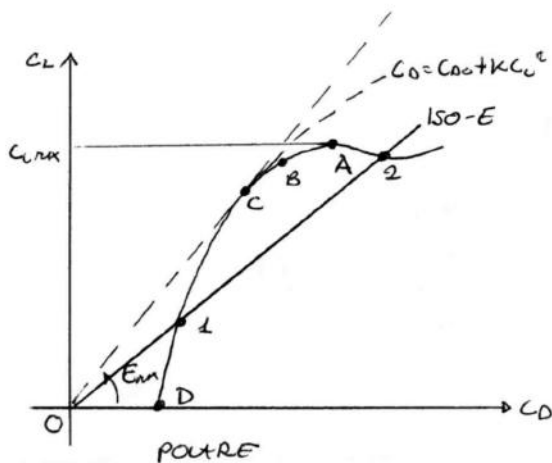
• Velocità: $W^2 \sin^2 \gamma + W^2 \cos^2 \gamma = D^2 + L^2 = F^2 \rightarrow W = |F| = \frac{1}{2} \rho V^2 S \sqrt{C_L^2 + C_D^2}$
 $= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_F \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_F}} = \sqrt{\frac{2W/S \cos \gamma}{\rho C_L}} \approx \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L}}$

• angolo di pendenza: $-\frac{L}{D} = \frac{W \cos \gamma}{W \sin \gamma} = \frac{1}{\tan \gamma} \leftrightarrow E = -\frac{1}{\tan \gamma} \Rightarrow \gamma \approx -\frac{1}{E}$
 ↳ la traiettoria non dipende dal carico alare.
 ↳ $\tan \gamma_{min} \approx \gamma_{min} = -\frac{1}{E_{max}}$ (NON SI PUÒ MANTENERE LA QUOTA SENZA SOSTA ALTRI ENTI $E \rightarrow +\infty$)

• RID: $V_{min} \gamma \approx V \gamma = -\frac{1}{E} = -\sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L}} \cdot \frac{1}{E} = -\sqrt{\frac{2W/S}{\rho}} \cdot \frac{1}{E \sqrt{C_L}}$

② ODOGRAFIA

L'odografia è un grafico che esprime il comportamento del velivolo in condizioni di pendenza. La velocità di discesa $W = V \sin \gamma$ è espressa in funzione della velocità di avanzamento $U = V \cos \gamma$.



A) VELOCITÀ MINIMA (STALLO) $V_{min} \approx \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{Lmax}}}$

B) VELOCITÀ MASSIMO INDICE DI QUOTA ($E \sqrt{C_L}$)_{max} (MINIMO RID) $V_{min} = -\sqrt{\frac{2W/S}{\rho}} \cdot \frac{1}{(E \sqrt{C_L})_{max}}$

C) VELOCITÀ MASSIMA EFFICIENZA: $\gamma_{min} \approx -\frac{1}{E_{max}}$ (OTTIMO CHILOMETRICO)

D) VELOCITÀ DI AFFONDATA ($\gamma = -90^\circ$): $V_0 = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{D0}}}$ (cfr. TRAIETTORIA VERTICALE)

1-2) → ASSETTI ISO-E, ISO-γ

$$V_1 > V_2 \text{ perché } V_1 = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{F1}}} \text{ e } V_2 = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{F2}}} \text{ ma } C_{F2} > C_{F1}$$

- la retta dell'odografo corrispondente a γ_{m} non può mai essere orizzontale perché implicherebbe $E = +\infty$
- per un AUTANTE è conveniente che per alte velocità, la pendenza dell'odografo sia minore possibile
- Il campo $\gamma \in [-90^\circ, -30^\circ]$ solitamente non viene sfruttato.

③ MINIMIZZARE IL R.I.D. (BEST ENDURANCE)

$$RID = \frac{dh}{dt} = - \sqrt{\frac{2W/S}{\rho}} \cdot \frac{1}{E\sqrt{C_L}} \rightarrow \begin{cases} 1) \text{ RIDUZIONE CARICO ALARE (IMPROPONIBILE)} \\ 2) \text{ AUMENTO INDICE DI QUOTA (E\sqrt{C_L})} \end{cases}$$

$$\Rightarrow (E\sqrt{C_L})_{\text{max}} \Rightarrow \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_L \sqrt{C_L}}{C_{D0} + KC_L^2} \right) = 0 \leftrightarrow \frac{\frac{3}{2}\sqrt{C_L}(C_{D0} + KC_L^2) - C_L \sqrt{C_L} \cdot (2KC_L)}{(C_{D0} + KC_L^2)^2} = 0$$

$$\leftrightarrow \sqrt{C_L} \left(\frac{3}{2}C_{D0} + \frac{3}{2}KC_L^2 - 2KC_L^2 \right) = 0 \leftrightarrow \frac{3}{2}C_{D0} = \frac{1}{2}KC_L^2$$

$$\rightarrow C_L^* = \sqrt{3} \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} = \sqrt{3} C_{L\text{Emax}}$$

$$\begin{cases} C_D^* = 4C_{D0} = 2C_D \text{ Emax} \\ E^* = \frac{C_L^*}{C_D^*} = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{\text{max}} \end{cases} \Rightarrow V_{\text{BEST. ENDURANCE}} = \sqrt{\frac{W/S}{\rho C_L^*}}$$

④ MASSIMIZZARE L'AUTONOMIA CHILOMETRICA

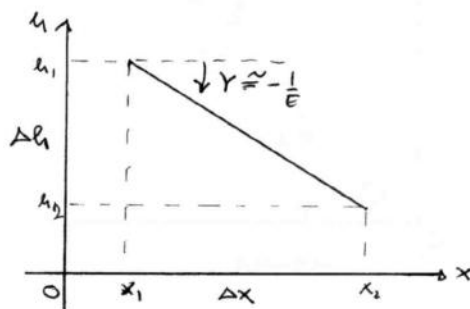
$$\frac{dh}{dx} = \tan \gamma \approx \gamma = -\frac{1}{E} \Rightarrow \Delta X = E(h_1 - h_2)$$

$$\rightarrow \Delta X_{\text{max}} = -\Delta h E_{\text{max}}$$

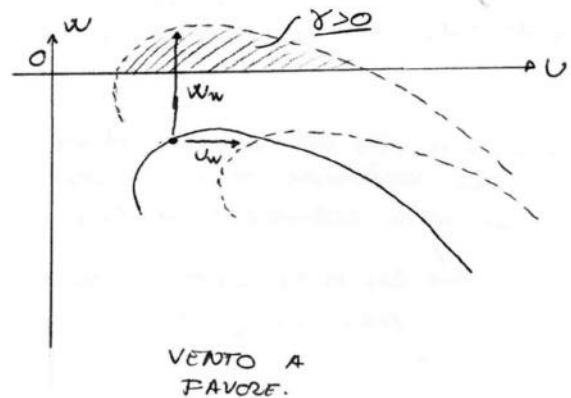
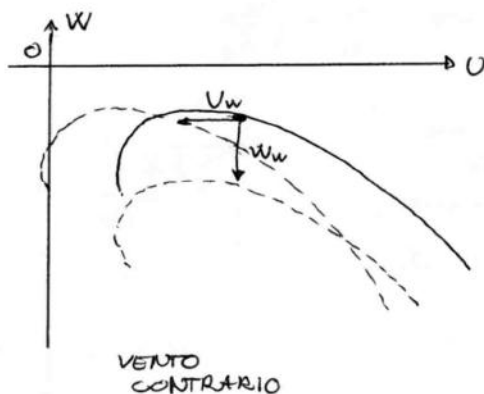
la massima autonomia chilometrica corrisponde all'angolo di efficienza massima.

$$\text{IN GENERALE: CONOSCO } V_{\text{EIS}} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{SL} C_L}}$$

$$\rightarrow C_L = \frac{2W/S}{\rho_{SL} V_{\text{EIS}}^2} \rightarrow E = \frac{C_L}{C_{D0} + KC_L^2} \rightarrow \Delta X = -\Delta h E$$



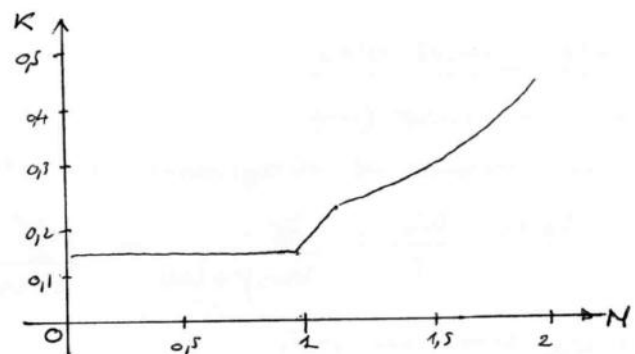
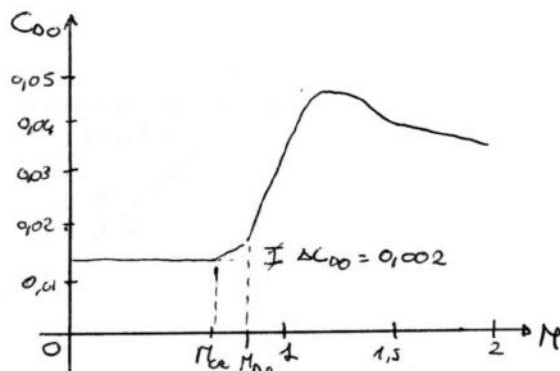
- La formula generale è: $t_g \gamma_w \approx -\frac{V}{E} \pm \frac{w_w}{V \pm U_w}$
- la presenza di vento non modifica l'autonomia aerea.



TRAZIONE e POTENZA NECESSARIA

① EFFETTI DELLA COMPRESSIBILITÀ SULLA PORTATA

- Il n° di Mach (M) può variare
 - a quota costante, variando la velocità
 - a velocità costante variando la quota (C dipende da T)
- MACH CRITICO = Velore di M tale per cui C_{D0} aumenta di 0,002 rispetto al valore subsonico e costante. (FLUSSO SONICO IN UN PUNTO DELL'ALA); $M_{CR} < 1$
- MACH DRAG RISE = Velore di $M > M_{CR}$ tale per cui, per effetto di compressibilità si ha un improvviso aumento di C_{D0} e K .



- per superare la velocità di M_{DR} è necessaria una spinta molto elevata (VEICOLI MILITARI).

• TRAZIONE NECESSARIA MINIMA:

$$\begin{cases} L=W \\ T=D \end{cases} \wedge E=\frac{L}{D} \Rightarrow E=\frac{W}{D} \Leftrightarrow T_u=\frac{W}{E}$$

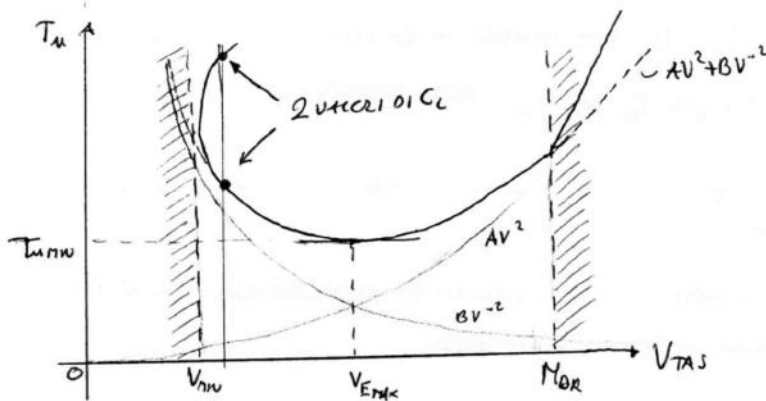
$$T_{u \text{ MIN}} = \frac{W}{E_{\text{MAX}}} \rightarrow V_{T_{u \text{ MIN}}} = V_{E_{\text{MAX}}} = \sqrt{\frac{2WS}{\rho C_{L \text{ MAX}}}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

ANALOGAMENTE:

$$T_{u \text{ MIN}} \Rightarrow \frac{dT_u}{dV} = 0 \rightarrow 2AV - BV^{-3} = 0 \leftarrow V^4 = \frac{B}{A} = \frac{2KW^2}{\rho S} \cdot \frac{2}{\rho SC_{D0}} =$$

$$= \frac{4KW^2}{\rho^2 S^2 C_{D0}} \rightarrow V = \sqrt[4]{\frac{4KW^2}{\rho^2 S^2 C_{D0}}} = \sqrt{\frac{2WS}{\rho \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}}} = \sqrt{\frac{2WS}{\rho C_{L \text{ MAX}}}}$$

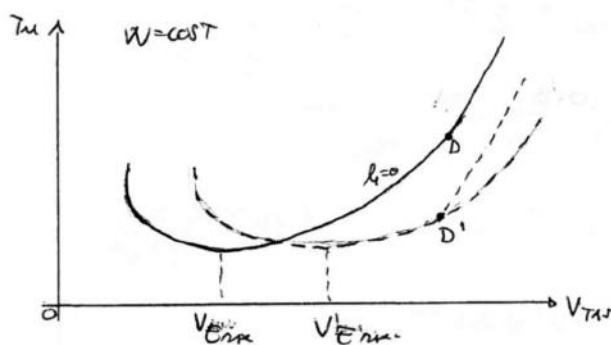
• ANDAMENTO REALE DELLA CURVA.



- In prossimità della V_{TAS} non è più valida l'eq. parabolica quadratica della polare

- per $V > M_{DR}$ i coeff. C_{D0} e K sono influenzati dagli effetti di compressibilità.

• EFFETTO DELLA QUOTA SULLA T_u



- Al crescere della quota la curva si sposta orizzontalmente in modo che

$V' = V/\sqrt{\sigma}$ perché q_∞ deve rimanere costante a parità degli altri parametri.

