



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO : 156

DATA : 03/10/2011

A P P U N T I

STUDENTE : Fracchia

**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

L'esame è solo scritto e composto da 6 domande di teoria e 4 esercizi.

Il voto non può essere rifiutato.

Libro di testo:
"Introduzione alla meccanica del volo"
Giorgio Guglieri
Celid

UNITÀ DI MISURA

Lunghezza

$$1 \text{ n. mi.} = 6076 \text{ ft} = 1852 \text{ m} = 1,150 \text{ s. mi.}$$

$$1 \text{ s. mi.} = 5280 \text{ ft} = 1609 \text{ m} = 0,868 \text{ n. mi.}$$

$$1 \text{ ft} = 0,3048 \text{ m} = 12 \text{ in}$$

$$1 \text{ in} = 0,0254 \text{ m} = 25,4 \text{ mm}$$

n. mi = miglio nautico
s. mi = miglio standard

Superficie

$$1 \text{ m}^2 = 10,764 \text{ ft}^2$$

$$1 \text{ ft}^2 = 0,093 \text{ m}^2$$

Volume

$$1 \text{ gallon uk} = 4,546 \text{ e}$$

$$1 \text{ gallon us} = 3,785 \text{ e}$$

Massa

$$1 \text{ kg} = 2,20415 \text{ lb}$$

$$1 \text{ lb} = 0,45365 \text{ kg}$$

Forza

$$1 \text{ kgf} = 2,20415 \text{ lbf}$$

$$1 \text{ lbf} = 0,45365 \text{ kgf} = 4,448 \text{ N}$$

Pressione

$$1 \text{ bar} = 1000 \text{ mbar} = 10^5 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2$$

$$1 \text{ mm Hg} = 133,32 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ lb/in}^2 (\text{psi}) = 6894,8 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ lb/ft}^2 (\text{psf}) = 47,88 \text{ Pa}$$

Velocità

$$1 \text{ kt} = 0,5144 \text{ m/s} = 1,151 \text{ mph} = 1,852 \text{ km/h}$$

$$1 \text{ km/h} = 0,540 \text{ kt} = 0,621 \text{ mph}$$

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

Potenza

$$1 \text{ hp} = 745,7 \text{ W}$$

Consumo specifico

$$1 \text{ lb/hp/h} = 1 \text{ lb/h/hp} = 1,6565 \cdot 10^{-6} \text{ N/W/s}$$

$$1 \text{ lb/h/lb} = 3600 \text{ N/s/N}$$

Aumentando la percentuale di vapore e la temperatura, diminuisce la densità dell'aria, provocando un aumento delle distanze necessarie al decollo.

Nella troposfera la temperatura si abbassa di 6,5 K per ogni chilometro di quota (in atmosfera standard).

Nella stratosfera invece la temperatura rimane costante.

Per calcolare la temperatura nella troposfera si usa la formula

$$T = T_{SL} + \alpha \cdot h$$

Dove:

- $T_{SL} = 288,15 \text{ K} = 15 \text{ }^\circ\text{C}$ è la temperatura al livello del mare (sea level) secondo l'atmosfera standard;

- $\alpha = \frac{dT}{dh} = -6,5 \text{ }^\circ\text{C/Km}$ è il gradiente termico;

- h è la quota sul livello del mare.

Per calcolare il gradiente di pressione si usa la legge di Stevino:

$$\frac{dp}{dh} = \frac{dp}{dT} \cdot \frac{dT}{dh} = \frac{dp}{dT} \cdot \alpha = -p \cdot g = -\frac{p}{RT} \cdot g$$

$$\frac{dp}{p} = -\left(\frac{g}{\alpha R}\right) \cdot \frac{dT}{T}$$

$$\int_{P_{SL}}^P \frac{dp}{p} = \left[\ln p \right]_{P_{SL}}^P = \ln p - \ln P_{SL} = \ln \left(\frac{p}{P_{SL}} \right) = -\left(\frac{g}{\alpha R}\right) \cdot \ln \frac{T}{T_{SL}} =$$

$$= \ln \left[\left(\frac{T}{T_{SL}} \right)^{-\left(\frac{g}{\alpha R}\right)} \right]$$

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

Dove $P_{SL} = 1 \text{ atm} = 1013,25 \text{ mbar} = 101325 \text{ Pa} = 760 \text{ mmHg} = 29,921 \text{ inHg} = 14,696 \text{ lb/in}^2 \text{ (psi)}$

Il profilo di densità è:

$$\frac{\rho}{\rho_{SL}} = \frac{p}{RT} \cdot \frac{RT_{SL}}{P_{SL}} = \frac{p}{P_{SL}} \cdot \frac{T_{SL}}{T} = \left(\frac{T}{T_{SL}} \right)^{-\frac{g}{\alpha R}} \cdot \left(\frac{T}{T_{SL}} \right)^{-1}$$

$$\frac{\rho}{\rho_{SL}} = \left(\frac{T}{T_{SL}} \right)^{-\frac{g}{\alpha R} - 1} = \left(\frac{T}{T_{SL}} \right)^{4,25}$$

Dove $\rho_{SL} = 1,225 \text{ kg/m}^3$

La velocità del suono è

$$c_s = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} = \sqrt{\gamma RT} = 20,05 \cdot \sqrt{T} \text{ m/s}$$

Dove $\gamma = 1,4$

La stratosfera comincia a 11000 m (36089 ft).

La quota di volo degli aerei è FL360 (cioè tra 36000 e 36089 ft).

La temperatura si mantiene costante: $T_{TP} = 276,5 \text{ K} = -56,5 \text{ }^\circ\text{C}$.

Il gradiente di pressione è:

$$\frac{dp}{dh} = -p \cdot g = -\frac{p}{RT_{TP}} \cdot g$$

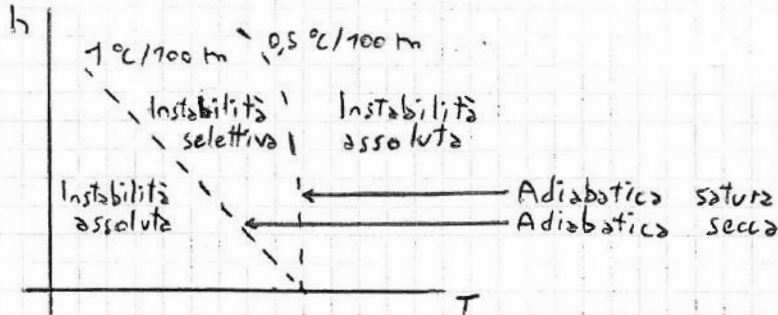
$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{RT_{TP}} \cdot dh$$

$$\frac{p}{p_{TP}} = \exp \left(-\frac{g}{RT_{TP}} \cdot (h - h_{TP}) \right)$$

↑ Basso stratosfera

In certi periodi dell'anno la temperatura dell'atmosfera standard scende troppo repentinamente rispetto a quello della massa d'aria adiabatica, la quale continua a salire di quota finché diventa saturo. A quel punto si formano i cumuli (nuvole).

La stabilità dell'atmosfera è classificata secondo il gradiente termico della quota. Minore è il gradiente più è instabile l'atmosfera.



Altimetro

L'altimetro serve a misurare la quota.

Il barogramma è un diagramma che riporta la quota equivalente (in atmosfera standard) al valore della pressione atmosferica misurata durante il volo.

L'altimetro è formato da una cassa a tenuta stagna contenente una capsula contenente il vuoto. La deformazione della capsula dovuta alla variazione di pressione muove le lancette del quadrante.

È possibile modificare la pressione di riferimento e di conseguenza la quota zero con una manopola.

Al di sotto dei 3500 ft l'altimetro è settato in QNH. oltre quella quota si passa in QNE in quanto la QNH dipende da aeroporto ad aeroporto, quindi 2 aerei potrebbero volare a diversa QNH ma alla stessa QNE (rischio di incidente).

I livelli di volo circolari sono delle quote che vengono assegnate affinché chi vola a vista e chi in volo strumentale non si trovino alla stessa quota.

IFR (Instrument Flight Mode)

Prova da 050° a 265°: tutti i dispari (050, 070, 090 ecc.)

Prova da 270° a 085°: tutti i pari (040, 060, 080 ecc.)

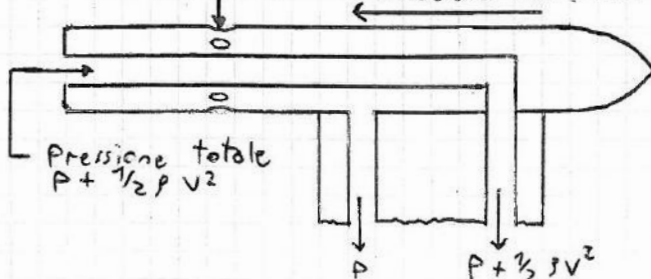
VFR (Visual Flight Mode)

Prova da 050° a 265°: tutti i dispari + 500 ft (035, 055, 075 ecc.)

Prova da 270° a 085°: tutti i pari + 500 ft (045, 065, 085 ecc.)

Tubo di Pitot

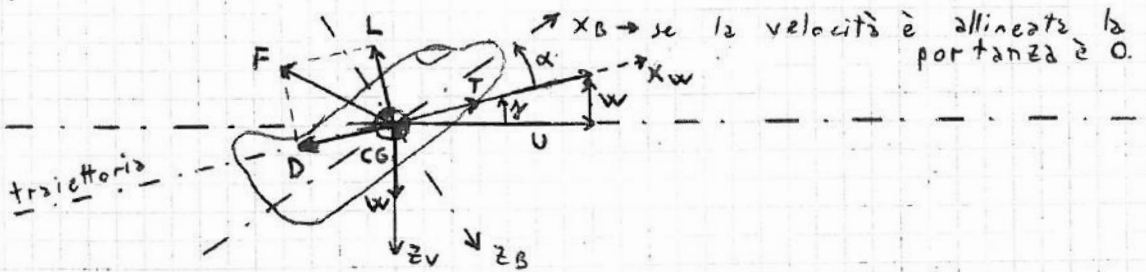
Pressione statica P Direzione del moto



Equazioni di forza

$$\vec{F}_a + \vec{F}_r + \vec{F}_p = 0$$

- \vec{F}_a ← Forze aerodinamiche (sul baricentro)
 - \vec{F}_p ← Forze propulsive (considerate sul baricentro)
 - \vec{F}_r ← Forze peso (sul baricentro)
 - \vec{F}_v ← Forze vincolari (solo a terra)
 - \vec{F}_i ← Forze d'inerzia (essenti nelle condizioni di equilibrio)
- $$\vec{F}_{aer} + \vec{F}_{prop} + \vec{F}_w = 0$$

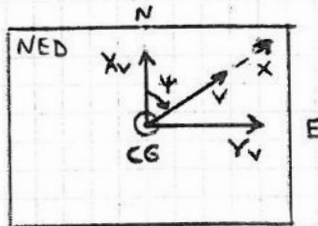


$X_B Z_B$ è il piano di simmetria longitudinale del velivolo.