- EAS non varia

- M_{DR} si riduce con la quota

$$V_{D'} = V_D \cdot \frac{C_L}{C_L'} = V_D \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho'}}$$

(SVANTAGGIO)

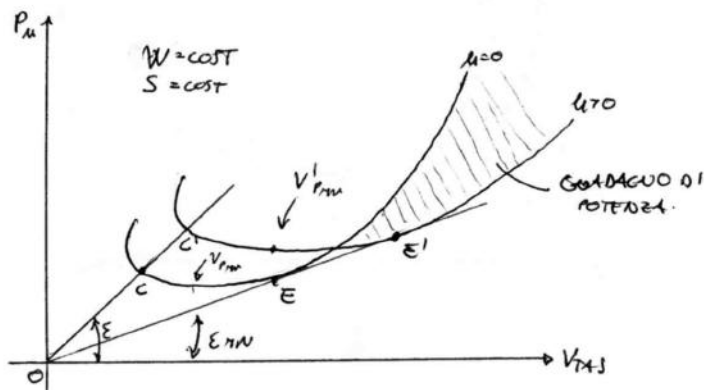
- Ad $h = 11000m$ c'è linea compresa meno tra aumento di V_{TAS} e diminuzione di M_{DR} .

• EFFETTO DEL CARICO ALARE SULLA T_u

- per $S = \text{cost}$, variando W (peso) $\rightarrow A = \text{cost}$, B varia \rightarrow AUMENTO T_u e $T_{u \text{ MIN}}$.

- per $W = \text{cost}$, variando S $\rightarrow A, B$ variano

• EFFETTO DELLA QUOTA SU P_H



- a quote maggiori è conveniente sfruttare il GUADAGNO DI POTENZA per alte velocità

- al variare della quota si ottiene una trasformazione omotetica della curva di rapporto $\frac{1}{\sqrt{\sigma}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$, apertici di E e C.

- aumentando la quota aumenta la POTENZA NECESSARIA RICHIESTA (SVANTAGGIO) ma aumenta anche la velocità di $P_{H\max}$. (VANTAGGIO)

TURBOGETTO

① SPINTA DISPONIBILE e CONSUMO

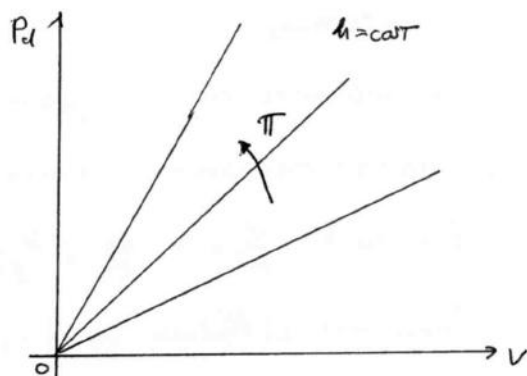
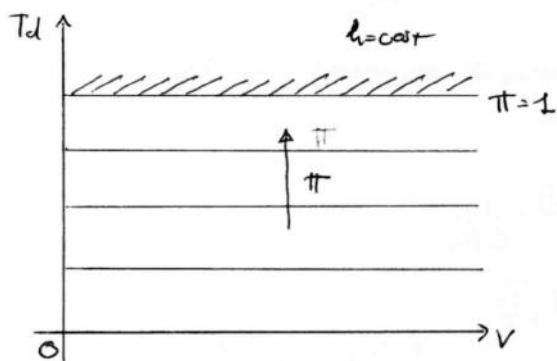
- La spinta disponibile è funzione della quota e della velocità:

$$T_d = \pi \cdot T_{dmaxSL} \sigma \quad \text{ove } \pi = \text{RAFFETTA} \in [0, 1]$$

- T_{dmaxSL} = SPINTA MASSIMA AL LIVELLO DEL MARE

- $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$ (in realtà la portata in dell'aria diminuisce con la quota perché di minore f)

$$P_d = \text{POTENZA DISPONIBILE} = T_d V$$



- Il consumo del motore è la variazione di peso nell'unità di tempo ed è proporzionale alla T_d e al T.S.F.C. (THRUST SPECIFIC FUEL CONSUMPTION) C.

$$\frac{dW}{dt} = -C T_d$$

$$[C] = \frac{\frac{lb}{hr}}{\frac{lb}{hr}} = \frac{N}{N} = \text{QUANTITÀ DI CARBURANTE CONSUMATO ALL'ORA PER QUANTITÀ DI SPINTA OTTENUTA}$$

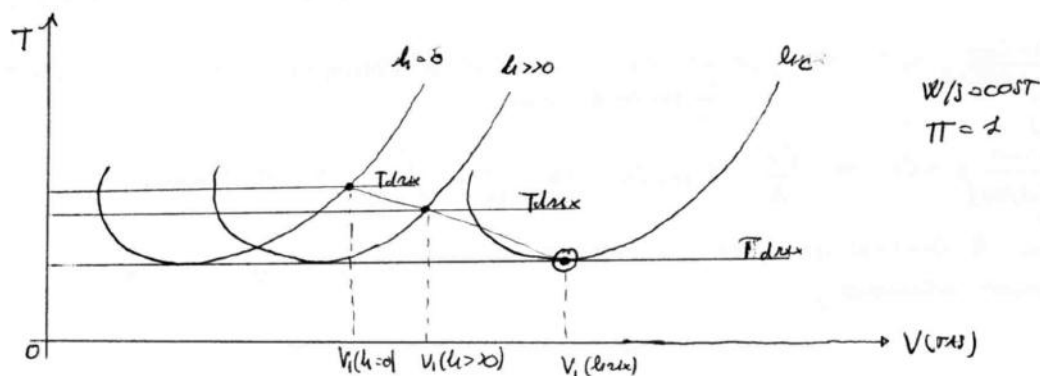
③ QUOTA DI TANGENZA e DIAGRAMMA $h-v$

- Per un dato valore di π la condizione di tangenza delle 2 curve Tu e Td identifica la massima quota compatibile con il volo elevato.

$$T_{drax} = T_{urw} \rightarrow \text{PONENDO } \pi = 1 \rightarrow T_{drax} = T_{drax_{SC}} - \phi_c = T_{urw} = \frac{W}{E_{drx}}$$

$$\leftrightarrow G_c = \frac{1}{\left(\frac{I}{W}\right)_{\max} \cdot E_{\max}} \quad \text{ma} \quad G = \int_{sc} = C^{-1/4} \Rightarrow \boxed{h_c = -H \ln G_c}$$

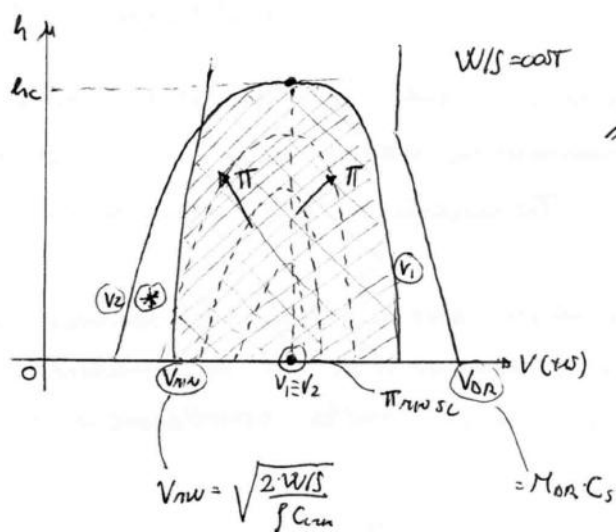
h_c è la quota d'attaccatura teorica, cioè la massima quota raggiungibile dal veicolo.



- la quota di tangenza teorica cresce al crescere del rapporto di spinta e la velocità per cui si ottiene è

$$V_C = \sqrt{\frac{T_{dmax}}{2A}} = \sqrt{\frac{T_{dmax}/S}{f_{sc} C_{90}}} = \sqrt{\frac{(T_{dmax}/W) \cdot (W/S)}{f_{sc} \cdot C_{90}}} = \sqrt{\frac{2W/S}{f_{sc} C_{90}}} = \sqrt{\frac{2W/S}{f_{sc} C_{90/F}}}$$

- Il diagramma $u-v$ identifica l'involuppo delle condizioni di volo effettivamente realizzabili.



l'area protetta indica
le pessimi condizioni di
vita elevato.

- LE ZONE OLTRE IL TRATTEGGIO POSSONO ESSERE RAGGIUNTE DAL VEICOLO MA NON IN CONDIZIONI DI EQUILIBRIO
- \otimes = ZONA NON SFRUTTABILE X LIMITE AERODINAMICO (NEPPURE CON FLAPS ESTRAITI)

- LO STRUTTURA MENTO OTTIMALE DEL PROPOUSCLE AVIENE QUANDO LA CURVA $h(v)$ DI INVILUPPO NON INTERSECA $V_{in} = \sqrt{\frac{2WIS}{\rho C_{max}}}$ ED È VICINA A V_{0R}

A) V-C_L=cost.

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{VE}{CW} \Rightarrow dX = -\frac{VE}{CW} dW \Rightarrow \int_1^2 dX = X = -\int_1^2 \frac{VE}{C} \frac{dW}{W} \Leftrightarrow$$

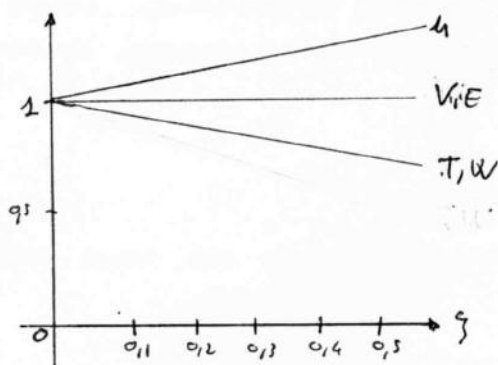
$$X = \frac{VE}{C} \int_2^1 \frac{dW}{W} = \frac{VE}{C} \ln\left(\frac{W_1}{W_2}\right) = \frac{VE}{C} \ln\left(\frac{W_1}{W_1 - \Delta W_1}\right) = \frac{VE}{C} \ln\left(\frac{1}{1-f}\right)$$

$$\Rightarrow \boxed{X_{V-C} = \frac{VE}{C} \ln\left(\frac{1}{1-f}\right)} \leftarrow \text{FORMULA DI BREGUET per l'autonomia chilometrica del tubogetto per } V-C_L = \text{cost.}$$

• È una modalità di volo vantaggiosa per basse γ inclinate.

$$(X_{V-C})_{\max} = \frac{VE^*}{C} \ln\left(\frac{1}{1-f}\right) \text{ con } E^* = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{\max}$$

$$t_{V-C} = \text{ENDURANCE} = \frac{X}{V} = \frac{E}{C} \ln\left(\frac{1}{1-f}\right) \Rightarrow \text{BEST ENDURANCE: } (t_{V-C})_{\max} = \frac{E_{\max}}{C} \ln\left(\frac{1}{1-f}\right)$$



• h AUMENTA IN RAGIONE DELLA DIMINUIZIONE DEL PESO (INCOMPATIBILITÀ CON I LIVELLI DI VOLO)

$$V_1 = V_2 \Rightarrow \frac{W}{f} = \text{cost} = k_1$$

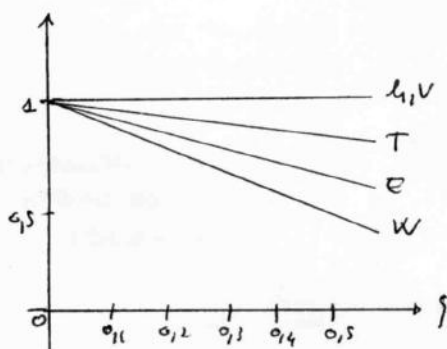
$$\begin{cases} T/W = \frac{W}{E} = \frac{k_1 f}{E} = k_1' f \propto f \\ T/W = T_{\max,SL} \pi \cdot G = k_2 \cdot f \propto f \end{cases}$$

↓
NON È NECESSARIA CORREZIONE DI π

B) h-V=cost

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{VE}{CW} \Rightarrow X_{h-V} = -\frac{V}{C} \int_1^2 \frac{E}{W} dW = \frac{2VE_{\max}}{C} \left[\text{atan}\left(\frac{C_{L1}}{C_{L_{\max}}}\right) - \text{atan}\left(\frac{C_{L2}}{C_{L_{\max}}}\right) \right]$$

↳ AUTONOMIA CHIMEREALIA INFERIORE A V-C_L.



• È IL PROGRAMMA PIÙ UTILIZZATO PER LA VANTAGGIO CIVILE PERCHÉ MANTIENE LIVELLI DI VOLO.



POICHÉ È PIÙ EFFICIENTE DEL V-C_L, SPESSE SI USA DELLE VARIAZIONI DI QUOTA AUTORIZZATE DALLA TORRE DI CONTROLLO PER APPROSSIMARE IL V-C_L.