γ è l'angolo di rampa, cioè l'angolo tra la velocità e il piano orizzontale. Esso è il piano perpendicolare alla verticale locale, la quale è indicata dalla traiettoria della forza di gravità.

$$U = V \cos \gamma = \frac{dx}{dt}$$

$$W = V \sin \gamma = \frac{dh}{dt} = \text{Rateo di salita} = R/c (\uparrow, \gamma > 0) \text{ o } R/d (\downarrow, \gamma < 0)$$



ψ è l'angolo di imbardata.

$$\frac{dx}{dt} = GS = V \cos \gamma \pm V_w$$

(Nel caso generale si pone $V_w = 0$.)

$$F = \sqrt{D^2 + L^2}$$

α è l'angolo di incidenza. Se $\alpha = 0 \rightarrow L = 0$. Tuttavia $\nabla \alpha / D = 0$.

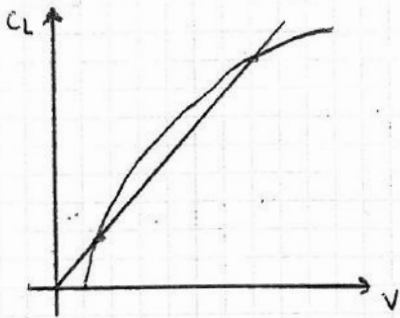
$$\begin{cases} T - D = W \sin \gamma \\ L = W \cos \gamma \end{cases} \begin{cases} \text{Se } = 0 \rightarrow \text{volo livellato.} \\ \text{Se } > 0 \rightarrow \gamma \text{ positivo.} \\ \text{Se } < 0 \rightarrow \gamma \text{ negativo.} \end{cases}$$

$T - D = W \sin \gamma$ prende il nome di equazione dell'eccesso di spinta.

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

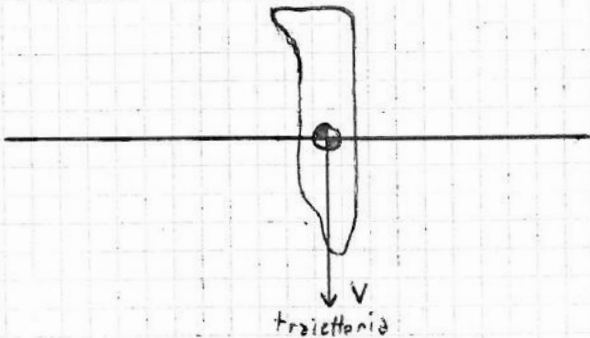
$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

→ Coefficienti di portanza e di resistenza
 → Superficie alare
 → Pressione dinamica



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

Planata verticale



$$\begin{aligned} \gamma &= -30^\circ \\ \begin{cases} T - D = -W \\ L = 0 \end{cases} \\ C_D &= C_{D0} + k C_L^2 = C_{D0} \\ \begin{cases} T - D = -W \\ D = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} \end{cases} \\ V &= \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{D0}}} \end{aligned}$$

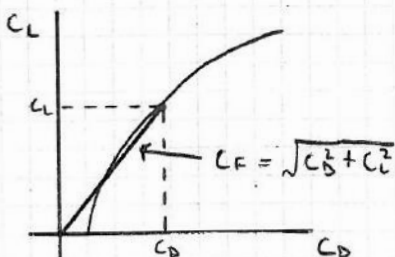
Quando la quota diminuisce, l'aumento della densità dell'aria provoca una decelerazione.

Il valore di C_{D0} determina il tasso di discesa.

Volò non propulso

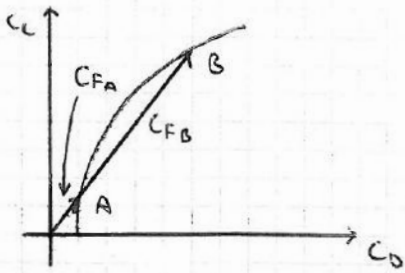
$$\begin{aligned} \begin{cases} T - D = W \sin \gamma \\ L = W \cos \gamma \end{cases} \\ D^2 + L^2 = \frac{W^2}{\cos^2 \gamma} (\sin^2 \gamma + \cos^2 \gamma) = W^2 \\ W = \sqrt{D^2 + L^2} = F = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_F = \frac{1}{2} \rho V^2 S \sqrt{C_D^2 + C_L^2} \end{aligned}$$

C_F è il coefficiente di forza.



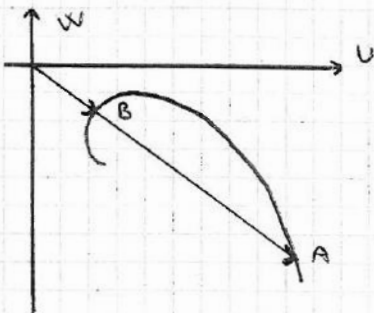
$$W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_F$$

$$V = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_F}}$$



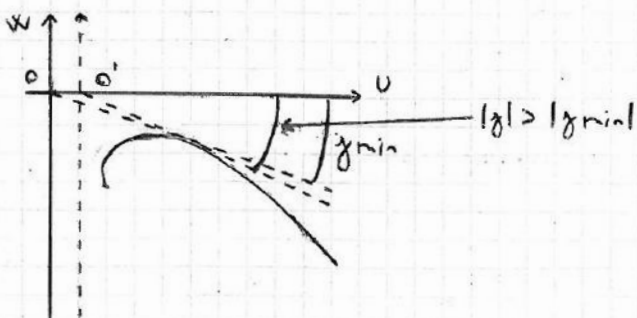
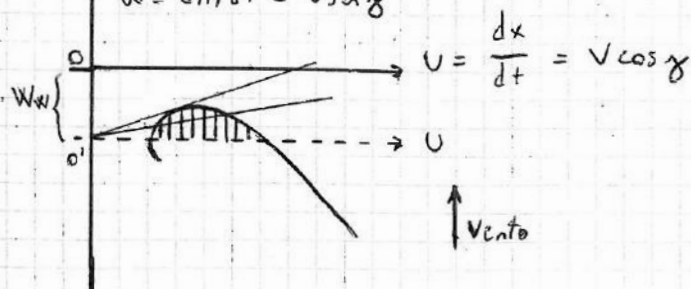
$$V_A = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{FA}}} > V_B$$

$$V_B = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{FB}}}$$



Proprietà dell'odografo

$$w = dh/dt = v \sin \gamma$$



Supponiamo che l'angolo di planata sia piccolo ($\gamma \cong 0$).

$$\begin{cases} \cos \gamma \cong 1 \\ \sin \gamma \cong \gamma \\ \tan \gamma \cong \gamma \end{cases}$$

$$\begin{cases} L \cong W \\ \gamma \cong -\frac{1}{E} \\ V \cong \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L}} \end{cases}$$

dove $(R/D) = \frac{(R/D)_1 + (R/D)_2}{2}$ (preciso solo sotto i 1000 m.)

e $\bar{v} = \frac{V_{TAS}^{(1)} + V_{TAS}^{(2)}}{2}$

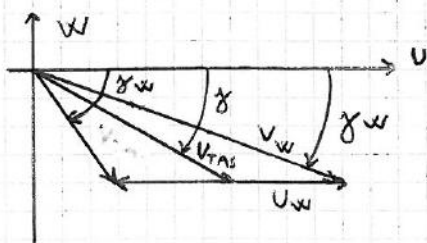
$V_{EAS} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{SL} C_L}}$

$C_L = \frac{2W/S}{\rho_{SL} V_{EAS}^2}$

$E = \frac{C_L}{C_{D0} + KC_L^2}$

Effetti del vento

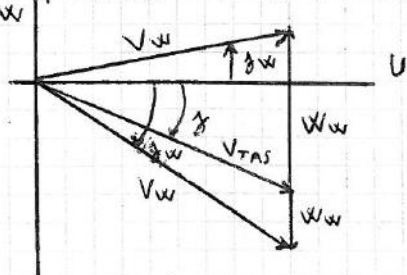
$\tan \gamma = -\frac{1}{E}$
 $DX = \frac{-Dh}{\tan \gamma} = -DhE$ } Valide solo in aria calma.



$\tan \gamma_w = \frac{W_w^*}{U_w^*} = \frac{-V/E}{V \cos \gamma + U_w} = \frac{-V/E}{V + U_w}$ = Rapporto di discesa in aria calma

$DX_w = \frac{-Dh}{\tan \gamma_w} \neq -DhE$

In presenza di vento discensionale



$\tan \gamma_w = \frac{-V/E + W_w}{V}$ → Rapporto netto

$\frac{dh}{dt} = -V/E + W_w$

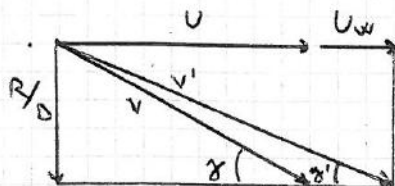
$t = \frac{Dh}{-V/E + W_w}$ = Tempo impiegato per guadagnare quota

Se il vento è discensionale

$\tan \gamma_w = \frac{-V/E - W_w}{V}$

$\tan \gamma_w = \frac{-V/E \pm W_w}{V \pm U_w}$

③ $W = 800 \text{ lb} = 800 \cdot 0,4536 = 362,72 \text{ N}$
 $S = 150 \text{ ft}^2 = 13,94 \text{ m}^2$
 $C_D = 0,012 + 0,0024 C_L^2$
 $W_w = 20 \text{ kt} = 10,29 \text{ m/s}$
 $E_{\text{max}} = ?$



$$E_{\text{max}} = \begin{cases} C_{LE \text{ max}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} = \sqrt{\frac{0,012}{0,024}} = 0,71 \\ C_{DE \text{ max}} = 2 C_{D0} = 2 \cdot 0,012 = 0,024 \end{cases}$$

$$E_{\text{max}} = \frac{1}{2\sqrt{K \cdot C_{D0}}} = 29,58$$

$$\gamma = -\frac{1}{E} = -\frac{1}{29,58} = -0,033 \text{ rad} = \text{Angolo di rampa rispetto al vento}$$

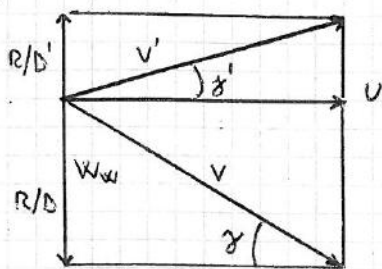
$$U \cong V = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{LE \text{ max}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4009,7 / 13,94}{1,225 \cdot 0,71}} = \sqrt{662,4} = 25,74 \text{ m/s}$$

$$R/D = V \gamma = 25,74 \cdot (-0,033) = -0,849 \text{ m/s}$$

$$\gamma' = \frac{R/D}{U + U_w} = \frac{-0,849}{25,74 + 10,2} = -0,023 \text{ rad}$$

L'autonomia chilometrica è aumentata.