⑧ SLITA RAPIDA

La slita rapida si identifica con la massimizzazione del R.I.C.

$$(RIC)_{\max} \Rightarrow \frac{d(RIC)}{dV} = 0 \Leftrightarrow \frac{d}{dV} \left(\frac{1}{W} (V T_d - A V^3 - \frac{B}{V}) \right) = 0 \Leftrightarrow \frac{1}{W} (T_d - 3A V^2 + \frac{B}{V^2}) = 0$$

$$\Leftrightarrow 3A V^2 - T_d V^2 - B = 0 \Leftrightarrow V^4 - \frac{T_d}{3A} V^2 - \frac{B T_d}{3A} = 0$$

$$\Rightarrow V^2 = \frac{T_d}{6A} \pm \sqrt{\left(\frac{T_d}{6A}\right)^2 + \frac{B}{3A}} = \frac{T_d}{6A} \left[1 \pm \sqrt{1 + \frac{12AB}{T_d^2}} \right] \quad \text{--- SOSTITUENDO}$$

$A = \frac{\rho C_{00} S}{2}, \quad B = \frac{2W^2 k}{\rho S}$

$$\Rightarrow V^2 = \frac{2T_d}{6\rho C_{00} S} \cdot \left[1 \pm \sqrt{1 + \frac{12 \cdot \frac{\rho C_{00} S}{2} \cdot \frac{2W^2 k}{\rho S}}{T_d^2}} \cdot \frac{1}{T_d^2} \right] =$$

$$= \frac{1}{3} \frac{T_d}{\rho C_{00} S} \left[1 \pm \sqrt{1 + \frac{3W^2}{E_{\max}^2 T_d^2}} \right] \Rightarrow V_{FC} = \sqrt{\frac{T_d}{3\rho C_{00} S} \left[1 + \sqrt{1 + \frac{3W^2}{E_{\max}^2 T_d^2}} \right]}$$

quindi $V_{FC} = \sqrt{\frac{T_d}{3\rho C_{00} S}} I'$ con $I' = \left[1 + \sqrt{1 + \frac{3}{E_{\max}^2 \left(\frac{T_d}{W}\right)^2}} \right]$

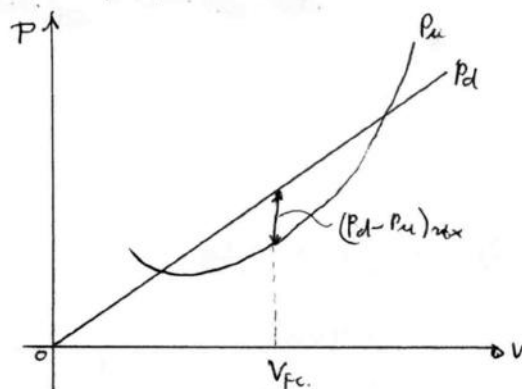
FC = FASTEST CLIMB.

Sostituendo nell'espressione di $\eta_{\text{me}} = \frac{T_d - T_u}{W}$ si ottiene

$$\eta_{\text{me}FC} = \frac{T_d}{W} \left(1 - \frac{I'}{6} \right) - \frac{3}{2 I' E_{\max}^2 \left(\frac{T_d}{W} \right)}$$

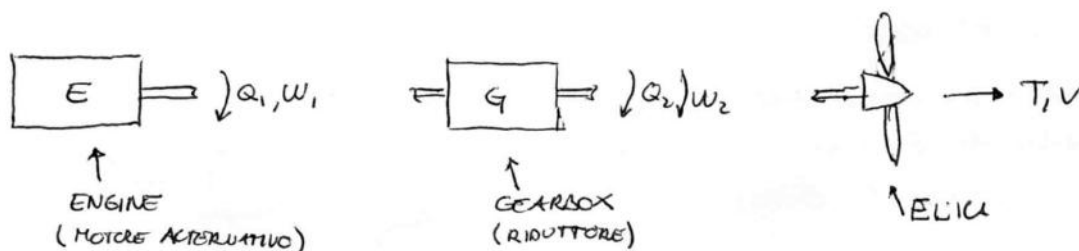
$$\text{e } (RIC)_{FC} = \eta_{\text{me}FC} \cdot V_{FC}$$

- Il rateo di slita massimo decresce in funzione della quota, fino ad approssimarsi alla quota di tangenza teorica.

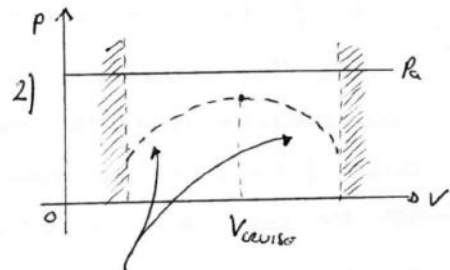
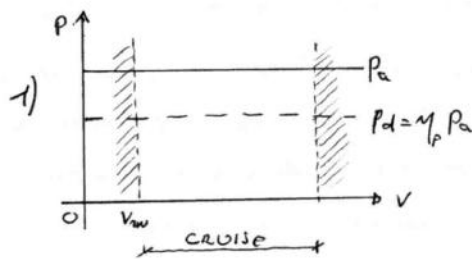


MOTOELICA

① CARATTERIZZAZIONE e CONSUMI



- ELICHE
 - A GIRI COSTANTI → PASSO VARIABILE $\Rightarrow \eta_p \approx \text{cost}$ 1)
 - A GIRI VARIABILI → PASSO FISSO $\Rightarrow \eta_p = f(\dot{J}) = f(V)$ 2)



BASSO RENDIMENTO DELL'ELICA.

- Il consumo del motore elicotivo (Variazione di peso nell'unità di tempo) è:

$$\frac{dW}{dt} = -K_c P_a \quad \text{ove} \quad K_c = \text{H.P.S.F.C.} = \text{CONSUMO SPECIFICO}$$

(Horse Power Specific Fuel Consumption)

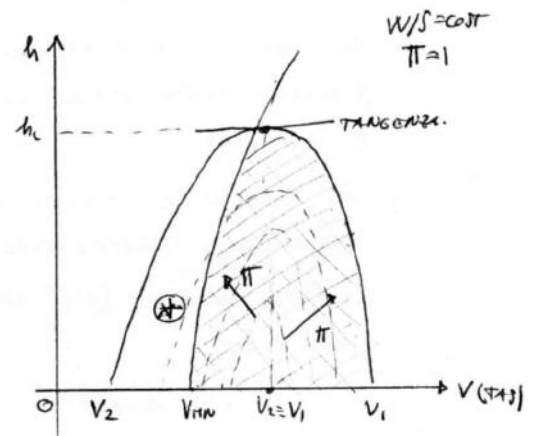
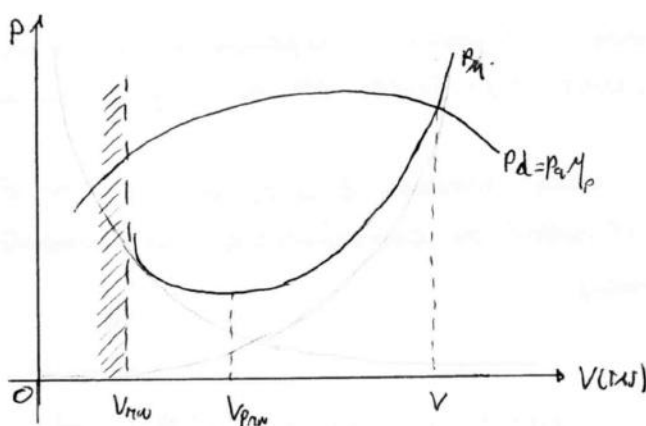
$$[K_c] = \frac{\text{LBS}}{\text{HP} \cdot \text{H}} = \frac{\text{LIBBRE SPESA IN 1 h DI VOLO PER EROGARE 1 HP ALL'ALBERO}}{1 \text{ h}} = \text{N/S/Watt.}$$

② PRESTAZIONI IN CROCIERA

$$P_d = P_a \rightarrow \eta_p P_a = AV^3 + BV^{-1} \leftrightarrow \eta_p \cdot P_{max,c} \pi \phi^2 = AV^3 + BV^{-1}$$

$$\text{con } A = \frac{C_{D0} \rho S}{2}, \quad B = \frac{KW^2 \cdot 2}{\rho S}$$

→ la soluzione analitica prevede 2 soluzioni accettabili una delle quali è minore di V_{min} . (⇒ non accettabile)



- la velocità massima è limitata dal termine cubico AV^3 (molto + pendente dell' AV^2 del Tirlogetto)
- la V_{min} è molto alta in genere perché i velivoli dotati di motori ca non presentano soluzioni aerodinamiche molto efficienti.

- Il massimo dell'autonomia aerea si ottiene in condizioni di potenza residua minima.
- In genere l'ottimo aereo non viene mai spinto per le mototica perché a parità di tempo di volo viene percorsa una distanza minore.

⑥ AUTONOMIE IN FUNZIONE DEI PROGRAMMI DI VOLO

Nel mototica le variazioni di carburante sono inferiori al 5%; dato che le variazioni di velocità sono proporzionali a \sqrt{W} , i tre programmi di volo si equivalgono (en. < 5%)

$$(V-C_L, h-V, h-C_L)_{cost}$$

↓
STUDIO DI $(V-C_L)_{cost}$ per semplicità

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{\eta_p E}{k_c W} \Rightarrow dX = -\frac{\eta_p E}{k_c V} dW \Rightarrow \int_1^2 dX = -\frac{\eta_p E}{k_c} \int_1^2 \frac{dW}{V}$$

$$\Leftrightarrow \boxed{X = + \frac{\eta_p E}{k_c} \ln \left(\frac{1}{1-f} \right)} \leftarrow \text{FORMULA DI BREGUET per l'autonomia chilometrica del mototica per } (V-C_L)_{cost}.$$

- η_p viene assunto costante in crociera (per le eliche a giri costanti lo è sempre, per le eliche a giri variabili solo in crociera)
- k_c è assunto costante perché il motore è stato regolato a inizio crociera
- si ricorda che $f = \frac{\Delta W}{W_1}$ = FRAZIONE DI CARBURANTE SPESA NELLA FASE DI CRUCIERA.

$$t_{vac} = \text{ENDURANCE} = \frac{X}{V} = -\frac{\eta_p E}{k_c V} \ln \left(\frac{1}{1-f} \right)$$

⑦ SCITA RIPIDA

$$\sin \gamma = \frac{T_d - T_u}{W} \Rightarrow \sin \gamma = \frac{\frac{\eta_p \cdot P_a}{V} - T_u}{W} = \frac{\eta_p \cdot P_a}{VW} - \frac{(AV^2 + BV^{-4})}{W}$$

La scita ripida si ottiene per $\gamma_{max} \Rightarrow \frac{d(\sin \gamma)}{dV} = 0$, $\pi = 1$, $\eta_p \text{ max}$
e bisogna tenere conto della quota a cui ci si trova di decollo,

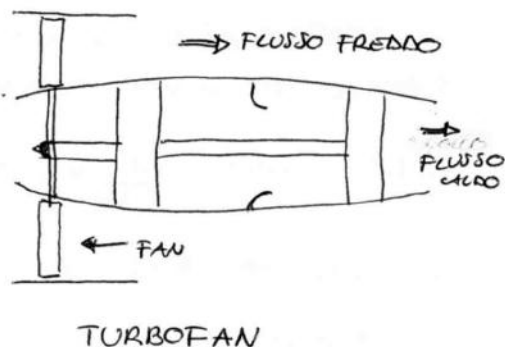
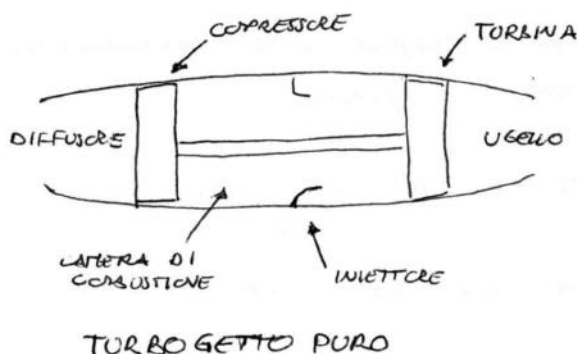
infatti $P_a = \pi \cdot P_{max}$ sta aumentare

- La scita ripida (APPROSSIMATA) è incompatibile con la massima perché richiede $V_{sc} < V_{max}$!

CARATTERIZZAZIONE SISTEMI PROPULSIVI

① TURBOGETTO / TURBOFAN

- GENERAZIONE SPINTA → espulsione gas in un ugello.
- CICLO TERMODINAMICO → Joule-Brayton



- Il Turbofan a differenza del turbogetto sfrutta parte dell'energia dei gas per mantenere in rotazione, oltre al compressore, una girante esterna (FAN) la quale è responsabile della generazione di un flusso freddo, esterno al turbomotore di portata $\dot{m}_f \gg \dot{m}_g$ ($\lambda = \text{RAPPORTO DI DILUIZIONE} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_g} \approx 5 \div 10$)
- La trazione generata dal TURBOFAN va conteggiata per la resistenza della girante (dal tutto simile ad un'elica turbolatta)

$$T_d = \left(\eta \frac{\text{SHP}}{V} + T_j \right) \quad \text{ovv:} \quad \begin{aligned} - T_j &= \text{SPINTA GENERATA DA } \dot{m}_g \\ - \text{SHP} &= \text{SHFT HORSE POWER} = \text{potenza generata dalla girante} \\ - \eta &= \text{rendimento propulsivo della girante.} \end{aligned}$$

- A differenza del Turbogetto convenzionale, nel Turbofan sia la trazione dipendente che il consumo specifico dipendono in modo meno importante dalla quota:

$$\begin{cases} T_d = T_{d_{msl}} \cdot \sigma^x, & x \in [0,7, 1] \\ C = C_{sl} \cdot \sigma^{0,2} \end{cases}$$

- Il Turbofan in genere ha un consumo specifico, a parità di spinta erogata, molto minore rispetto al turbogetto (dato l'alto λ) ed è meno rumoroso, per via tuttavia una ridotta fronte maggiore a spese di un eventuale aumento della resistenza aerodinamica.

- Del grafico si può notare la convenienza dell'utilizzo del NOTO/TURBO EJET dato il loro consumo; esso è penalizzante per questi sistemi, per Mach 0,5-0,6 (MAX VELOCITÀ RAGGIUNGIBILE)

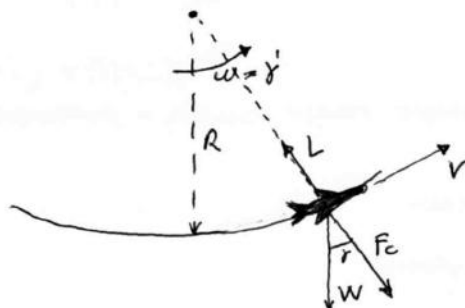
FATTORE DI CARICO

Il fattore di carico n è definito come il rapporto tra L e W .