④ $W = 1000 \text{ lb} = 4448 \text{ N}$
 $S = 150 \text{ ft}^2 = 13,94 \text{ m}^2$
 $C_D = 0,011 + 0,025 C_L^2$
 $h_1 = 500 \text{ m}$
 $W_w = 2,5 \text{ m/s}$
 $\Delta h = 750 \text{ m}$
 Tempo minimo?



$$R/D' = R/D + W_w$$

$$R/D' = -\frac{V}{E} + W_w$$

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

$$\left(\frac{V}{E}\right)_{\text{min}} = (E \sqrt{C_L})_{\text{max}} \rightarrow \begin{cases} C_L^* = \sqrt{3} C_{LE \text{ max}} = 0,66 \cdot \sqrt{3} = 1,14 \\ C_D^* = 2 C_{DE \text{ max}} = 0,022 \cdot 2 = 0,044 \\ E^* = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{\text{max}} = 26,13 \dots \end{cases}$$

$$V = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L^*}} = 21,13 \text{ m/s}$$

$$U \cong V = 21,13 \text{ m/s}$$

$$R/D = V \gamma = 21,13 \cdot \left(-\frac{1}{26,13}\right) = -0,81 \text{ rad}$$

TRAZIONE E POTENZA NECESSARI

$$T_h = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D0} + K C_L^2)$$

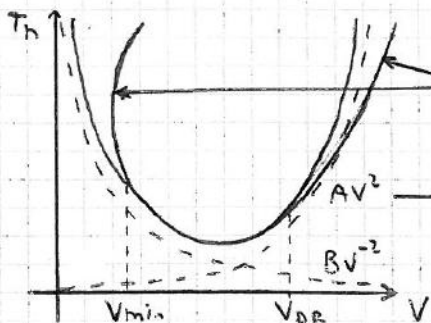
$$T_h = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{1}{2} \rho V^2 S K C_L^2 C_{D0} \quad (al \text{ variare del numero di Mach cambia la polare aerodinamica})$$

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

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

$$\begin{cases} T_h = AV^2 + BV^{-2} \\ A = \frac{\rho S C_{D0}}{2} \quad B = \frac{2KW^2}{\rho S} \end{cases}$$

Andamento grafico della spinta necessaria



Andamento reale della quadratica

Quota costante
rho costante

La regolazione della manetta non cresce linearmente alla velocità (parabola).

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{Lmax}}}$$

$$M_{DR} = \frac{V_{DR}}{c_s}$$

c_s = velocità del suono

questa sarà la minima spinta necessaria/disponibile.

$$L = W$$

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

$$D = \frac{W}{E} = T_h$$

$$T_{hmin} = \frac{W}{E_{max}} \rightarrow V_{Tmin} = V_{Emax}$$

Dimostrazione

$$\begin{cases} T_h = AV^2 + BV^{-2} \\ \frac{dT_h}{dV} = 2AV - 2BV^{-3} = 0 \end{cases}$$

$$V_T = \frac{B}{A} = \frac{4KW^2}{\rho^2 S^2 C_{D0}}$$

$$V = \sqrt{\frac{4KW^2}{\rho^2 S^2 C_{D0}}} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho \frac{C_{D0}}{K}}}$$

$$T_{hmin} = \frac{W}{E_{max}}$$

Effetto della quota (* chiede sempre all'esame *)

I livelli di spinta si spostano a velocità maggiori.

Il minimo non cambia, cambia la sua velocità.

Al crescere della quota, la V_{Emax} (trasciata in funzione della V_{TAS} e non della V_{EAS}) aumenta.

TURBOGETTO

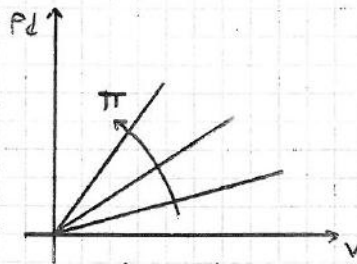
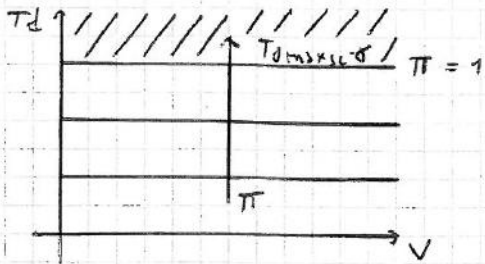
$$T_d = \pi \cdot T_{dmax\ se} \cdot \sigma$$

dove:

π è la manetta (varia tra 0 e 1);
 $T_{dmax\ se}$ è la spinta massima al livello del mare;
 σ è P/P_{SL}

Talvolta al posto di $T_{dmax\ se}$ viene dato $\left(\frac{T}{W}\right)_{max\ se} \cong 0,25$.

$$P_d = T_d \cdot V$$



Più il turbogetto guadagna velocità, più è in grado di erogare potenza.

$$\frac{dw}{dt} = -c T_d$$

$\frac{dw}{dt}$ è la variazione del peso dell'aeromobile dovuta al consumo.

Poiché $T_d = \pi \cdot T_{dmax\ se} \cdot \sigma$, aumentando la manetta aumenta il consumo.

$c = tsfc$ (thrust specific fuel consumption) è una costante che ha come unità di misura:

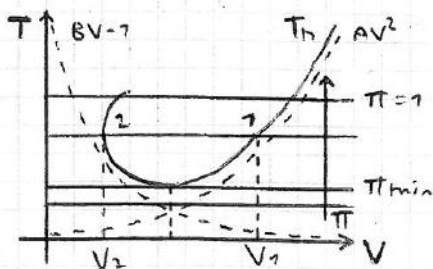
$$[c] = [lb/h/lb] = [N/h/N] = [N/s/N]$$

È meglio tenere almeno 5 decimali nel calcolo della c , in quanto varia tra 0,7 e 1,0. ^{equivalenti 3600} È molto sensibile agli arrotondamenti.

T_{dmax} e c sono parametri forniti dal costruttore del motore.

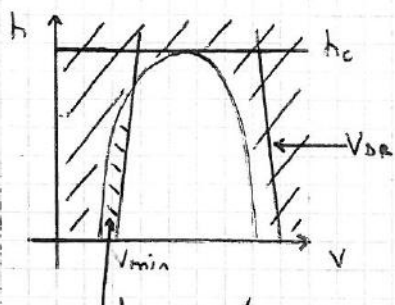
$$T_d = T_h$$

$$T_d = AV^2 + BV^{-2}$$



Poiché $T_h = \frac{W}{E}$, in V_1 e V_2 c'è la stessa efficienza.

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{L_{max}}}}$$



In questa zona sono soddisfatti i limiti propulsivi, ma non quelli aerodinamici (sono sotto la velocità di stallo).

L'autonomia chilometrica (range) è la distanza percorsa data una certa quantità di carburante.

L'autonomia oraria (endurance) è il tempo di volo data una certa quantità di carburante.

$$\frac{dw}{dt} = -c \cdot Td = \frac{dw}{dx} \cdot \frac{dx}{dt} = \frac{dw}{dx} \cdot V \quad \begin{matrix} (TAS) \\ (GS) \end{matrix}$$

$$\frac{dw}{dx} \cdot V = -c \cdot Th = -c \frac{W}{E}$$

$$\boxed{\frac{dx}{dw} = - \frac{VE}{cW}}$$

$\frac{dx}{dw}$ è l'autonomia chilometrica specifica. Si misura in m/N e indica come cambia l'autonomia chilometrica in funzione del consumo.

$$\frac{dx}{dw} = - \frac{VE}{cW} = - \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{L_{max}}}} \frac{E}{cW} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho}} \frac{E}{\sqrt{C_{L_{max}}} cW}$$

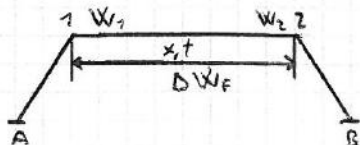
Aumentando la quota aumenta l'autonomia chilometrica specifica (per il turbogetto).
Invece nel caso del turbelico la quota non influenza l'autonomia.

$$\frac{d}{dc_L} \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}} \right) = 0 \quad \left\{ \begin{array}{l} C_L^* = \frac{1}{\sqrt{3}} \quad C_{L_{max}} = \frac{1}{3} \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \\ E^* = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{max} \end{array} \right.$$

$$\frac{dw}{dt} = -c Td = -c Th = -c \frac{W}{E}$$

$$\boxed{\frac{dt}{dw} = - \frac{E}{cW}}$$

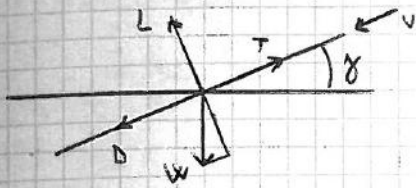
L'autonomia oraria è massimizzata per $E = E_{max}$.
L'autonomia oraria del turbogetto non dipende dalla quota.



$$W_1 - W_2 = \Delta W_f$$

$$\frac{\Delta W_f}{W_1} = E_1 \quad (\text{normalmente } \approx 0,75 \div 0,20)$$

Salita ripida e salita rapida



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

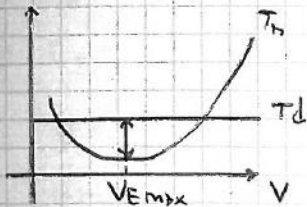


$$R/C = V \sin \gamma$$

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W}$$

$$R/C = \frac{VT - VD}{W} = \frac{P_T - P_D}{W}$$

Salita ripida $\rightarrow \gamma_{max}$ (Frequente all'esame)



$$T_n = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D0} + K C_L^2) = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left[C_{D0} + K \left(\frac{2W/S}{\rho V^2} \right)^2 \right] =$$

$$= \frac{\rho C_{D0} S}{2} V^2 + \frac{2W^2 K}{\rho S} \frac{1}{V^2} = AV^2 + BV^{-2}$$

$$T_d = T_{dsc} \cdot \sigma \cdot \pi$$

$$\sin \gamma = \frac{T_d}{W} - \frac{D}{L} = \frac{T_d}{W} - \frac{1}{E}$$

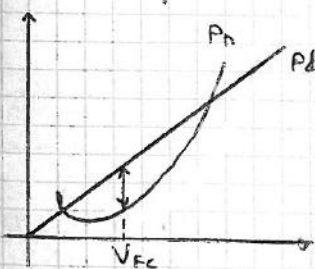
$$\gamma_{max} \Rightarrow E_{max} = \frac{1}{2 \sqrt{C_{D0} K}}$$

$$\sin \gamma_{sc} = \frac{T_d}{W} - \frac{1}{E_{max}}$$

$$V_{sc} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{L E_{max}}}} = \text{Velocità di salita ripida (steepest climb)}$$

$$R/C_{sc} = V_{sc} \cdot \sin \gamma_{sc}$$

Salita rapida $\rightarrow (R/C)_{max}$ (Rara all'esame)



② $w/s = 75 \text{ psf} = 3551 \text{ Pa}$
 $C_D = 0,022 + 0,05 C_L^2$
 $\left(\frac{T}{w}\right)_{SL} = 0,27$
 $h_c = ?$
 $P = P_{SL} \cdot e^{-h/5007}$
 2 motori
 $T_d = T_h$
 $\sigma \cdot \pi \cdot T_{d_{SL}} = \frac{W}{E_{max}}$
 $\sigma = \frac{1}{E_{max} \left(\frac{T_d}{w}\right)_{SL}}$
 $E_{max} = \frac{1}{2 \sqrt{C_{D0} \cdot k}} = 75$
 $\sigma = 0,296$
 $\sigma = \frac{P}{P_{SL}} = e^{-h/5007}$
 $h_c = -5007 \cdot \ln \sigma = 72715 \text{ m}$