Si ha che: - IN CRESCITA $L = W \Rightarrow n = 1$

- IN SITA/OLICITA $L = W \cos \gamma$, ma $\gamma \neq 0 \rightarrow \cos \gamma \neq 1$
 $\Rightarrow L \leq W \Rightarrow n \leq 1$ (ad esercizi di velocità circolari)

- RICHIAVATA A RAGGIO COSTANTE (PARTE DELLA GRAN VOLTA)



$$F_c = mW^2R = \frac{mV^2}{R}$$

$$L = F_c + W \cos \gamma = \frac{mV^2}{R} + mg \cos \gamma$$

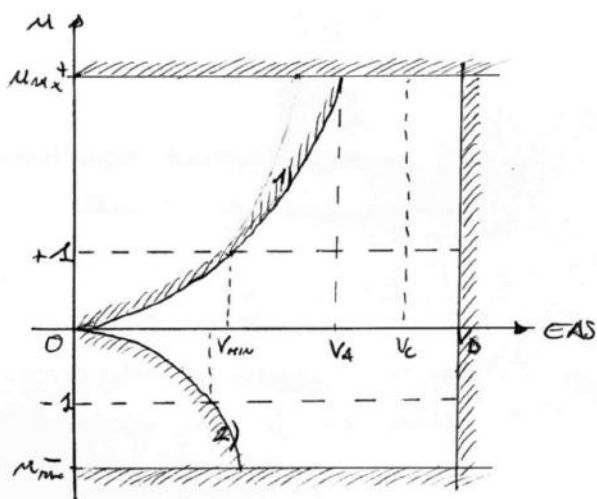
$$\downarrow$$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{V^2}{gR} + \cos \gamma \approx \boxed{\frac{V^2}{gR} + 1}$$

- VIRATA: $n \neq 1$ (studio successivo)

① DIAGRAMMA DI MANOVRA

Tale diagramma sintetizza il legame tra la velocità di volo e valori del fattore di carico n ammissibili in manovra per una data quota (a meno di utilizzo come ref. la EAS)



n_{max+} / n_{max-} = LIMITI STRUTTURALI

$$1) \quad n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{Lmax+}}{W}$$

$$= \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 C_{Lmax+}}{W/S}$$

$$2) \quad n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{Lmax-}}{W}$$

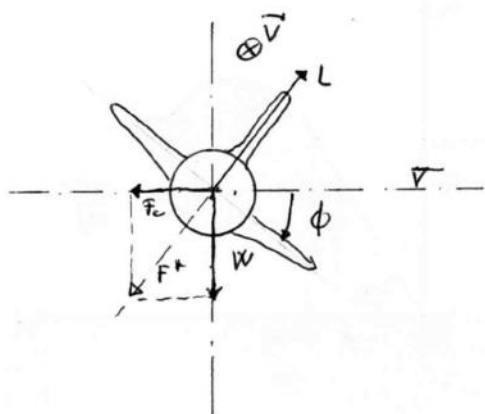
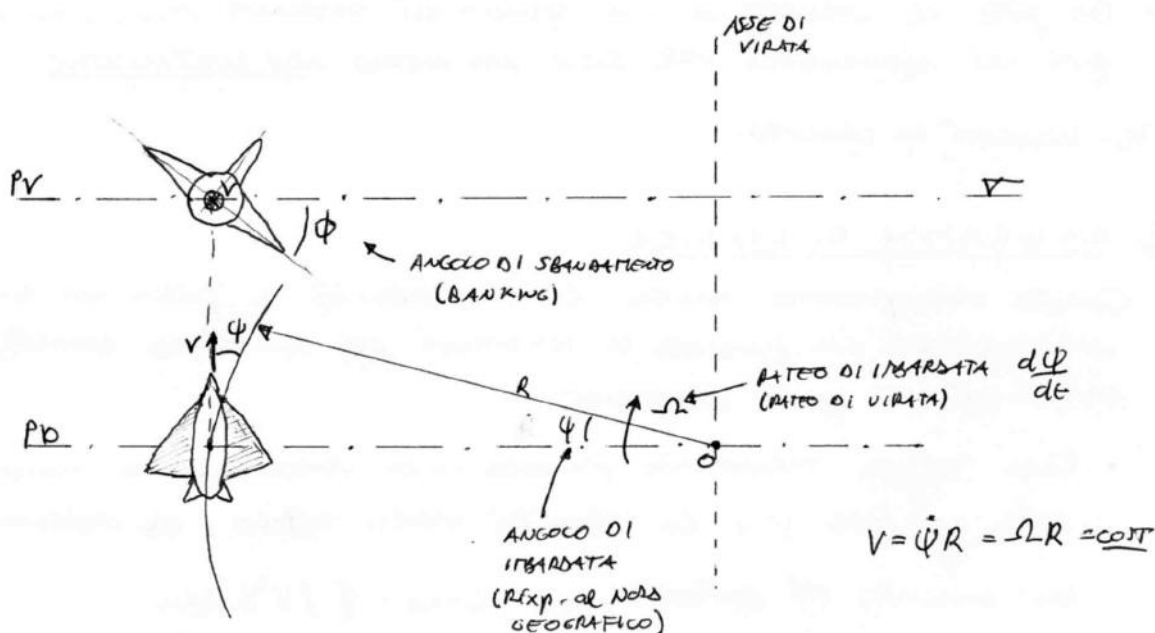
$$= \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 C_{Lmax-}}{W/S}$$

C_{Lmax+} = MASSIMO COEFF. DI PORTANZA PER INCIDENZE POSITIVE

C_{Lmax-} = MASSIMO COEFF. DI PORTANZA PER INCIDENZE NEGATIVE.
 (O PER Volo ROVERSCIO)

LA VIRATA CORRETTA

Le prestazioni in virata vengono stimate in condizioni stazionarie trascurando l'accelerazione tangenziale. Per la VIRATA CORRETTA si assume che quota e massa del velivolo rimangono costanti e che si sia equilibrio tra la forza centrifuga $F_c = m \Omega^2 R$ e la componente laterale della portanza $L \sin \phi$.



EQUILIBRIO:

$$F_c = m \frac{V^2}{R} = m \Omega R$$

$$W = mg$$

$$F^* = \text{PESO APPARENTE} = \sqrt{W^2 + F_c^2}$$

$$1) L \cos \phi = W$$

$$2) L \sin \phi = F_c = m \frac{V^2}{R}$$

$$3) F^* = L$$

$$4) V = \text{cost} \Rightarrow T_d = T_u$$

ANALISI

$$1) \rightarrow \boxed{\mu = \frac{1}{\cos \phi}}, \quad \phi \in [0, \frac{\pi}{2}]$$

$$1) e 2) \rightarrow \text{RAPPORTANDO: } \frac{L \sin \phi}{L \cos \phi} = \tan \phi = \frac{m \Omega V}{mg} = \frac{\Omega V}{g}$$

$$\rightarrow \sqrt{\frac{\mu^2 \sin^2 \phi}{\cos^2 \phi}} = \sqrt{\frac{1 - \cos^2 \phi}{\cos^2 \phi}} = \sqrt{\frac{1}{\cos^2 \phi} - 1} = \sqrt{\mu^2 - 1} = \frac{\Omega V}{g}$$

$$\boxed{\Omega = \frac{g}{V} \sqrt{\mu^2 - 1}}$$

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

① VIRATA A FATTORE DI CARICO MASSIMO

Per massimizzare μ devo porre $\frac{d\mu}{dV} = 0$ ovvero $\frac{d\mu^2}{dV} = 0$ dato che il massimo di μ e μ^2 si ottengono per stessa premessa dinamica e velocità.

$$\frac{d\mu^2}{dV} = \frac{d}{dV} \left(\frac{T_{dmx} \cdot V^2 - AV^4}{B} \right)^* = \frac{2T_{dmx} \cdot V - 4AV^3}{B} = 0 \rightarrow 2T_{dmx} - 4AV^2 = 0$$

$$* \text{ si ricava } \mu^2 \text{ dell'espr. } T_d = T_{d_{\mu=1}} + (\mu^2 - 1) BV^2$$

$$\rightarrow V_{\mu=1} = \sqrt{\frac{T_{d_{\mu=1}}}{2A}} = \sqrt{\frac{T_{d_{\mu=1}}}{\rho C_{D0} S}} = \sqrt{\frac{T_{d_{\mu=1}} \cdot g}{\rho C_{D0} S}} = \sqrt{\frac{T_{d_{\mu=1}} \cdot g}{\rho_{sc} \cdot C_{D0}}} \quad \leftarrow \text{INDIPENDENTE DALLA QUOTA.}$$

$$\mu_{max}^* = \sqrt{\frac{T_{d_{\mu=1}} V_{\mu=1}^2 - AV_{\mu=1}^4}{B}} = \sqrt{\frac{T_{d_{\mu=1}}^2}{2AB} - \frac{T_{d_{\mu=1}}^2}{4AB}} = \frac{T_{d_{\mu=1}}}{2\sqrt{AB}} = \frac{T_{d_{\mu=1}}/W}{2\sqrt{KC_{D0}}} = \boxed{\frac{T_{d_{\mu=1}}}{W} E_{\mu=1}}$$

$$\text{e si ha che } V_{max} = \sqrt{\frac{2\mu_{max} W/S}{\rho C_{L_{\mu=1}}}} \neq \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{L_{\mu=1}}}} = V_{Em} \text{ per volo rettilineo!}$$

② VIRATA A RATEO MASSIMO (FASTEST TURN)

$$\frac{dR}{dV} = \frac{d}{dV} \left(g \frac{\sqrt{\mu^2 - 1}}{V} \right) \rightarrow \text{calcoli} \rightarrow V_{FT} = \sqrt{\frac{2\mu_{FT} W/S}{\rho C_{L_{FT}}}} \quad \text{ovv. } C_{L_{FT}} = \mu_{FT} C_{L_{Em}}$$

$$\text{quindi } V_{FT} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{L_{Em}}}} \quad \leftarrow \text{ASSETTO DI EFFICIENZA MASSIMA E VELOCITÀ DI EM PER } \mu=1 \text{ (CIRCOLARE)}$$

③ VIRATA A RAGGIO MINIMO (TIGHTEST TURN)

$$\frac{dR}{dV} = \frac{d}{dV} \left(\frac{V^2}{g\sqrt{\mu^2 - 1}} \right) \rightarrow \text{calcoli} \rightarrow V_{TT} = \sqrt{\frac{2\mu_{TT} W/S}{\rho C_{L_{TT}}}} \quad \text{ovv. } C_{L_{TT}} = \frac{\mu_{TT} T_{dm}/W}{2K}$$

• Il fattore di carico nella F.T non ha limitazioni $\mu_{FT} = \sqrt{2\mu_{max} - 1}$, mentre nella T.T. $\mu_{TT} = \sqrt{2 - \frac{1}{\mu_{max}}} \leq \sqrt{2}$!

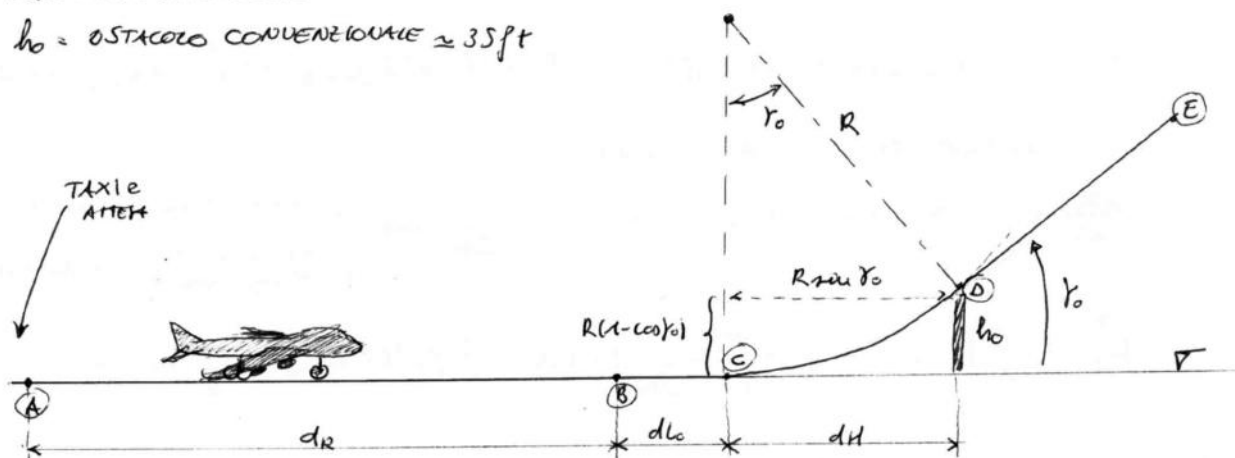
• $V_{TT} \ll V_{FT} \rightarrow$ può capitare che $V_{TT} < \sqrt{\mu_{TT}} V_{Em, \mu=1}$ quindi la condizione di virata a raggio minimo si ottiene con $C_L = C_{L_{Em}}$.