OEI (un motore in avaria)

$$\sigma = \frac{1}{E_{max} \cdot \frac{1}{2} \left(\frac{T_d}{w}\right)_{SL}} = 0,932$$

$$h_c = -5007 \cdot \ln \sigma = 6926 \text{ m}$$

③ $C_s = 0,8 \frac{lb}{lb \cdot h} = \frac{0,3}{3600} \frac{N}{N \cdot s} = 2,22 \cdot 10^{-4} \frac{N}{N \cdot s}$

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

$x_{max} = ?$
 $(V, C_L) \text{ const.}$

$$\sigma = 0,5$$

$$P = P_0 \cdot 0,5 = 1225 \cdot 0,5 = 612,5 \text{ kg/m}^3$$

$$\frac{dx}{dx} \frac{dw}{dt} = -C_s \cdot T_d = -C_s \frac{W}{E}$$

$$\int_0^x dx = - \int_{W_1}^{W_2} \frac{VE}{C_s} \frac{dW}{W}$$

$$x = \frac{VE}{C_s} \cdot \ln \frac{1}{1-\xi}$$

$$(VE)_{max} = \left(\sqrt{\frac{2W/s}{\rho C_L}} \cdot E \right)_{max} \rightarrow \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}} \right)_{max}$$

$$\frac{d}{dC_L} \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}} \right) = 0 \rightarrow \begin{cases} C_{Lbr} = \frac{1}{3} & C_{LEmax} \\ C_{Dbr} = \frac{2}{3} & C_{DEmax} \\ E_{br} = \frac{\sqrt{3}}{2} & E_{max} \end{cases}$$

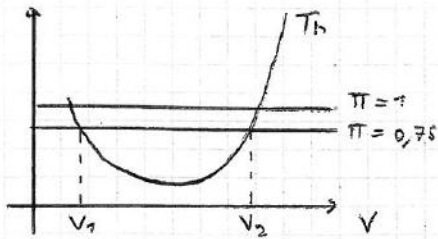
$$C_{Lbr} = \frac{1}{3} \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = \sqrt{\frac{0,022}{3 \cdot 0,05}} = 0,38$$

$$E_{br} = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{max} = \frac{\sqrt{3}}{2} \cdot 75 = 73$$

$$V_{br} = \sqrt{\frac{2W/s}{\rho C_{Lbr}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 35523}{0,61 \cdot 0,38}} = 175,69 \text{ m/s}$$

$$x_{max} = \frac{175,69 \cdot 73}{2,22 \cdot 10^{-4}} \cdot \ln \frac{1}{1-0,3} = 3680 \text{ km}$$

⑥ $W/S = 30 \text{ psf} = 4309 \text{ Pa}$
 $C_D = 0,025 + 0,05 C_L^2$
 $\left(\frac{T}{W}\right)_{SL} = 0,23$
 $\pi = 0,75$



$$T_d = T_h = \frac{W}{E}$$

$$T_{dSL} = 0,75 = \frac{W}{E}$$

$$E = \frac{1}{\left(\frac{T}{W}\right)_{SL} \cdot 0,75} = \frac{1}{0,23 \cdot 0,75} = 5,8$$

$$T_h = A \cdot V^2 + \frac{B}{V^2} = T_{d \max} \cdot \pi$$

$$A = \frac{\rho S C_{D0}}{2}; \quad B = \frac{2KW^2}{\rho S}$$

$$AV^4 - T_{d \max} \cdot \pi \cdot V^2 + B = 0$$

$$V^4 - \frac{T_{d \max}}{A} \pi V^2 + \frac{B}{A} = 0$$

$$V^4 - \frac{T_{d \max}}{\rho S C_{D0}} 2\pi V^2 + \frac{2W^2 K}{\rho S} \frac{2}{\rho S C_{D0}} = 0$$

$$V_1^2 = 27387 \text{ m}^2/\text{s}^2$$

$$V_1 = 146,24 \text{ m/s}$$

$$V_2^2 = 46403,5 \text{ m}^2/\text{s}^2$$

$$V_2 = 215,41 \text{ m/s}$$

Il consumo

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

K_c si chiama "horse power fuel consumption" (hpsfc, dove la s sta per "specific") = $\frac{lb}{hr/hp}$ (libbre di carburante bruciate in un'ora per fornire all'albero una potenza di un cavallo).
 $[K_c]_{SI} = N/s/W$
 Nei calcoli tenere almeno 4 decimali.

Equilibri propulsivi

$$T_d = T_h = AV^2 + BV^{-2}$$

$$P_d = P_h = AV + BV^{-1} = \eta_p \cdot P_a$$

$$\eta_p \pi P_a \max_{sl} \sigma = AV^3 + BV^{-1}$$

$$V_1 > V_2 < V_{min}$$

(vedere grafico a pag. 755 del libro.)

Quota di tangenza

Turbogelto: $T_{hmin} = T_{dmax}$

Motore elica: $P_{hmin} = P_{dmax}$

$$P_h = \frac{WV}{E} = T_h \cdot V = \frac{W}{E} V$$

$$P_{hmin} \text{ (per } (E\sqrt{C_L})_{max}) = \frac{WV^*}{E^*} \rightarrow \begin{cases} E^* = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{max} \\ C_L^* = \sqrt{3} C_{Lmax} \end{cases}$$

$$P_{hmin} = \frac{W}{E^*} \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{sl} C_L^*}}$$

$$P_{dmax} = \eta_p P_a \max_{sl} \sigma$$

$$\frac{W}{E^*} \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{sl} C_L^*}} = \eta_p P_a \max_{sl} \sigma$$

$$\frac{W}{E^*} \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{sl} C_L^*}} = \eta_p P_a \max_{sl} (\sigma - \sqrt{\sigma})$$

$$\left(\frac{1}{\eta_p \cdot P_a \max_{sl}} - \frac{W}{E^*} \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{sl} C_L^*}} \right)^{2/3} = \sigma_c$$

$$h_c = -H \cdot \ln \sigma_c$$

Per il motore elica il peso al decollo determina la quota di tangenza in modo direttamente proporzionale.

Il compressore meccanico instabilisce compressione e pressione corriere a quote più basse. Però è pesante e costoso.

h_r = quota di ristabilimento

Se $h < h_r \rightarrow P_a = P_a \max_{sl} \cdot \pi$

Se $h > h_r \rightarrow P_a = P_a \max_{sl} \cdot \pi - \frac{\sigma}{\sigma_r}$ (si comporta come un normale motore aspirato.)

$\frac{\sigma}{\sigma_r}$ è il rapporto di densità alla quota di ristabilimento.

Salita

$$\sin \gamma = \frac{T_d - T_h}{W}$$

$$P_d = T_d \cdot V = \eta_p P_h$$

$$T_d = \frac{\eta_p P_h}{V}$$

$$T_h = AV^2 + BV^{-2}$$

$T_d > T_h \rightarrow$ Salita \rightarrow Eccesso di spinta \rightarrow Si agisce sul $P_h = \pi \cdot P_{\text{max}} \cdot \sigma$

Salita ripida

$$\gamma_{\text{max}} \rightarrow \pi = 1$$

$\gamma_{\text{min}} \rightarrow V_{\text{min}}$ \rightarrow Non è possibile perché anche T_d dipende da V .

$\frac{d(\sin \gamma)}{dV} = 0 \rightarrow$ È al di sotto della velocità minima.

Vengono usati i flap (non al massimo perché aumenterebbe troppo la resistenza, ma è un compromesso tra 1 e 2 tacche).

Salita rapida

$$R/C = \frac{P_d - P_h}{W} = V \sin \gamma = \frac{\eta_p P_h - AV^3 - BV^{-1}}{W} \rightarrow \pi = 1$$

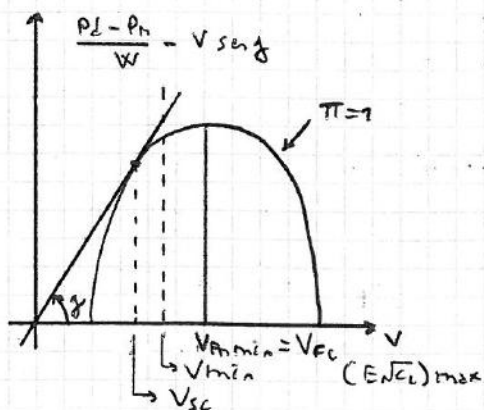
Il rateo di salita diminuisce con la quota.

Quota di tangenza $\left\{ \begin{array}{l} \text{teorica} \rightarrow \text{Equazioni degli equilibri (le ultime fasi di salita sono troppo dispendiose, non la raggiungeremo mai).} \\ \text{pratica} \rightarrow \text{Inferiore alla teorica ma effettivamente utilizzate (100 piedi al minuto).} \end{array} \right.$

$$P_{h \text{ min}} \rightarrow (E \sqrt{CL})_{\text{max}}$$

$$(R/C)_{\text{max}} = \text{Fastest climb} \rightarrow (E \sqrt{CL})_{\text{max}}$$

In P_d non compare V . \rightarrow La salita rapida è molto lenta \rightarrow Le velocità di salita ripida e rapida sono molto vicine.



Qualunque punto appartenente alla curva identifica un tipo di salita.

Per guadagnare rapidamente quota si deve stare all'interno di un campo di velocità.

Non è alla velocità massima che si sale rapidamente o rapidamento.

Il passo dell'elica è il passo che essa crea in movimento, ossia la traccia che definisce in base alla velocità (ma non dipende da essa).

Per scegliere il passo ci si riferisce al passo geometrico, che dipende dal clettamento dell'elica:

Clettamento $10^\circ \rightarrow$ Angolo passo 10°
 Il piano di riferimento sarà perpendicolare al piano di rotazione. Si prende come riferimento al 75% il raggio e si calcola l'angolo del passo.

Se si va in negativo con l'angolo di clettamento, si produce una forza frenante.

Come riferimento si prende la sezione al 75% trascurando lo svergolamento.

ω = velocità angolare dell'elica per il raggio.
 v = velocità del volo TAS (semplificata ortogonale al disco dell'elica).

$$\tan \phi = \frac{v}{\omega r} = J = \text{Rapporto di avanzamento}$$

Per variare ϕ

- \rightarrow si cambia $\omega \rightarrow$ Il vettore cresce o diminuisce (se cresce si riduce il rapporto di avanzamento);
- \rightarrow si cambia $v \rightarrow$ se cresce, ϕ aumenta;
- \rightarrow si cambia $r \rightarrow$ se cresce, ϕ diminuisce.

Il profilo sarà $C_L = 0$.

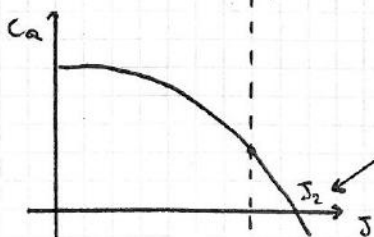
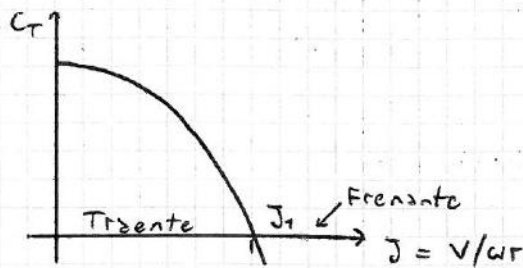
$\alpha = \beta - \phi =$ Incidenza locale del profilo della pala

Se ϕ è basso, $\alpha \approx \beta$; se ϕ è alta e α diminuisce, $\beta = \phi$.