DECOLLO

La manovra di decollo si suddivide convenzionalmente in 3 fasi: RULLAGGIO
ROTAZIONE
MANOVRA

d_R = corsa di rullaggio

h_0 = ostacolo convenzionale $\approx 35 \text{ ft}$



AB = RULLAGGIO $\rightarrow L < W \rightarrow C_L = C_{LR}$

BC = ROTAZIONE $\rightarrow L \approx W \rightarrow C_{L_0} \approx 0,8 C_{L_{maxTO}}$

CD = MANOVRA $\rightarrow L > W$

DE = SALITA

DISTANZA DI DECOLLO: $d_{TO} = d_R + d_{lo} + d_H$

- in C il modello ideale suggerisce il raggiungimento di $V_2 = 1,2 V_{maxTO}$
 $= 1,2 \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{L_{maxTO}}}}$ che $C_{L_{maxTO}} = C_{L_{max}}$ con ipersostentatori al 50%.

- Oltre D inizia la fase di salita che non fa parte della manovra di decollo; diventa caratterizz. V data la retroc. di FAPS e cavetto.
- Nella fase AB deve essere garantita la massima aderenza tra carrello e pista onde evitare spiccioli dell' aeromobile.
- Durante la rotazione (che avviene attorno al cavetto principale) si ha un aumento di C_L fino a C_{L_0} .
- Nella fase di manovra $V \approx V_2 \approx 1,2 V_{maxTO}$.

RULLAGGIO

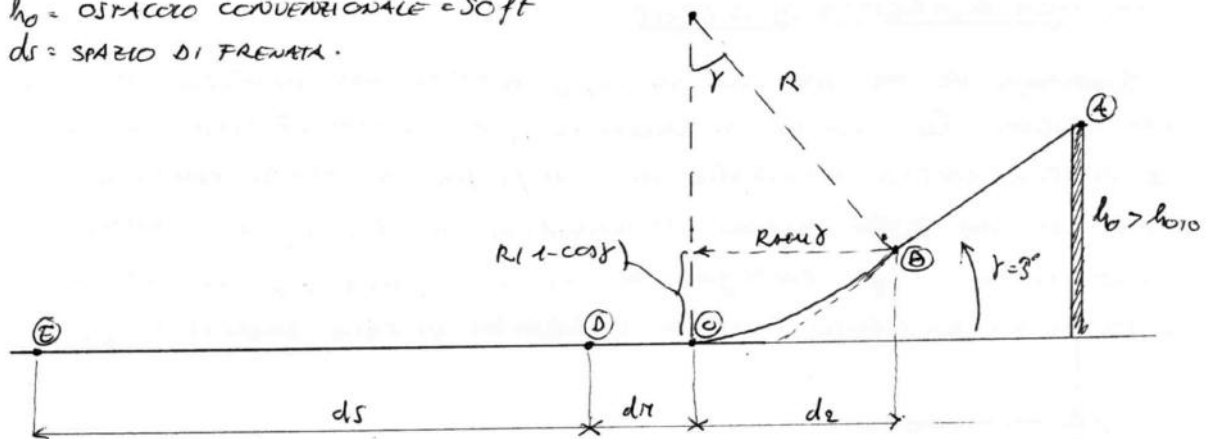
$$m \frac{dV}{dt} = T - R \quad \leftarrow \text{EQ. MOTO.}$$

- T: per il TURBOSETTO $T_d = \Pi T_{d_{max}} \sigma \rightarrow$ la quota fa aumentare le cose di decollo (minori pressioni dinamiche).
- per il ROTORICA $T_d = \eta_p \frac{P_{max}}{V} \sigma \rightarrow$ poiché $\eta_p = 0$ per $V=0$ e aumenta tanto più rapidamente tanto minore è il peso dell'elica.

ATTERRAGGIO

La manovra di atterraggio è spessora a quella di decollo, ma tutte le fasi sono strettamente legate all'azione del pilota; quindi lo studio analitico comporterebbe una notevole propagazione delle incertezze.

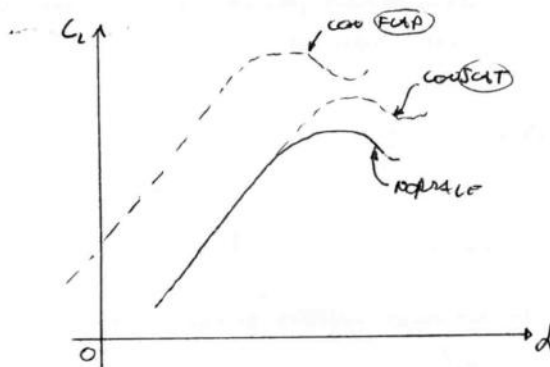
h_0 = OSTACOLO CONVENZIONALE = 50 ft
 d_s = SPAZIO DI FREMATA.



- $V_{AB} = 1,3 V_{min}$ o V_{min} = velocità minima con gli ipersostentatori al massimo di estrazione.
- Nel tratto BC si riduce gradualmente la velocità in modo da ottenere $\gamma=0$ in C; in realtà se γ in C è positivo si hanno scosse, se invece $\gamma < 0$ si genera effetto siccio. Entrambi questi effetti contribuiscono all'allungamento della distanza di atterraggio.

IPERSOSTENTATORI

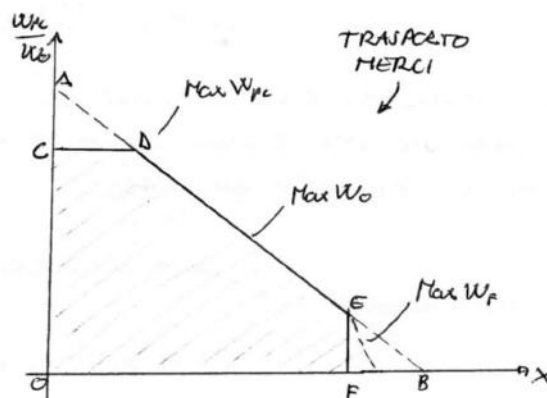
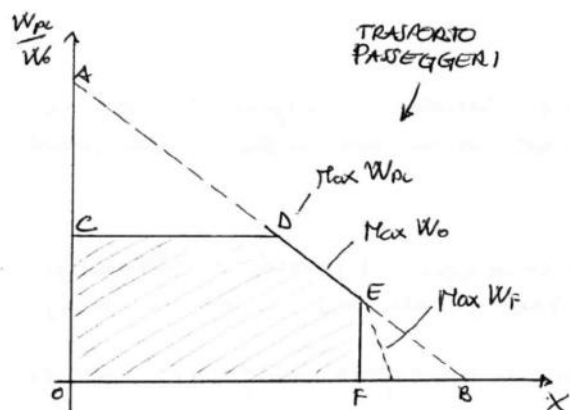
Gli ipersostentatori vengono usati per ridurre gli spazi di decollo/atterraggio producendo un aumento di 50% C_{max} .



SLAT: portano lo stallo a velocità di incidenza maggiori

FLAP: Traslazione dell'intera curva verso l'alto.

- EFFETTI:
- aumento della corda \rightarrow aumento S
 - rotazione della direzione di portanza nella \rightarrow aumento C_{Lmax}
 - energizzazione dello stato limite \rightarrow ritardo stallo.



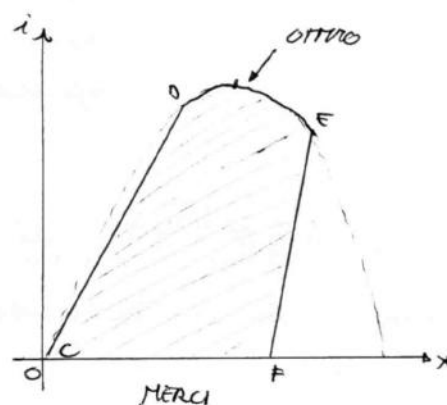
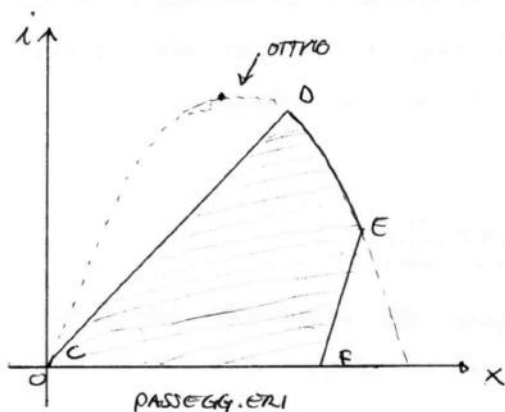
A) → CONDIZ. LIMITE : $W_{Pc} = \text{MAX} \rightarrow W_F = 0$ (IMPOSSIBILE)

B) → CONDIZ. LIMITE : $W_F = \text{MAX} \rightarrow W_{Pc} = 0$ (ANTI-ECONOMICO)

\overline{CD} → indicazione di quanto il PAYLOAD ha una capacità effettiva di sfruttamento dello spazio di carico disponibile.
Maggiore è la densità di carico e più in alto si sposta il segmento $\overline{CD} \Rightarrow$ TRASPORTO MERCI = ottimo.

\overline{EF} → definizione della massima autonomia chilometrica.
SEGMENTO TRATTEGGIATO: cui si cerca di mantenere, per aumentare l'autonomia chilometrica si può solo diminuire le W_{Pc} .

- Mentre per il trasporto di passeggeri è + conveniente sfruttare l'autonomia chilometrica (pagato in base al chilometraggio), per le merci è indifferente perché la merce viene pagata in base al 'indice di trasporto' $i = \frac{W_{Pc}}{W_0} \cdot X$



Per il trasporto passeggeri il massimo mai viene speso raggiunto
→ trasporto è anti-economico.

- TRASFORMAZIONE DA ASSI CORPO AD ASSI VENTO:

$$\begin{cases} \Psi = -\beta \\ \Theta = \alpha \\ \Phi = 0 \end{cases} \quad \text{con } \begin{cases} \beta = \text{ANGOLO DI DERIVATA} \\ \alpha = \text{ANGOLO DI INCIDENZA} \end{cases} \quad [T_{WB}] = \begin{pmatrix} c\alpha c\beta & s\beta & s\alpha c\beta \\ -c\alpha s\beta & c\beta & -s\alpha s\beta \\ -s\alpha & 0 & c\alpha \end{pmatrix}$$

- TRASFORMAZIONE DA ASSI CORPO AD ASSI VERTICALI LOCALI

$$\begin{cases} \Psi = \Psi_B \\ \Theta = \Theta_B \\ \Phi = \Phi_B \end{cases} \quad [T_{E,B}] = \begin{pmatrix} c\Psi_B c\Theta_B & c\Psi_B s\Theta_B s\Phi_B - s\Psi_B c\Phi_B & c\Psi_B s\Theta_B c\Phi_B - s\Psi_B s\Phi_B \\ s\Psi_B c\Theta_B & s\Psi_B s\Theta_B s\Phi_B + c\Psi_B c\Phi_B & s\Psi_B s\Theta_B c\Phi_B - c\Psi_B s\Phi_B \\ -s\Theta_B & c\Theta_B s\Phi_B & c\Theta_B c\Phi_B \end{pmatrix}$$

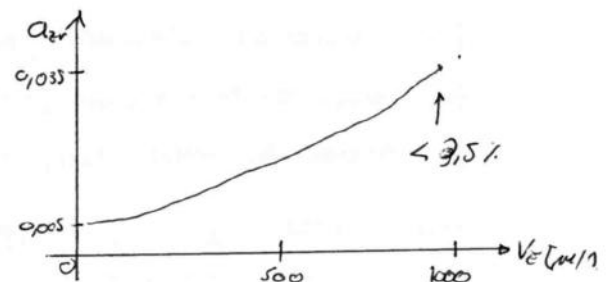
Ψ_B = ANGOLO DI ROTTA

Θ_B = ANGOLO DI BECCOCCIO

Φ_B = ANGOLO DI ROLLO.

- Una valutazione delle accelerazioni che subisce il veicolo dovute a ROTAZIONE TERRESTRE, CURVATURA DELLA SUPERFICIE, FORZA DI CORIOLIS espone ricadendo la tema di assi veicolari locali, corrente di traslazione \Rightarrow si può assumere la tema come un sistema praticamente INERZIALE.

$$a_{zv} = \underbrace{2\Omega V_E}_{\text{CORIOLIS}} + \underbrace{\Omega^2 R}_{\text{ROTAZIONE TERR.}} + \underbrace{\frac{V_E^2}{R}}_{\text{CURVATURA SUPERFICIE}} - g$$



STABILITÀ STATICA LONGITUDINALE

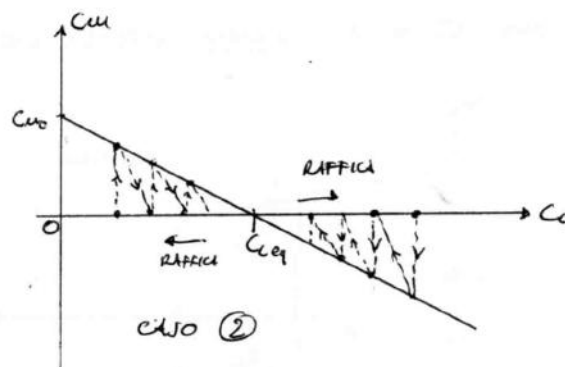
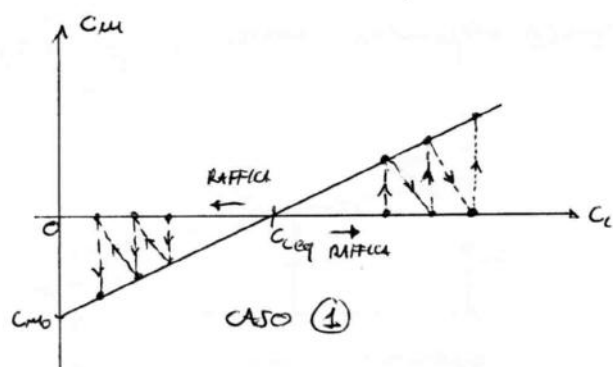
La STABILITÀ è una proprietà delle condizioni di equilibrio. Per STABILITÀ STATICA si intende che il sistema reagisce opponendosi alle perturbazioni esterne. Si parla di STABILITÀ STATICA quando il sistema perturbato rimane in un intorno della posizione di equilibrio.

Considerando il veicolo come un corpo esteso e facendo le seguenti assunzioni:

- L'ASSE SPINTA È BARICENTRICO
- NON C'È INFLUENZA DELLE COMPONENTI GRAVITAZIONALI
- IL PESO È APPLICATO A CG

Si ha che il momento di beccheggio (M_y) è dovuto solamente alle componenti AERODINAMICHE \rightarrow

$$M_y = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_m$$

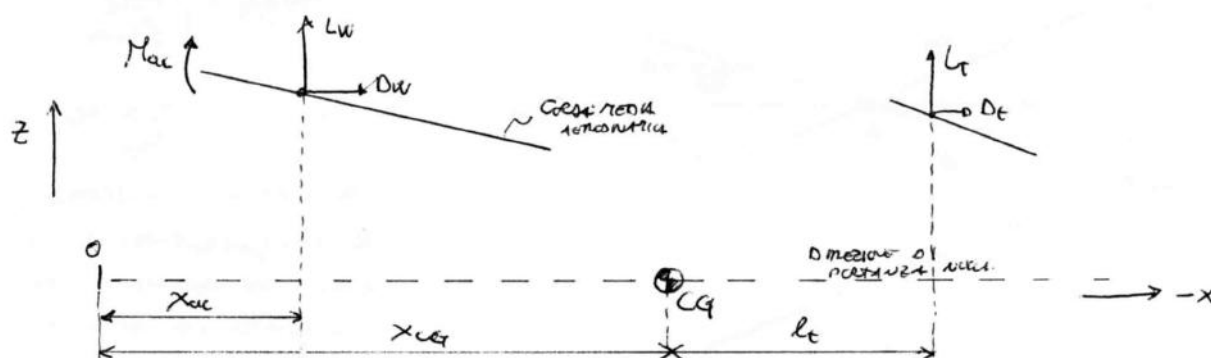


③ e ④ → EQUILIBRIO STATICO NON VERIFICATO. ($C_{eq} \neq 0$)

Quindi si deduce che per avere STABILITÀ STATICA LONGITUDINALE: $\frac{dC_m}{dC_i} < 0$ e $C_{m0} > 0$. Il 1° requisito è detto REQUISITO DI STABILITÀ e il secondo REQUISITO DI EQUILIBRABILITÀ.

- Il MOMENTO DI BECCHEGGIO deriva dalla somma del MOMENTO AERODINAMICO (M_{ac}) dell'ALA e delle coppie generate dalla PORTANZA dell'ALA (L_w) e degli INNEVAGGI (L_t)

$$M = M_{CQ} = M_{ac} + L_w (x_{CQ} - x_{ac}) - L_t l_t$$

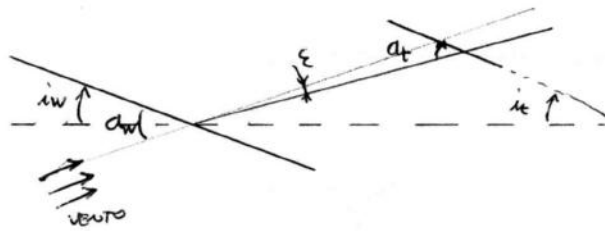


Il contributo della resistenza D_w e D_t al momento è trascurabile in quanto ($D_w \leq 10 L_w$)

- Quella rappresentata è una configurazione di VETRO COPERTO, cioè ALA + INNEVAGGI (le caratteristiche aerodinamiche della fusoliera sono trascurabili)
- Il punto di applicazione delle azioni aerodinamiche complessive si chiama PUNTO NEUTRO e si trova entro la corda media.

$$L = L_w + L_t \approx L_w = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

- In generale $M_{ac} < 0$ e $L_t < 0$ (INNEVAGGIO DEPORTANTE)



$a_t = \text{INCIDENZA IMPENNAGGIO}$
 $i_t = \text{CINETTA/ANGOLO IMPENNAGGIO}$
 $a_w = \text{INCIDENZA ALA}$
 $i_w = \text{CINETTA/ANGOLO ALA}$

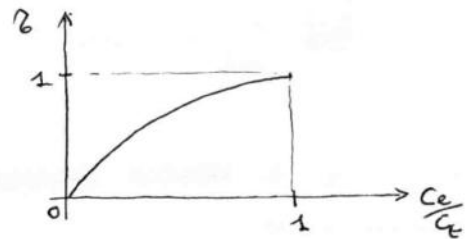
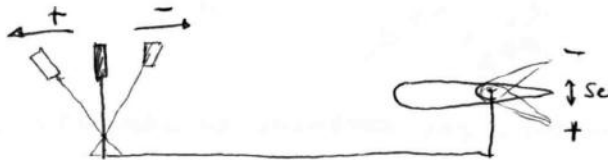
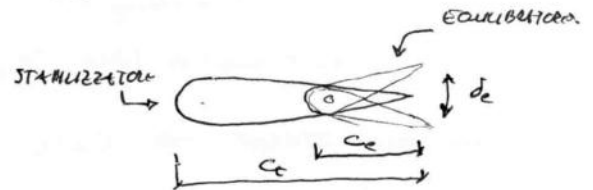
$$a_t = a_w - \epsilon + i_t - i_w$$

CONTROLLO DELL'EQUILIBRIO LONGITUDINALE

Il controllo dell'equilibrio viene effettuato mediante l'azionamento dell'equilibratore (parte mobile dell'impennaggio orizzontale)

$$i_t = i_{t0} + \delta \epsilon$$

\uparrow CINETTA/ANGOLO ORIZZONTALE
 \uparrow CINETTA/ANGOLO STABILIZZATORE
 AZIONE EQUILIBRATORE = INCREMENTO SUPERFICIE



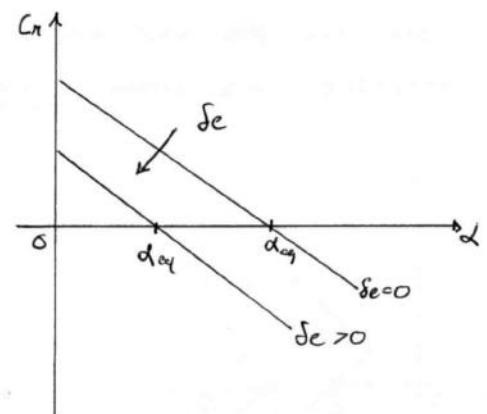
Per deflessioni dell'equilibratore la curva del coefficiente di momento trincea (con pendenza costante) in modo da spostare il punto di equilibrio verso valori più alti/bassi di α

per l'equilibrio lungo:

$$\begin{cases}
 M_{ca} - M = M_{ac} + L_W(X_{ca} - X_{ac}) - L_t i_t \\
 M = \underbrace{M_0}_{M_{ac} + f(i_{w0})} + \underbrace{M_{\alpha} \alpha}_{L(X_{ca} - X_{ac})} + \underbrace{M_{\delta} \delta}_{f(i_t)}
 \end{cases}$$

δ = azione equilibratore
 $f(i_t)$ = funzione di i_t

$$\Rightarrow C_N = C_{N0} + C_{N\alpha} \cdot \alpha + C_{N\delta} \cdot \delta$$



- La deflessione dell'equilibratore è il modo principale per stabilire la velocità di equilibrio (senza variare la stabilità)

$$\delta \rightarrow \alpha_{eq} \rightarrow C_{Neq} \rightarrow V_{eq} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{Neq}}}$$

STABILITÀ STATICA LATERO - DIREZIONALE

Per stabilità statica latero-direzionale si intende la tendenza del velivolo a mantenere automaticamente una traiettoria rettilinea a comandi bloccati. I momenti di ROLLO e IRBARDAZZA sono tra di loro legati (a differenza del momento di BECCHEGGIO) e di conseguenza i comandi per il controllo LATERALE e DIREZIONALE sono accoppiati.

STABILITÀ DIREZIONALE

Affinché un velivolo sia staticamente stabile dal punto di vista ~~direzionale~~ deve esistere una condizione di volo asimmetrica con angolo di derapata $\beta \neq 0$, il momento aerodinamico

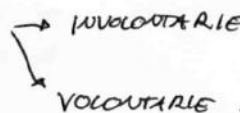
$$M_z = N = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_m$$

↑
COEFF. MOMENTO
IRBARDAZZA.

tenda a ristabilire le condizioni di simmetria ($\beta = 0$) senza interventi da parte del pilota.

- CONDIZ. DI VOLO ASIMMETRICHE

possibili esse



NECESSITÀ DI SALTARE quota rapidamente
LO AUTENTO RESISTENZA (dovuta alla deriva
sa incidente asimmetrica della fusoliera
e impennaggio).

$$\text{EQUILIBRIO} \Rightarrow \begin{cases} \beta = 0 \\ N = M_z = 0 \\ \psi = \psi_0 \end{cases}$$

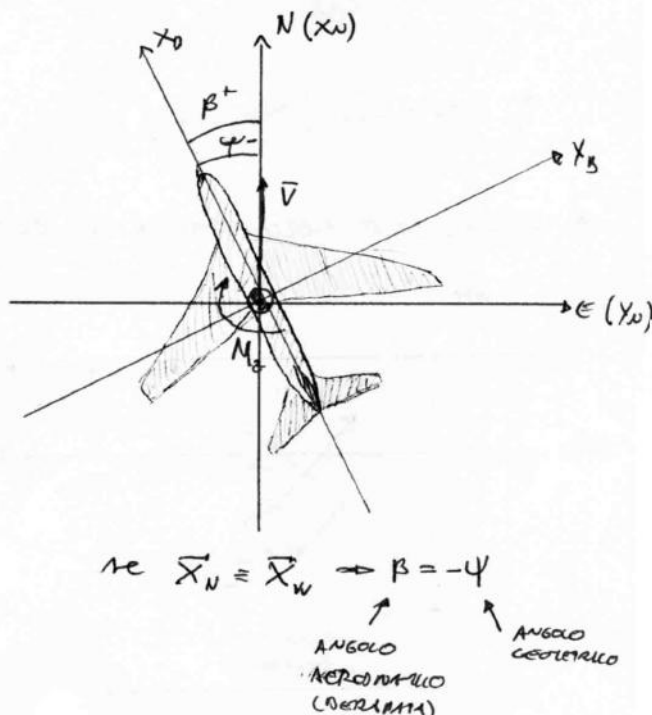
- REQUISITI DI STABILITÀ STATICA DIREZIONALE:

$$\boxed{\frac{dN}{d\beta} > 0^+}$$

$$\boxed{\frac{dC_m}{d\beta} = C_{m\beta} < 0}$$

* il segno di ">" su luogo di "<" come suggerisce l'omologia
con il caso longitudinale e dovuto alle convenzioni di segno nei β

- $C_{m\beta}$ rappresenta dal punto di vista aerodinamico la tendenza dei contributi della FUSOLIERA e dell'IMPELLUGGIO VERTICALE; trascurando il contributo della fusoliera, un'approssimazione per il

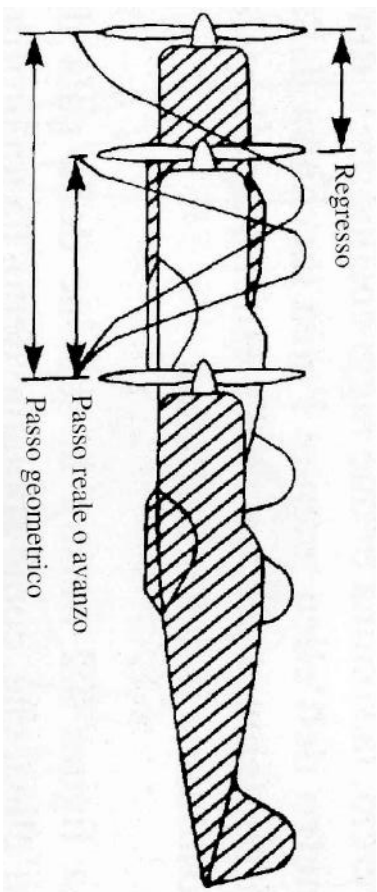
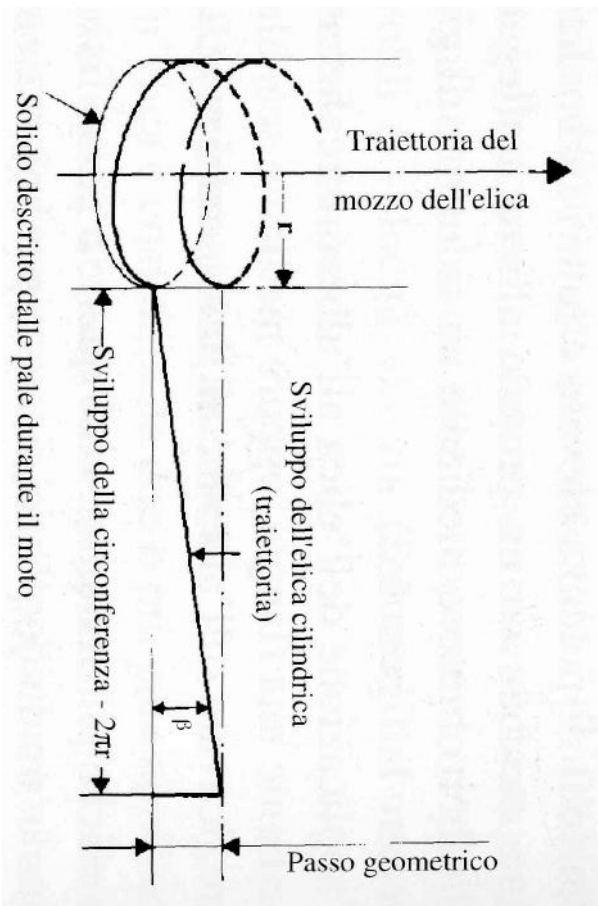


- Se la componente di perturbazione laterale è stazionaria, è necessario intervenire sui comandi di volo per evitare di andare fuori rotta.
- Il controllo della stabilità laterale viene attuato per mezzo degli Aileroni (quasi con effetto portante/deportante differenziale sulle due semiali).