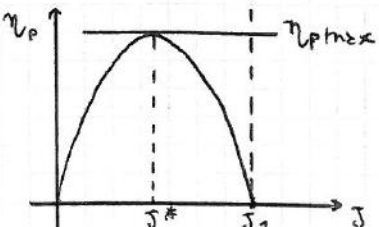
Quando il rapporto di avanzamento è basso, si hanno grandi livelli di trazione; se lo si aumenta si arriverà ad un punto in cui non c'è trazione.

Se $\phi > \beta$ la trazione cambia segno.

Per $J = 0$ la trazione può essere portata al suo valore massimo (ad esempio in pista con i freni tirati si dà manetta al massimo ma $v = 0$ per cui $J = 0$).

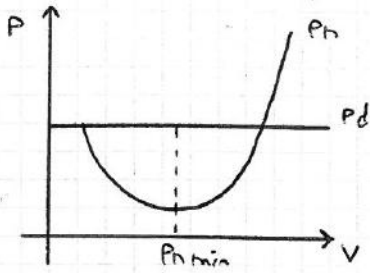


L'elica trascina il motore. Non basta togliere manetta, bisogna perdere velocità.



$$\eta_p = \frac{TV}{Q\omega} = \frac{C_T}{C_a} \cdot J$$

Da ferma e quando diventa frenante dissipa completamente.



$$P_h = \frac{W \cdot V}{E}$$

$$P_{h \min} \rightarrow \left(\frac{V}{E} \right)_{\min} = \left(\sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L}} \cdot \frac{1}{E} \right)_{\max} \rightarrow (E \sqrt{C_L})_{\max}$$

$$\begin{cases} E (E \sqrt{C_L})_{\max} = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{\max} = \frac{\sqrt{3}}{2} \frac{1}{2 \sqrt{C_{D0} \cdot k}} = 10,48 \cdot \frac{\sqrt{3}}{2} = 9,06 \\ C_L (E \sqrt{C_L})_{\max} = \sqrt{3} C_{L \max} = \sqrt{3} \cdot \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = \sqrt{3} \cdot \sqrt{\frac{0,035}{0,065}} = 1,27 \end{cases}$$

$$V_{fc} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{SL} \cdot C_L (E \sqrt{C_L})_{\max}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 16509,3 / 16,7}{1,225 \cdot 1,27}} = 36 \text{ m/s}$$

$$R/C_{fc} = \frac{P_d - P_h}{W} = \frac{P_d - \mu_p}{W} - \frac{W \cdot V}{E \cdot W} = \frac{786425 - 0,8}{16509,3} - \frac{36}{9,06} = 4,85 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 4,85 \frac{60}{0,3048} \text{ fpm} = 954 \text{ fph}$$

- 3) $W_1 = 8300 \text{ lb} = 38603,36 \text{ N}$
 $W_2 = 1800 \text{ lb}$
 $S = 350 \text{ ft}^2 = 32,5 \text{ m}^2$
 $C_D = 0,035 + 0,065 C_L^2$
 $\mu_p = 0,85$
 $k_c = 0,48 \text{ lb/h/hp} = 7,96 \cdot 10^{-7} \text{ N/s/W}$
 x'_{\max}
 x''_{\max}

$$\eta = \frac{W_{fc}}{W_1} \begin{cases} \eta' = \frac{100}{8300} = 0,011 \\ \eta'' = \frac{100}{8300 \cdot 1800} = 0,014 \end{cases}$$

$$x = \frac{E \cdot \mu_p}{k_c} \cdot l_h \frac{1}{1 - \eta}$$

$$E_{\max} = \frac{1}{2 \sqrt{C_{D0} \cdot k}} = 10,48$$

$$x'_{\max} = \frac{10,48 - 0,85}{7,96 \cdot 10^{-7}} \cdot l_h \frac{1}{1 - 0,011} = 123782,56 \text{ m} = \frac{123782,56}{1852} \text{ n.mi} = 66,83 \text{ n.mi}$$

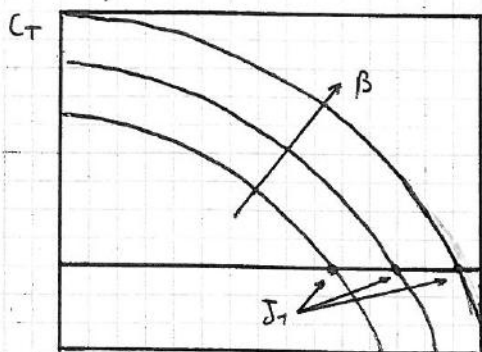
$$x''_{\max} = \frac{10,48 \cdot 0,85}{7,96 \cdot 10^{-7}} \cdot l_h \frac{1}{1 - 0,014} = 157978 \text{ m} = 85,3 \text{ n.mi}$$

- 4) $P_{asc} = 550 \text{ hp} = 410735 \text{ W}$
 $\pi_{x \max}$
 $\pi_{t \max}$

$$x_{\max} = \frac{E_{\max} \cdot \mu_p}{k_c} \cdot l_h \frac{1}{1 - \eta}$$

Caratteristiche aerodinamiche dell'elica

Un'elica di elevato passo geometrico implica un elevato coefficiente di resistenza ed un maggiore rapporto di avanzamento (aeroplani veloci hanno passi più alti).

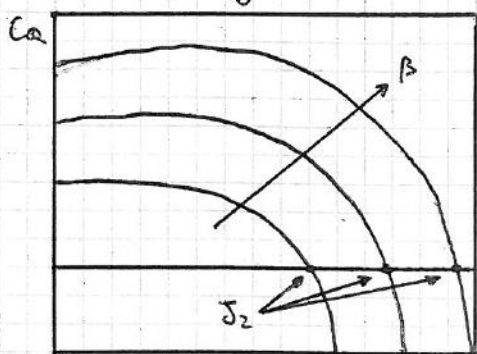


Azione spingente

Azione frenante

Un attuatore elettrico nel mozzo permette di cambiare il passo dell'elica durante il volo.

Se l'elica è a passo fisso, essa va cambiata in funzione della tipologia di missione che l'aereo deve compiere.

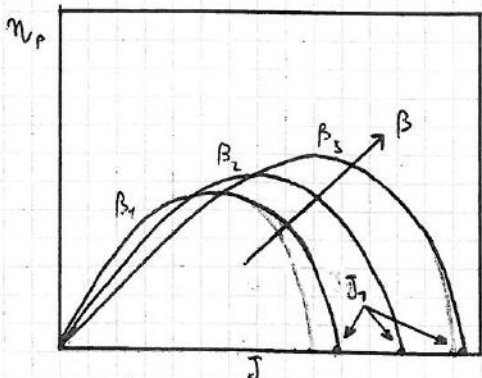


L'elica richiede coppia, quindi è resistente.

L'elica genera coppia, quindi produce lavoro e trascina il motore.

$$J_2 > J_1$$

$$\eta = \frac{C_T}{C_D} \cdot J$$



A passo β_1 si hanno buone prestazioni a basse velocità, ma la velocità massima è più bassa.
 A passo β_3 invece si ha una velocità massima più alta ma a scapito delle prestazioni a basse velocità.
 Per questo motivo si usano le eliche a passo variabile.
 L'elica a giri variabili tuttavia è più economica e di più semplice installazione.

In volo livellato non può essere superato il valore J_1 .

L'elica è un dispositivo asimmetrico. Per questo motivo produce una coppia di reazione su uno dei due carrelli nella fase di rollaggio. Poiché esistono sia eliche destrorse che eliche sinistrorse, ciò può capitare su qualunque dei due carrelli. Per contrastare la coppia di reazione durante il rollaggio occorre intervenire sul pedale.
 Gli aerei bimotori potrebbero risolvere il problema facendo girare i motori in direzione opposta, ma non lo fanno (tranne rarissime eccezioni). Questo perché se i motori girano in direzione opposta hanno pezzi di ricambio diversi (destrorsi e sinistrorsi) e quindi la manutenzione costa di più.

- l'EGT (che indica la temperatura dei gas di scarico e serve per fini prestazionali).

TURBOELICA

Il turboelica rispetto al motore a pistoni utilizza un combustibile meno pregiato (il cherosene) a fronte però di consumi leggermente maggiori.

$ESHP = \left(SHP + \frac{T_3 V}{\eta_p} \right) =$ Potenza equivalente all'albero
dove SHP è la potenza effettiva disponibile all'albero motore.

$\frac{dw}{dt} = -k_c^* \cdot ESHP$
dove k_c^* è il consumo specifico equivalente.

Motore e strumentazione del turbogetto

Nel turbogetto la combustione è autosostenuta e continua. La candela viene utilizzata solo all'avvio.

La strumentazione del turbogetto è molto complessa perché si deve controllare temperatura e pressione di varie parti del motore.

Un parametro importante del motore è il livello di vibrazione, se è troppo alto bisogna controllare il motore.

Un altro parametro importante è l'EPR, cioè la differenza di pressione tra l'aria in entrata e quella in uscita.

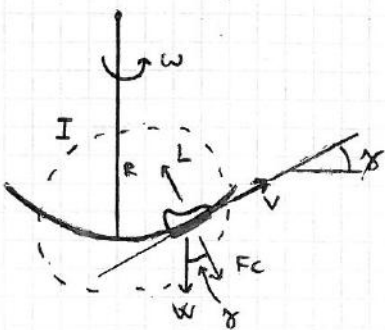
Il turbogetto e il motore a pistoni si spengono togliendo carburante e non staccando la batteria come sulle auto perché continuerebbero a funzionare.

Il fattore di carico

$$n = \frac{L}{W}$$

se $L = W \rightarrow n = 1$ (condizione di crociera)

$$n \geq \text{se } \gamma \neq 0 \rightarrow L = W \cos \gamma \rightarrow n = \frac{W \cos \gamma}{W} = \cos \gamma$$



$$F_c = m \omega^2 R = m \frac{v^2}{R}$$

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

$$n = \frac{L}{W} = \frac{v^2}{gR} + \cos \gamma \cong \frac{v^2}{gR} + 1 \quad (\text{Valido solo nell'intorno } I)$$

n dipende da v e per determinare n da v si usa il diagramma $n-v$.

$$\Delta h = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L\alpha}}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 C_{L\alpha} \frac{V}{V}}{W/S} = \frac{\frac{1}{2} \rho C_{L\alpha} V^2}{W/S} \cdot K_g$$

$$h = 1 + \Delta h$$

$K_g < 1$ è un fattore di attenuazione che indica che la Δh non cresce istantaneamente, ma progressivamente.