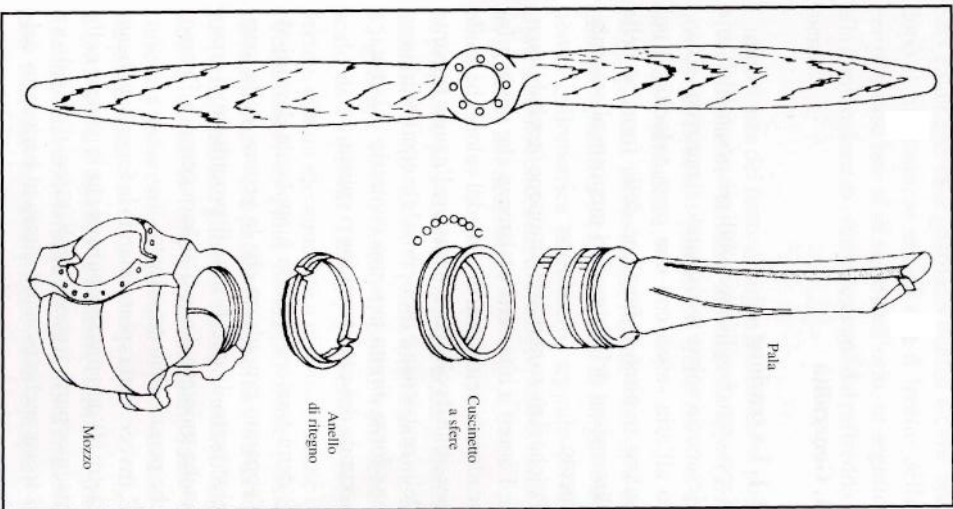
Il caso più semplice è l'elica a passo costante P_0 : in tal caso il calettamento non può rimanere invariato ma deve diminuire dalla radice verso l'estremità essendo

$$\tan \beta = \frac{P_0}{2\pi r} \cdot \frac{1}{k} = -\frac{P_0}{2\pi r}$$

Se invece il passo varia con il raggio r l'elica è detta a passo vario



Quando non è possibile variare il calettamento delle pale, l'elica è a passo fisso. Se, diversamente, le pale dell'elica possono ruotare di un angolo $\Delta\beta$ si ottiene un incremento del passo di riferimento ed una variazione dei coefficienti caratteristici (trazione, coppia e rendimento). Tale tecnica viene utilizzata per le eliche a passo variabile in cui le pale possono regolare il passo con una rotazione $\Delta\beta$ attorno alla radice (manuale a terra o tramite un dispositivo servo-meccanico in rotazione).



Sollecitazioni della pala

Durante il funzionamento le pale dell'elica sono soggette ad una combinazione di forze:

- azione centrifuga (trazione delle pale)
- trazione T (flessione delle pale fuori dal piano del disco)
- coppia resistente Q (flessione delle pale nel piano del disco)
- carichi torsionali aerodinamici ed inerziali (torsione delle pale)

Tali azioni si trasmettono al mozzo sollecitando le pale e sono per loro natura soggette a variazione ciclica sul giro in ragione del numero di pale e della frequenza di rotazione dell'elica. Nel contempo il propulsore trasmette forze e momenti in modo variabile (ciclo termodinamico), eccitando dinamicamente il mozzo dell'elica (vibrazioni ed accoppiamenti dinamici tra motore ed elica). Gli eventuali regimi critici sono comunque segnalati sul manuale di volo e sull'indicatore di giri.

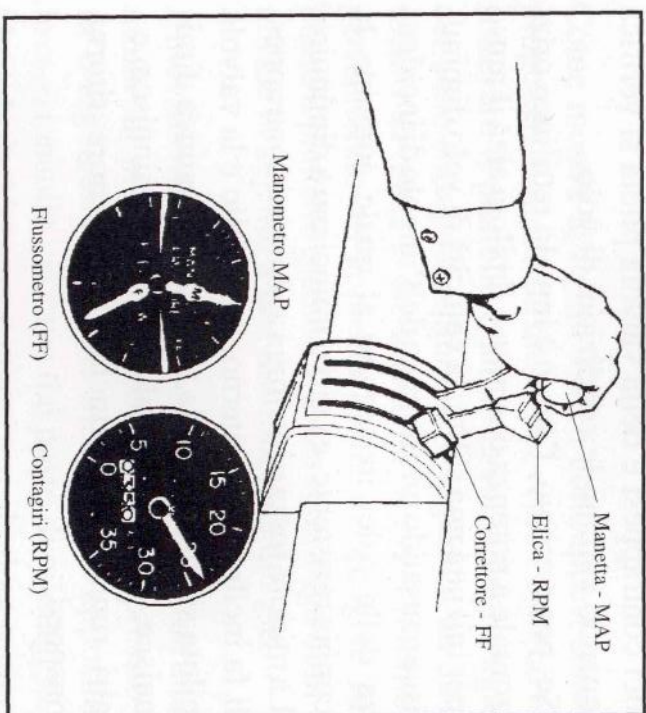
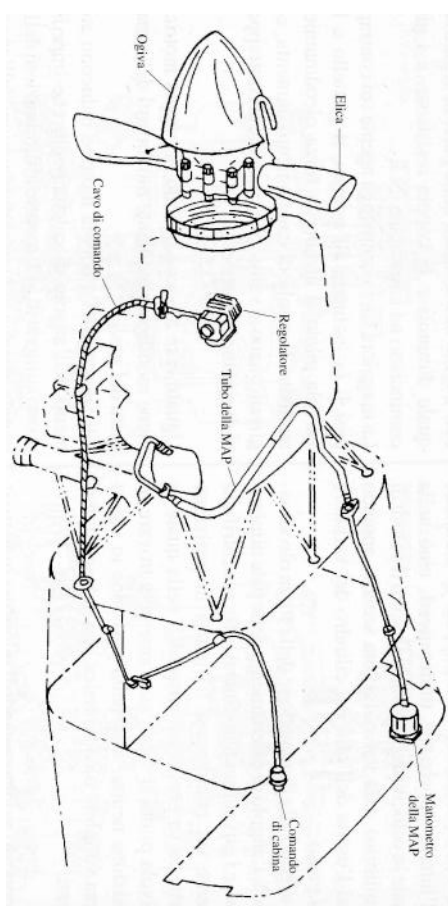
Effetti dell'elica sul comportamento del velivolo

La presenza dell'elica altera inoltre gli equilibri che governano il comportamento del velivolo. In particolare risulta che:

- la scia dell'elica investe in modo asimmetrico gli impennaggi variando localmente la pressione dinamica in funzione del regime di rotazione (momento imbarcante sinistroso per elica destrorsa ed alterazione dell'assetto longitudinale)
- la scia dell'elica può influire sulla distribuzione di portanza dell'ala (riduzione della velocità minima indicata a pieno regime)
- effetto P dovuto alla composizione della velocità di rotazione per la pala avanzante/arretrante con la componente della velocità di avanzamento nel piano del disco nel volo ad incidenza significativa (momento imbarcante sinistroso per elica destrorsa)
- la rotazione dell'elica induce sul velivolo una coppia di reazione di segno opposto alla direzione di rotazione (rollio in volo e imbardata a terra dovuta al carico asimmetrico del carrello in rullaggio)
- la curvatura della traiettoria del velivolo combinata con la rotazione dell'elica produce una coppia di origine giroscopica che si traduce nel ritardo di 90° che caratterizza la risposta angolare dell'inclinazione del disco (per elica destrorsa: momento imbarcante destrorso/sinistroso in cabrata/picchiata oppure momento di beccheggio picchiante/cabrante in virata destra/sinistra)

Il regolatore è montato sul motore ed acquisisce tramite un trasduttore il valore della velocità angolare dell'albero motore. Il pilota dispone in cabina, oltre che della manetta del gas, anche del comando di regolazione che consente di registrare il valore del numero di giri di riferimento. Il regolatore confronta la velocità angolare effettiva con quella impostata ed interviene comandando il meccanismo di variazione del passo montato nel mozzo dell'elica. Tale dispositivo genera una coppia intorno all'asse della pala (azione variabile oleodinamica) che si oppone ad un'azione fissa di richiamo (aerodinamica, inerziale o elastica) verso il valore minimo (o massimo) del passo. Il circuito idraulico di regolazione è alimentato dal regolatore (servovalvola idraulica con retroazione sul numero di giri del motore) che determina un aumento/riduzione del passo quando il regime di rotazione dell'elica è nelle condizioni di overspeed/underspeed rispetto al valore impostato. Il regolatore interviene automaticamente a mantenere costante la velocità angolare sia al modificarsi della coppia resistente Q (cambi di velocità ed assetto in volo) sia al variare della coppia motrice (intervento del pilota sulla manetta).

Come verrà ribadito in seguito, quando un motore è accoppiato ad un'elica a giri costanti, il contagiri non può essere utilizzato per valutare l'erogazione di potenza all'albero. Infatti, in questo caso si utilizza il manometro che rileva la pressione MAP (Manifold Absolute Pressure) nel collettore di aspirazione del motore che varia in funzione dell'apertura della valvola a farfalla (ovvero in funzione della coppia motrice). Il motore funziona irregolarmente quando la MAP supera il valore massimo prescritto (sovaccarico) o quando scende sotto il valore minimo (l'elica trascina il motore ad esempio durante una discesa). Il manuale di volo riporta sempre i valori da adottare nelle varie fasi di volo per le tre regolazioni fondamentali: manetta del gas (MAP), regolazione dell'elica (contagiri) e correttore di miscela (flussometro).



Accensione ed avviamento (motoelica)

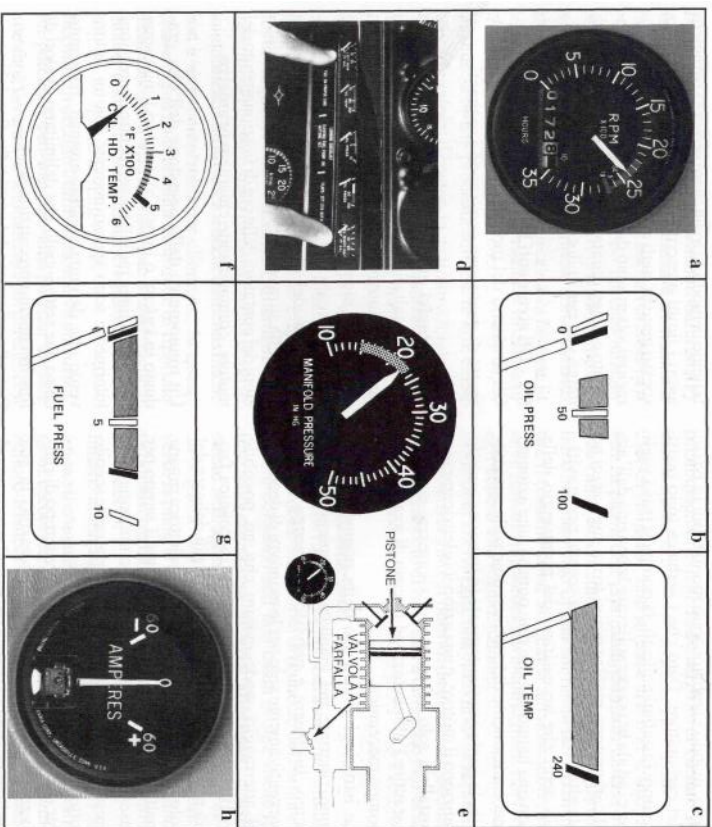
L'accensione del motore a scoppio richiede la generazione di una scintilla tramite un dispositivo elettrico (candela) controllato in modo da essere sincronizzato con la fase di compressione della miscela aria-benzina in ciascun cilindro (anticipo di circa 20° o 30° di rotazione dell'albero motore prima che il pistone raggiunga il punto morto superiore). Tale regolazione viene ottenuta con un sistema elettrico statico (bobina) basato sul principio di induzione elettromagnetica: creando una variazione impulsiva di corrente nel circuito primario (avvolgimento esterno) tramite un interruttore (rutore a camma con puntine platinat) si induce nel circuito secondario interno una variazione di corrente proporzionale al numero di spire avvolte intorno al nucleo ferroso. Il circuito primario presenta un condensatore in parallelo all'avvolgimento per limitare lo scintillio del sistema di distribuzione. Infatti, la corrente in alta tensione che circola nel circuito secondario alimenta solo una delle candele durante il transitorio generato dall'interruzione nel primario. Tale sequenza è controllata a mezzo dell'elemento rotante del distributore.

Si noti che, differenzialmente dalle applicazioni automobilistiche, il circuito primario non è alimentato da una batteria ma bensì da un generatore autonomo (magnete). Tale scelta è dettata da considerazioni di affidabilità e robustezza. Sempre per lo stesso motivo, ogni cilindro dispone di due candele alimentate da circuiti separati (doppio magnete).

Il pilota ha a disposizione un selettore per la commutazione dei circuiti di alimentazione (destro Right, sinistro Left o entrambi Both). Lo stesso dispositivo può essere utilizzato per l'azionamento del motorino di avviamento alimentato dalla batteria che trascina l'albero motore per l'avviamento iniziale del ciclo di combustione. Per l'avviamento a freddo è sempre previsto un dispositivo per arricchire la miscela o per iniettare benzina liquida nei cilindri (pompetta manuale o pompa di ripresa comandata dalla manetta del gas).