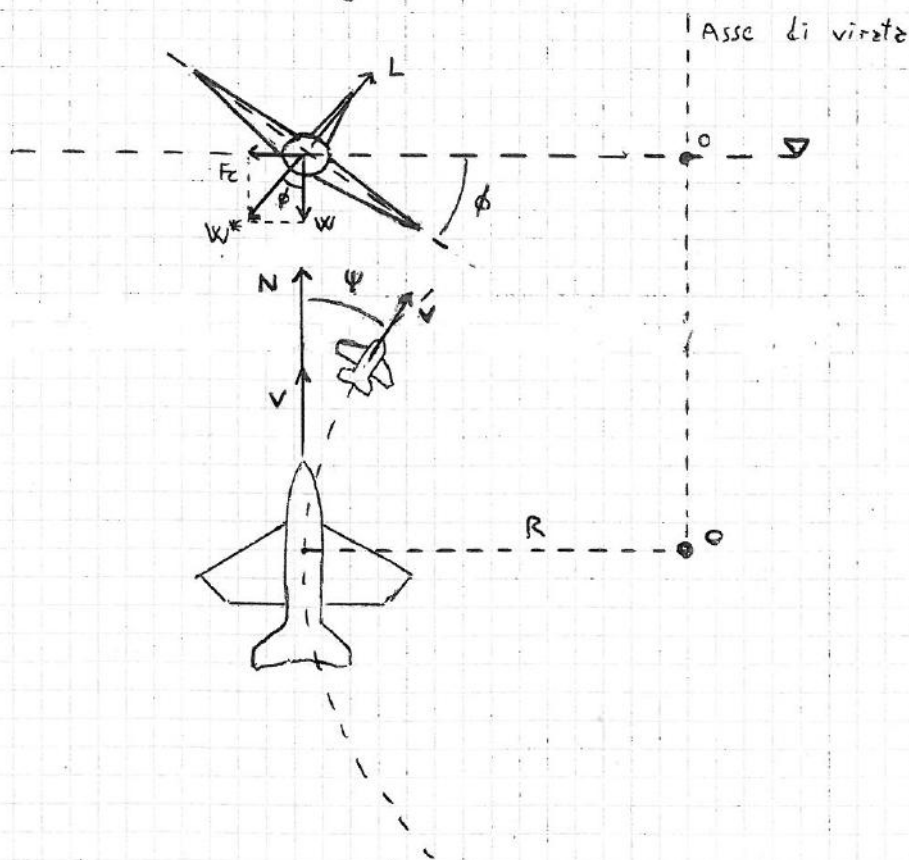
Vedere grafico a pag. 769.

Se si sovrappongono le aree ammissibili del diagramma di manovra e di quello di Δh si ottiene il diagramma di inviluppo.

Vedere grafico a pag. 770.

LA VIRATA CORRETTA

La virata standard è di 360° in 2 minuti ($3^\circ/s$) e permette di conoscere l'angolo di virata in base al tempo impiegato.



ϕ è l'angolo di sbandamento (angle of bank). Nel disegno ϕ è positivo se l'aereo è entrante nel foglio.

ψ è l'angolo di imbardata. È un angolo di Eulero (cioè puramente geometrico).

$$V = \Omega R$$

$$\Omega = \psi$$

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

$$W = m g$$

$$W^* = \sqrt{F_c^2 + W^2} = \text{Peso apparente}$$

$$L \cos \phi = W$$

$$L \sin \phi = F_c$$

$$W^* = L$$

$$T_d = T_n ?$$

$$h = \frac{1}{\cos \phi}$$

EQUAZIONI DELLA VIRATA CORRETTA * chiede sempre *

$$\begin{cases} L \sin \phi = F_c = m \Omega v \\ L \cos \phi = W = mg \\ T_d = T_h = T_{h_{n=1}} + (\eta^2 - 1) B v^{-2} \end{cases}$$

$$\frac{K \sin \phi}{K \cos \phi} = \tan \phi = \frac{m \Omega v}{mg} = \sqrt{\frac{\sin^2 \phi}{\cos^2 \phi}} = \sqrt{\frac{1 - \cos^2 \phi}{\cos^2 \phi}} = \sqrt{\frac{1}{\cos^2 \phi} - 1} = \sqrt{\eta^2 - 1} = \frac{\Omega v}{g}$$

$$\Omega = \frac{g}{v} \sqrt{\eta^2 - 1}$$

$$R = \frac{v}{\Omega} = \frac{v^2}{g \sqrt{\eta^2 - 1}}$$

Per avere ratei di virata elevati bisogna ridurre la velocità e massimizzare il fattore di carica.

La virata a rateo massimo (FT, Fastest Turn) è un compromesso tra la riduzione della velocità e l'aumento del fattore di carica.

La virata a raggio minimo (TT, Tightest Turn) si fa riducendo molto la velocità (caricare di più della FT) e avvicinandosi alla velocità di stallo.

$$n = \frac{L}{W} = \frac{D}{W} E = \frac{T_h}{W} E = \frac{T_d}{W} E \leftarrow \text{se in equilibrio propulsivo}$$

Alla quota di tangenza si ha $\frac{T_d}{W} E = 1$. Questo significa che alla quota di tangenza non si può virare.

Nel caso generale $n = \frac{T_d}{W} E$

È possibile ad una certa quota avere n_{max} ?

$$n_{max} = \pi \frac{T_{dmax}}{W} \sigma E$$

→ $\pi = 1$
→ E_{max}

La virata a fattore di carica massimo è una virata ad efficienza massima e corrisponde alla virata a massimo angolo di sbandamento.

$$T_d = T_{h_{n=1}} + (\eta^2 - 1) B v^{-2}$$

Nel turbogetto $T_d = \frac{D_{T_{h_{n=1}}}}{\pi} T_{dmax} \sigma$

Nel motore $T_d = \frac{\eta_p P_{dmax}}{v} \sigma \rightarrow$ Un elica a basso rendimento η_p fornirà basse prestazioni di virata.

Curvatura = Raggio⁻¹

Le tre virate (rateo massimo, raggio minimo e fattore di carica massimo) sono incompatibili tra loro.

All'estremo non ci sono esercizi sulla virata, ma bisogna conoscere bene la parte analitica sulle 3 virate (in particolare quella a fattore di carica massimo) perché le chiede sempre. Studiare bene pag. 175 del libro.

$$R = \text{Resistenza al rullaggio} = D_R + f(W-L)$$

Aumentando la velocità cresce la portanza e si alleggerisce il peso sul carrello.

$$R = D_R + f(W-L) = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{D0R} + fW - f \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{LR} =$$

$$= \frac{1}{2} \rho v^2 S (C_{D0R} + k C_{LR}^2 - f C_{LR}) + fW$$

$$\frac{dR}{dC_{LR}} = 2k C_{LR} - f = 0$$

$$C_{LR} = \frac{f}{2k} \rightarrow \text{Valore di } C_{LR} \text{ che minimizza la resistenza al rullaggio}$$

$$R = \frac{1}{2} \rho v^2 S \left(C_{D0R} + \frac{f^2}{4k} - \frac{f^2}{2k} \right) + fW$$

$$R = \frac{1}{2} \rho v^2 S \left(C_{D0R} - \frac{f^2}{4k} \right) + fW$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{dv}{dx} \frac{dx}{dt} = \frac{dv}{dx} \cdot v$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{T}{m} - \frac{R}{m} = \frac{T}{m} - \frac{1}{m} \frac{1}{2} \rho v^2 S \left(C_{D0R} - \frac{f^2}{4k} \right) - \frac{fW}{m}$$

$$\frac{dv}{dt} = g \left(\frac{T}{W} - f \right) - \frac{\rho v^2 g}{2W/S} \left(C_{D0R} - \frac{f^2}{4k} \right)$$

$$\frac{dv}{dt} = a - b v^2$$

$$a = g \left(\frac{T}{W} - f \right)$$

$$b = \frac{\rho g}{2W/S} \left(C_{D0R} - \frac{f^2}{4k} \right)$$

$$\ln A \quad \frac{dv}{dt} = a = g \left(\frac{T}{W} - f \right)$$

$$\ln B \quad \frac{dv}{dt} = a - b v^2$$

$$\frac{dv}{dx} \cdot v = a - b v^2$$

$$\int_A^B dx = \int_A^B \frac{v dv}{a - b v^2}$$

$$y = a - b v^2$$

$$dy = -2b v dv$$

$$v dv = -\frac{dy}{2b}$$

$$dx = - \int_A^B \frac{1}{2b} \frac{dy}{y} = - \frac{1}{2b} \int_A^B \frac{dy}{y} = \frac{\ln(a) - \ln(a - b v^2)}{2b}$$

$$y_A = a$$

$$y_B = a - b v^2$$

$$a = g \left(\frac{T}{W} - f \right)$$

$$b = \frac{\rho g}{2W/S} \left(C_{D0R} - \frac{f^2}{4k} \right)$$

$$d_{stop} = \frac{V_E^2}{2gHx} = \text{spazio necessario per frenare}$$

$$ACCRUGO: d_{TA} = d_{RAEA} (V < V_F) + d_{ROEI} (V > V_F, V < V_2) + d_{LO} + d_H$$

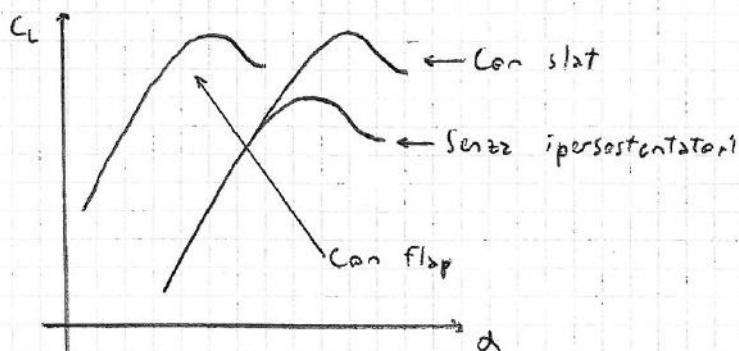
La velocità di minima controllo (V_{mc}) è la minima velocità alla quale il timone può compensare l'asimmetria dovuta alle perdite di un motore.

ATTERRAGGIO

Nella manovra di atterraggio, rispetto alla manovra di decollo, le incertezze dovute al pilota sono più influenti.

Nel momento iniziale, al superamento dell'ostacolo, la normativa impone che $V_3 = 1,3 V_{min}$.

IPERSOSTENTATORI



Gli ipersostentatori servono a produrre un aumento della superficie alare o del C_{Lmax} , provocando una riduzione della V_{min} .

Si distinguono in ipersostentatori di bordo d'attacco (slat) e di bordo di fuga (flap).

IDROVOLANTE

L'idrovolante è un mezzo anfibia perché può atterrare sia in acqua che su terra.

Il suo decollo è diviso in due parti:

- nella fase dislocante sposta una massa d'acqua senza variare la sua immersione;
- nella fase planante la parte posteriore dello scafo, separata da quella anteriore da un gradino, si separa dall'acqua permettendo la fase di rotazione.

La fase di atterraggio è invece uguale a quella degli altri aerei.

ESERCIZI

- ① $h_0 = 500 \text{ m}$
 $V_{TAS} = 85 \text{ kt} = 43,724 \text{ m/s}$
 $V_w = 20 \text{ kt} = 10,288 \text{ m/s}$
 $W = 1000 \text{ lb} = 4448 \text{ N}$
 $S = 150 \text{ ft}^2 =$
 $C_D = 0,005 + 0,0244 C_L^2$
 $x = ?$



$L \cong W$

$$C_L = \frac{2W/S}{\rho_0 V_{TAS}^2} = 0,273$$

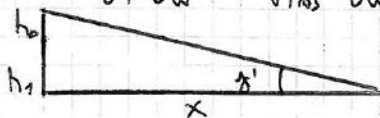
$$C_D = 0,005 + 0,0244 C_L^2 = 0,012$$

$$E = \frac{C_L}{C_D} = 22,77$$

$$\alpha = -\frac{1}{E} = -0,045 \text{ rad}$$

$$R/D = V_{TAS} \cdot \alpha = -1,57 \text{ m/s}$$

$$\alpha' = \frac{R/D}{V + U_w} \cong \frac{R/D}{V_{TAS} \cdot U_w} = -0,086 \text{ rad}$$

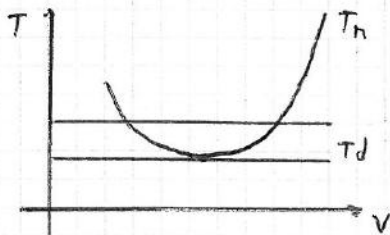


$$x = \frac{h_1 - h_0}{\tan \alpha'} = 13686 \text{ m} \cong 13,7 \text{ km}$$

- ② stessi dati dell'es. 1
 $t = ?$

$$t = \frac{h_1 - h_0}{R/D} = 253,8 \text{ s} = 4,23 \text{ min}$$

- ③ Turbogetto
 $n_{motori} = 2$
 $W/S = 100 \text{ psf} = 4788 \text{ Pa}$
 $C_D = 0,0225 + 0,04 C_L^2$
 $\left(\frac{T}{W}\right)_{SL} = 0,275$
 $h_c = ?$



$T_d = T_n$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{SL} = W \cdot \pi \cdot \sigma_c = \left(\frac{W}{E}\right)_{min}$$

$$C_D = 0,033 + 0,065 \cdot C_L^2 = 0,041$$

$$E = \frac{C_L}{C_D} = 8,62$$

$$\ln \frac{W_1}{W_2} = \frac{x \cdot K_C}{n_p E} = 0,063$$

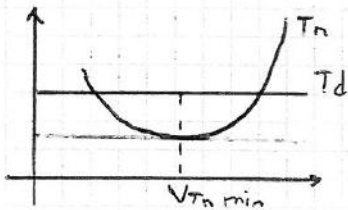
$$\frac{W_1}{W_2} = e^{0,063} = 1,065$$

$$W_2 = \frac{W_1}{1,065} = 9378 \text{ lb}$$

$$W_{FC} = W_1 - W_2 = 287 \text{ lb}$$

$$W_{RF} = W_F - W_{FC} = 569 \text{ lb}$$

- ⑥ Stessi dati dell'es. 5
 $P_d = 975 \text{ hp} = 354,2 \text{ kW}$
 $R/C_{max} = ?$



$$R/C = V \cdot \gamma = \frac{T_d - T_n}{W}$$

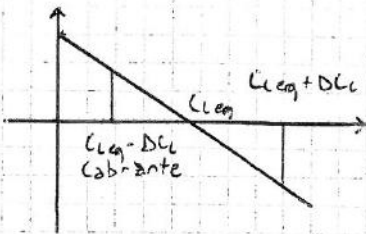
$$R/C_{max} = \left(\frac{T_d}{W} \right)_{max} - \left(\frac{T_n}{W} \right)_{min} = \frac{T_d}{W} - \left(\frac{\cancel{W}}{E} \frac{V}{\cancel{W}} \right)_{min}$$

$$E (E \sqrt{C_L})_{max} = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{max} = 9,35$$

$$C_L (E \sqrt{C_L})_{max} = \sqrt{3} C_{Lmax} = \sqrt{3} \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} = 1,234$$

$$V = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L}} = 47,7 \text{ m/s}$$

$$R/C_{max} = \frac{P_d \cdot n_p}{W} - \frac{V}{E} = 9,43 \text{ m/s}$$



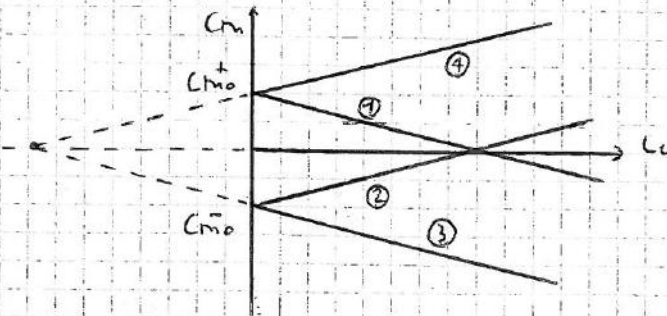
$$\frac{dC_m}{dC_l} < 0 \rightarrow \text{stabile}$$

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$$

$$C_{m\alpha} < 0$$

In realtà, la curva del momento è affetta da due contributi aerodinamici, quindi non è lineare. Tuttavia se ne accetta l'approssimazione.

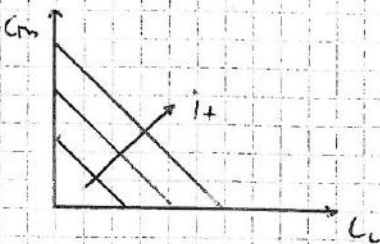
Esistono altri due casi per $C_{m\alpha}$.



Le curve 3 e 4 hanno $C_{eq} > C_l$ negativo e quindi sono inutilizzabili.
 $C_{m\alpha} < 0 \rightarrow$ stabilità
 $C_{m\alpha} > 0 \rightarrow$ Equilibriabilità

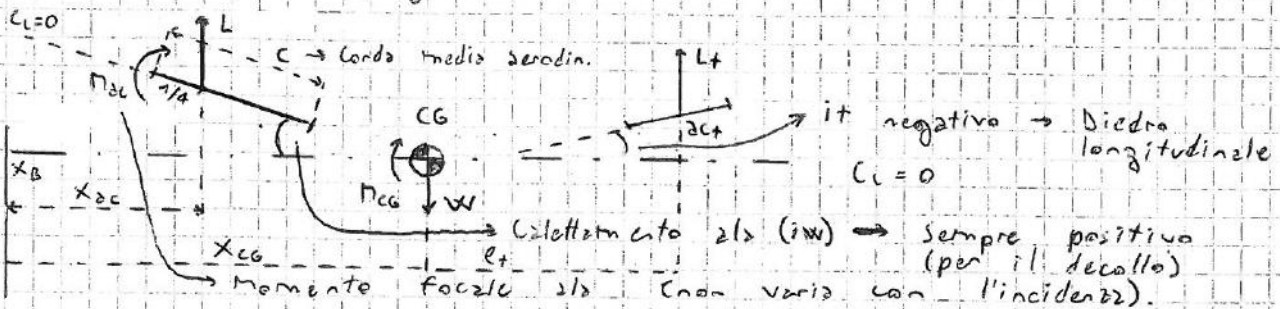
Il velivolo parziale (ala + fusoliera) ha un $C_{l0} < 0$ ma l'aeromobile completo ha $C_{l0} > 0$ grazie agli impennaggi ed alla loro parte fissa (stabilizzatori).

Cambiare l'assetto all'impennaggio orizzontale influisce sul C_{l0} e sul C_{m0} , ma non tocca il $C_{m\alpha}$.



Influisce sulla posizione della barra.

Vedere schema a pag. 158.



$$M_{ac} + L_w (x_{cg} - x_{ac}) - L_t \cdot l_t = M_{cg} = M$$

Per forza negativa perché deve compensare M_{ac} .
 Normalmente negli aerei piccoli.
 Se non si rende deportante l'impennaggio non si arriva a $M=0$.

L'impennaggio è lontano perché genera poca portanza e quindi L dà poco momento. Negli aerei militari invece non è così.

Accade l'effetto downwash agli impennaggi dietro. A assetto negativo in alcune fasi di volo può essere portante ma purché rispetto $M=0$.

$C_n = 0$
 Al posto di C_{mac} c'è C_{n0}
 $C_n = 0 = C_{n0} + C_L \frac{x_{CG} - x_N}{c}$

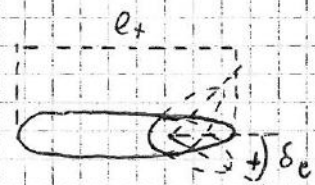
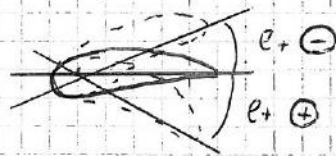
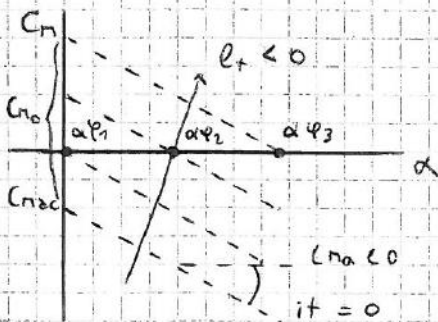
$C_L = - \frac{C_{n0}}{\left(\frac{x_{CG} - x_N}{c}\right)}$

$\frac{dC_n}{d\alpha} < 0$
 $\frac{dC_L}{d\alpha} > 0$
 $\left\{ \begin{aligned} \frac{dC_n}{d\alpha} &= \frac{dC_L}{d\alpha} \left(\frac{x_{CG} - x_N}{c} \right) < 0 \\ \frac{d\alpha}{dx_{CG}} &< x_N \end{aligned} \right.$

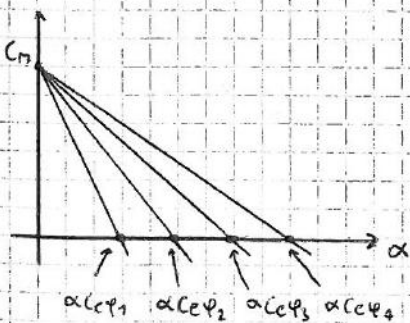
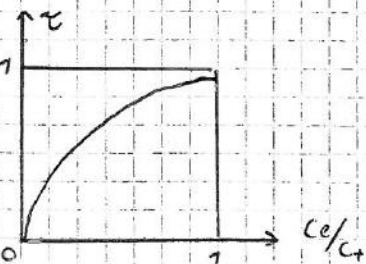
Non è sicuro ancretare il baricentro fino al punto medio, ma lo si lascia ad una distanza da esso che è il 5-10% della corda media aerodinamica.

Il punto neutro cambia in condizioni di volo supersonico.

$C_{n0} = C_{nacw} + C_{nHF} \rightarrow F(e_+)$



$e_+ = e_{+0} + \tau \delta e$
 Stabilizzatore \rightarrow Progettista \rightarrow Pilota



La posizione del baricentro non deve superare il limite anteriore, che è tale da garantire il corretto funzionamento dell'equilibratore.

Gli elicotteri hanno anche un centraggio laterale.

Studiare i 2 limiti di centraggio degli aerei.