Spegnimento (motoelica)

Differenzialmente dal caso automobilistico (spegnimento per interruzione del circuito elettrico), i motori alternativi aeronautici vengono spenti interrompendo l'alimentazione del carburante ovvero tirando il correttore della miscela a fondo corsa nella posizione cut-off. Solo successivamente vengono esclusi i magneti. In questo modo, annullando la quota di combustibile nella miscela si previene anche la riaccensione accidentale del motore. Nel caso di motori dotati di compressore, lo spegnimento deve essere effettuato dopo una fase di funzionamento al minimo.



Accensione ed avviamento (turbogetto)

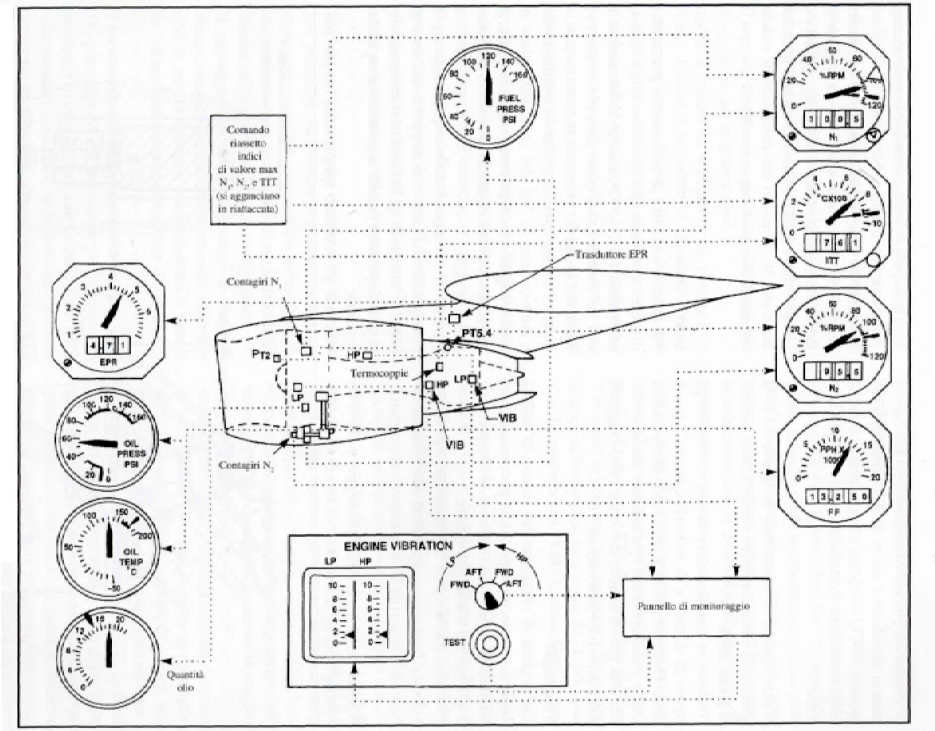
Nel motore a turbina l'accensione serve solo nella fase di avviamento iniziale oppure per la riaccensione in volo a seguito di spegnimento. Infatti, durante la maggior parte del funzionamento, l'impianto di accensione è inattivo dato che la fiamma si mantiene autonomamente.

L'accensione dei motori a turbina è realizzata con un doppio impianto in grado di generare scariche elettriche di elevata intensità. Gli impianti sono alimentati in bassa tensione con corrente prelevata dall'impianto elettrico di bordo (batteria o alternatore). La scarica necessaria è ottenuta tramite un dispositivo capacitivo in grado di cadenzare la sequenza di scarica (indicativamente da 60 a 100 scariche al minuto). La scintilla che scocca tra gli elettrodi della candela genera localmente un forte innalzamento della temperatura che riesce ad innescare la combustione anche in condizioni di bassa temperatura e pressione. In tal senso, le candele utilizzate sono solo affini per principio di funzionamento a quelle adottate nei motori alternativi, in quanto completamente diverse dal punto di vista funzionale e costruttivo.

Per realizzare l'avviamento a terra del motore a turbina sono necessari due impianti separati: starter (sistema di trascinamento del complesso compressore-turbina di alta pressione) e sistema di accensione. Lo starter (elettrico, pneumatico, idraulico o a cartuccia) deve portare il sistema ad una velocità di rotazione minima da garantire un afflusso di aria adeguato all'innescio della fiamma nelle camere di combustione. Ovviamente la combustione può essere avviata dall'accensione solo dopo che il pilota è intervenuto sulla valvola di shut-off in modo da iniettare il carburante nei tubi di fiamma.

Il circuito di lubrificazione è monitorato in termini di portata, pressione e temperatura dell'olio.

Il livello di vibrazione del sistema propulsivo è difficilmente percepibile dall'equipaggio in condizioni normali, soprattutto in presenza di danneggiamenti incipienti o di modesta entità che nel tempo potrebbero compromettere la funzionalità dell'intero sistema. L'entità delle vibrazioni viene pertanto controllato da un display da cui è anche possibile risalire alla localizzazione ove necessario.



P-Factor (2/2)

When an aircraft is in straight and level flight at cruise speed, the propeller disc will be normal (i. e. perpendicular) to the airflow vector. As airspeed decreases and wing angle of attack increases, the engines will begin to point up and airflow will meet the propeller disc at an increasing angle, such that horizontal propeller blades moving down will have a greater angle of attack and relative wind velocity and therefore increased thrust, while horizontal blades moving up will have a reduced angle of attack and relative wind velocity and therefore decreased thrust. (Vertical blades are not affected). This asymmetry in thrust displaces the center of thrust of the propeller disc towards the blade with increased thrust, as if the engine had moved in or out along the wing. The engine with the down-moving blades towards the wingtip produces more yaw and roll than the other engine, because the moment (arm) of that engine's thrust about the aircraft center of gravity is greater. Thus, the engine with down-moving blades towards the fuselage will be "critical", because its failure will require a larger rudder deflection by the pilot to maintain straight flight than if the other engine had failed.

Single engine propeller aircraft

(As viewed by the pilot), the aircraft has a tendency to yaw to the left if using a clockwise turning propeller (right hand), and to the right with a counter-clockwise turning propeller (left hand). The right-hand propeller is by far the most common. The effect is noticeable during take off and in straight and level flight with high power and high angle of attack.

Multi engine propeller aircraft (clockwise rotation)

With engines rotating in the same direction the p-factor will affect V_{MC} (minimum control speed) in asymmetric flight.

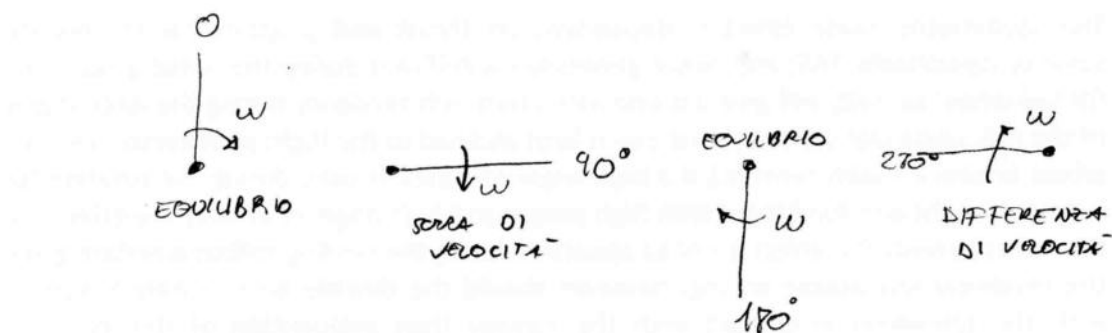
Considering right-hand tractor engines (lines projecting from propeller discs represent the p-factor induced thrust lines):

spare parts costs for the engines and propellers, as different spare parts need to be produced in lower numbers, compared to a conventional installation.

Counter-rotating propellers should not be confused with contra-rotating propellers that share common axes.

The following aircraft have counter-rotating propellers (twin-engine, 1 engine per wing):

- The Wright Flyer
- de Havilland Hornet
- Lockheed P-38 Lightning
- Heinkel He 177 *Greif* (some versions)
- Piper PA-31 Navajo
- Piper PA-34 Seneca
- Piper PA-39 Twin Comanche
- Piper PA-40 Arapaho
- Piper PA-44 Seminole
- Cessna T303 Crusader
- Beech BE-76 Duchess

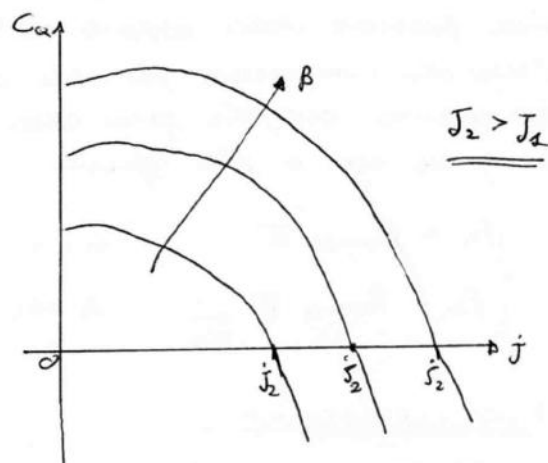
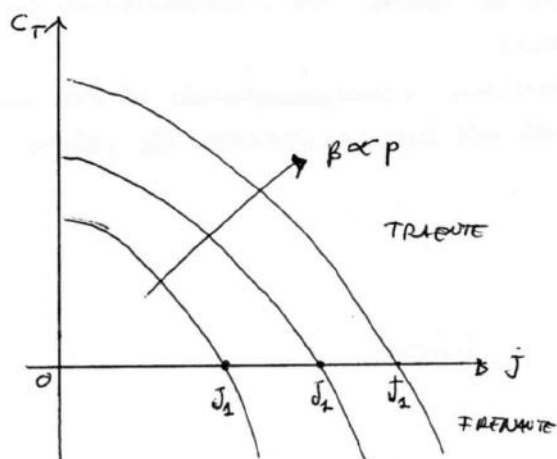


Normalizzando la Trazione T_d e la Coppia Q della pernice dinamica, si possono definire

$$C_T \equiv \text{COEFF. DI TRAZIONE} = \frac{T}{\rho \omega^2 R^4} *$$

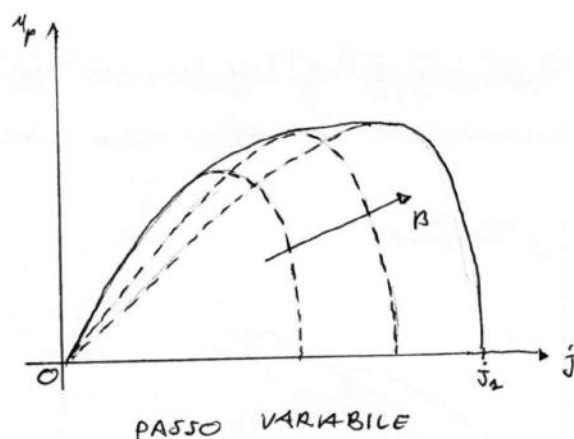
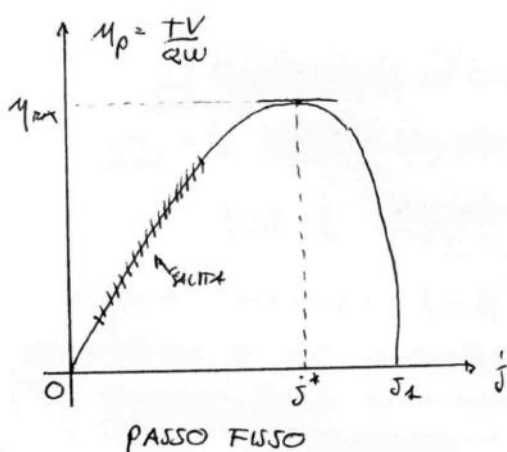
$$C_Q \equiv \text{COEFF. DI COPPIA} = \frac{Q}{\rho \omega^2 R^5} *$$

⊕ i risultati derivano dalle equazioni di Pennell (NON TRATTATE)



per $j_1 < j < j_2$ l'elica è frenante ma fornisce sempre una coppia resistente al motore, per $j > j_2$ l'elica diventa motrice e trascina il motore.

- L'andamento del rendimento η_p in funzione del rapporto di spinta è il seguente:



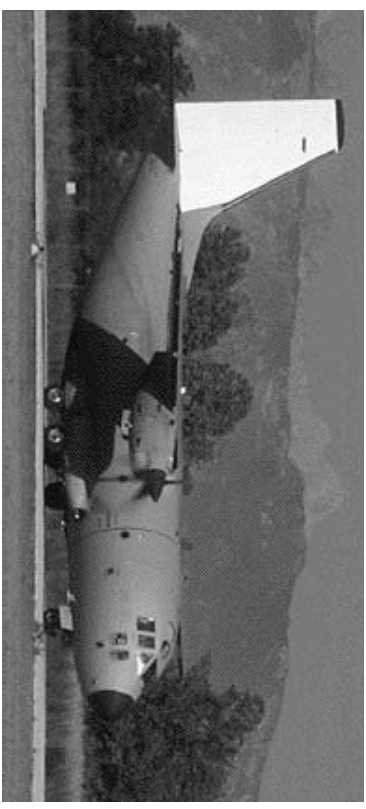
- Si nota che $\eta = 0 \leftrightarrow j = 0 \vee j = j_1$; oltre j_1 , η perde significato.
- Al crescere di β le curve di funzionamento cambiano in modo da spostare la condizione di massima efficienza verso valori più alti del rapporto di avanzamento; effetto che viene sfruttato dalle eliche a passo variabile.



Cessna 337 Skymaster



Canadair CL-415



Alenia G-222



Alenia Aerospaziale ATR-42



Piaggio P-180