STABILITÀ LATERO-DIREZIONALE

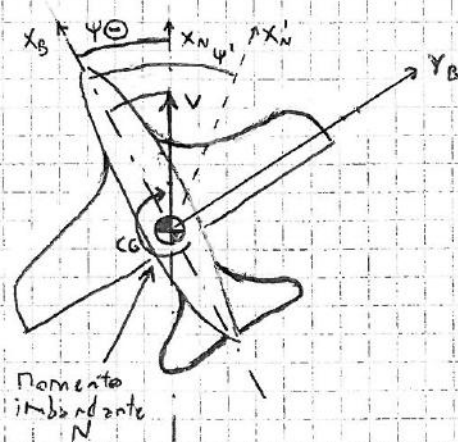
Direzionale \neq laterale

Momento direzionale = momento di imbardata (su z)

Momento laterale = momento di rollio

$M_z = 0 = N =$ momento di imbardata

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



$\beta = -\psi$ (nel disegno)

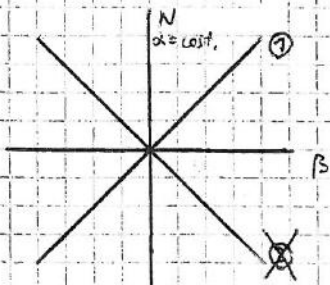
β è l'angolo di imbardata.

ψ è l'angolo formato dalla traiettoria e la direzione nord.

$$\left. \begin{matrix} N = 0 \\ \psi = \psi_0 \\ \beta = 0 \end{matrix} \right\} \text{condizioni di volo con stabilità direzionale.}$$

Se $\beta \neq 0$ aumenta l'incidenza aerodinamica laterale della fusoliera e l'incidenza indotta degli impennaggi.

Si usa $\beta \neq 0$ quando si vuole volare in scivolata d'ala, cioè per perdere quota rapidamente in caso di avaria. In quel caso si può arrivare anche a $\beta = 30^\circ$.



Caso 1: il momento imbardante riporta la stabilità perché è opposto alla variazione β .

Caso 2: N ha direzione uguale a β , pertanto favorisce ulteriormente l'imbardata.

$$\frac{dN}{d\beta} > 0$$

$$\frac{dC_N}{d\beta} = C_{N\beta} > 0$$

Più l'angolo di freccia è grande e più è destabilizzante.

La stabilità laterale e quella direzionale non sono decise dal pilota e non dipendono dalle condizioni di volo.

La trasmissione del moto dal motore al rotore di coda è una delle parti più delicate dell'elicottero e viene controllata prima di ogni volo.

Il primo elicottero costruito in Italia era americano. Infatti dopo la guerra, poiché costava troppo produrre l'elicottero in Texas e trasportarlo in Europa, gli Stati Uniti cercavano un'azienda in Italia che lo costruisse su licenza. Hanno chiesto alla Fiat, ma la risposta è stata «l'elicottero non ha futuro». Allora si sono rivolti all'Agusta, che produceva motociclette, ed ha accettato. Oggi Agusta Westland è una delle maggiori aziende del mondo nella produzione di elicotteri.

Il mozzo di un elicottero è equivalente all'attacco alare di un aereo.

Nella maggior parte degli elicotteri c'è un impennaggio orizzontale che serve da stabilizzatore.

Di solito negli elicotteri il pilota si trova a destra, mentre nei velivoli ad ala fissa è a sinistra.

Il motore è uno solo: il rotore di coda non ha un proprio motore. Quando i motori sono 2 è solo per una questione di ridondanza.

La strumentazione è simile a quella dell'ala fissa tranne che per l'aggiunta di uno o più barometri che misurano i livelli di coppia sotto forma di pressioni (in psi). Il pilota deve stare attento a che non si verifichino in volo due condizioni:

- overclock: la coppia richiesta dal motore è maggiore di quella erogata dal motore;
 - underclock: la coppia richiesta dal motore è molto minore di quella erogata dal motore; questo provoca un aumento indesiderato della velocità di rotazione del motore.
- Entrambi i fenomeni sono da evitare e sono segnalati con segnali acustici di frequenza diversa.

L'orizzonte artificiale non è in grado di dire se l'elicottero sta salendo o scendendo.

Il rotore di coda consuma il 10 - 15% della potenza erogata dal motore.

Aerodinamica del rotore (trazione)

Il passo delle pale si misura in gradi e viene modificato dal pilota agendo su una leva chiamata leva del collettivo. È chiamata così perché cambia il passo di tutte le pale contemporaneamente. Gli angoli di collettivo vanno da 2 a 20° circa.

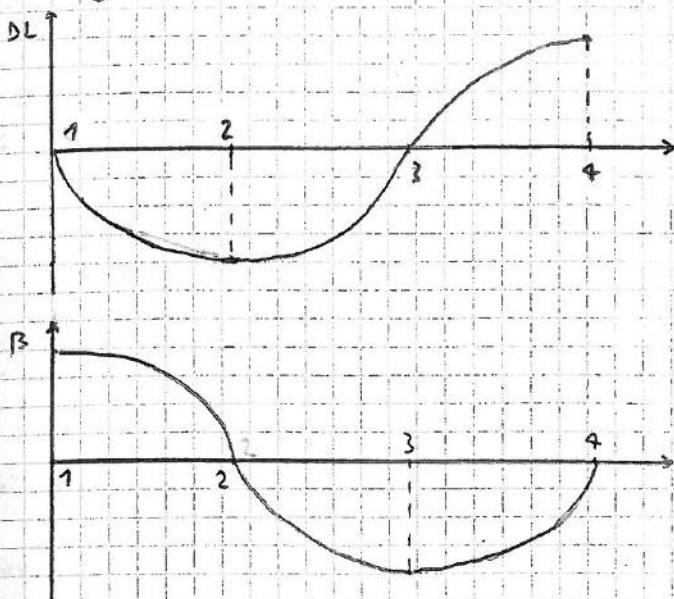
Mentre il pilota agisce sul collettivo, un sistema indipendente chiamato governo varia l'afflusso di carburante al motore per mantenerne costanti i giri al variare del livello di trazione.

Un altro comando, la leva del ciclico, permette di modificare l'inclinazione del rotore.

Per variare il passo delle pale si pone una cerniera o un elastomero tra esse e il mozzo. L'elastomero è più diffuso.

Un'altra cerniera serve per cambiare l'inclinazione della pala rispetto al mozzo. Essa è chiamata cerniera di flappeggio.

Di solito si ha $T \approx 200 \text{ ms}$ (cioè una pala fa un quarto di giro in circa 50 millisecondi).



Vedere animazione sull'elicottero sul portale didattico.

Il passo è variato da un piatto ruotante posizionato sotto il disco dell'elica che può tralasciare o variare l'angolo che forma con l'albero ed è collegato con ogni pala con delle aste chiamate aste di comando.

Quando il pilota tira la leva del collettivo il piatto si alza lungo l'albero spingendo le aste di comando e cambiando il passo di tutte le pale contemporaneamente. Quando il pilota agisce sulla barra di comando il piatto varia l'angolo che forma con l'albero e provoca una variazione del passo solo sulle pale che si trovano in una determinata posizione.

In realtà i piatti sono 2: uno superiore (blu nel video) che ruota ed uno inferiore (grigio) che è fermo rispetto alla fusoliera e fa sollevare e inclinare quello superiore. Il piatto inferiore è azionato da delle aste (che sono sempre 3) dette aste di comando inferiori.

L'accelerazione centrifuga sulle pale dell'elicottero può arrivare a $100.000 g!!!$

Esistono anche rotori che non hanno cerniere tra il loro posto degli elastomeri.

Vedere animazione dell'Eurocopter sul portale.

La leva del collettivo ha una manopola (come sulle moto) per variare l'afflusso del carburante (la manetta) quando non è presente il governo.

Funzioni del rotore di coda (chiede sempre):
 • garantire l'equilibrio della fusoliera in seguito alla reazione prodotta dal rotore principale;
 • esercitare il controllo direzionale.

Il rotore di coda è azionato con i pedali.

In alcuni modelli di elicotteri (principalmente Sikorsky) il rotore di coda ad alte velocità può ruotare a 90° e diventare un'elica spingente.

Esistono anche motori di coda intubati, principalmente su elicotteri militari (per proteggerli), ma hanno efficienza minore.

Confronto tra motaelica e turboelica

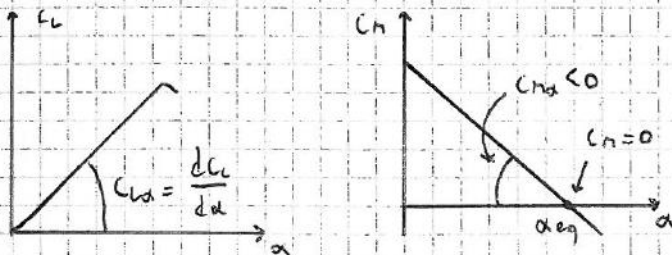
- Il motaelica utilizza benzina, mentre il turboelica cherosene, che è più economico.
- Il turboelica ha un miglior rapporto peso/potenza.
- Il turboelica è sempre a giri costanti, mentre il motaelica può essere a giri variabili.
- Comunque non si può fare un confronto diretto tra i due perché agiscono in ambiti diversi.
- Il turboelica ha inoltre una piccola spinta residua sull'elica, assente nel motaelica.

Baricentro

Il baricentro deve cadere entro un limite posteriore ed un limite anteriore.

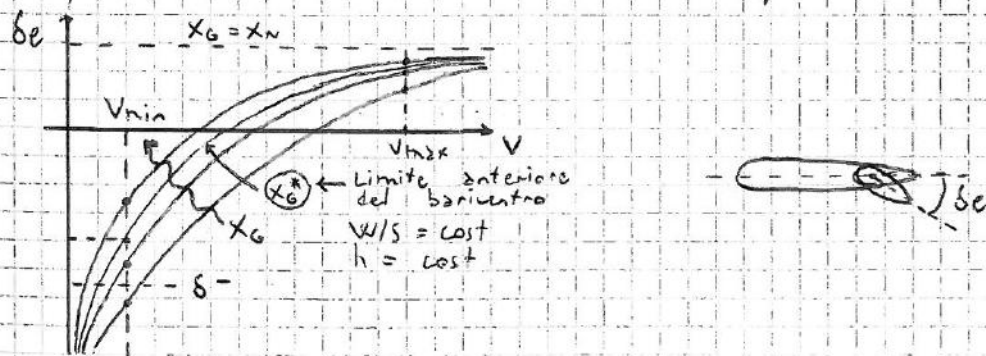
$$C_{Ma} = C_{La} \left(\frac{x_G - x_N}{c} \right) < 0$$

← Margine statico a comandi bloccati



x_N è la coordinata del punto neutro, cioè dove c'è la risultante delle forze aerodinamiche.

Il margine statico a comandi bloccati deve essere negativo (perché $C_{Ma} < 0$) quindi deve essere $x_G < x_N$, ovvero il baricentro deve essere posizionato anteriormente al punto neutro (con una certa soglia minima vista l'incertezza della posizione del baricentro).
 Il punto neutro è quindi il limite posteriore del baricentro.



$$V_{min} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{Lmax}}} = \text{Velocità di stallo}$$

Se il baricentro si avvicina al punto neutro, la deflessione del barra di comando si riduce.