



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO : 36

DATA : 24/03/2011

A P P U N T I

STUDENTE : Alessio

MATERIA : Meccanica del Volo - Teoria + Esercizi

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.**

22/03/2010

Esame:

10 dom. di teoria } 2h di tempo
6 esercizi

voto non rifiutabile //

3 tipologie di aeromobili:

- volo librato \rightarrow eliante
- turbogetto, turbofan
- motoristica, turboprop

autonomia
regime di crociera
regime di salita e discesa

+
virata e decollo, atterraggio
per turbogetto

+
stabilità e controllo longitudinale

Eq. di momento in stat. negli equilibri perché velivolo studiato
con un pt materiale \equiv baricentro

Conta lo studio delle travi \rightarrow conta il baricentro (pt materiale a
massa concentrata).

Forze che entrano in gioco negli equilibri

regimi stazionari:
stati del velivolo
invarianti nel tempo
(quota, vel., ...)
Alcune variano invece
con derivata cost. \rightarrow es.
salita.

Somma vettoriale delle forze in equilibrio = zero

Formule scalari \rightarrow proiez. dei vettori secondo degli assi di riferimento

Tipi di forze: • aerodinamiche \rightarrow risultante aerodin. applicata nel fuoco
MA trattate a pt materiale \rightarrow consideriamo qst risultante
applicata nel baricentro (trattiamo trascuriamo i momenti)

• gravitazionali / di campo

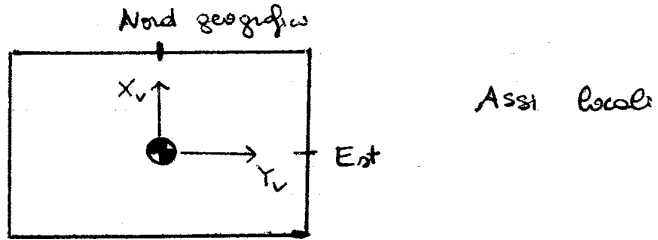
Atmosfera in quiete (aerea immobile) e caratteristiche
di riferimento standard (atm standard perché tutti
calcoliamo tutte le prestazioni a partire dall'atm
standard) \rightarrow stesso modello di variaz. parametrica

(1)

di orientamento locale viene utilizzato per i riferim. di navigazione.

Composizione asse NORD e asse EST \rightarrow (x e y) sistema di riferim. locale. Sono "nascosti" nel piano

Proiettando il piano orizzontale vedo:



Ai fini della navigaz. si utilizza il nord geografico \neq nord magnetico \Rightarrow declinazione magnetica (dalle nostre parti è circa zero, in altre zone della terra è di circa 10°). Il terzo asse Z_v si trova lungo la verticale locale (cioè lungo la direz. di \vec{g})

X_v, Y_v, Z_v lo useremo solo per def. gli angoli di Eulero. Viene usata la terza di riferim. coincidente con la terza terrestre per gli studi di navigazione.

la massa m è concentrata nel baricentro \rightarrow peso $\vec{W} = m\vec{g}$

È possibile def. un asse (orientam. arbitrario) detto X_B = asse corpo, allineato con il velivolo. Se dobbiamo misurare un angolo, lo facciamo rispetto agli assi verticali locali.

X_B orientato in modo che sia la direz. di portanza nulla $\rightarrow C_L = 0$
lungo qst. direz. $\Rightarrow \vec{L} = 0$ ma $\vec{D} \neq 0$

Aerea ferma e corpo in movim. \rightarrow velocità \vec{v} in in fig.

Se aerea in moto e corpo fermo \rightarrow direz. di \vec{v} opposta (es. pelleria del vento)

α = angolo di incidenza \rightarrow qll da cui dipendono i carichi aerodinamici

γ = angolo di inclinaz. della traiettoria \rightarrow angolo di rampa

$\gamma > 0 \Rightarrow$ pendenza $> 0 \rightarrow$ velivolo sta guadagnando quota nel tempo

$\gamma < 0 \Rightarrow$ " $< 0 \rightarrow$ " " smaltendo " " "

(γ = angolo di planata nel volo lobrato)

traiettorie generalm. non rettilinee (pu. ma. si pu.che. moto stazionario)



23/03/2010

Bisogna degli orientam. delle forze da mettere negli equilibri.

- La risultante aerodin. viene scomposta in 2 parti utilizzando la direz. del vettore velocità \rightarrow portanza e resistenza

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

gli assi di scomposiz. di D ed L sono anche detti "assi vento"
 $\Rightarrow X_w$ è diretto con \vec{V} . Dal momento che \vec{V} è indipendente dell'assetto dell'aereo, quest'asse è indipendente dall'assetto.
 È un'asse di simmetria e viene usata solo in 1 caso: studi aerodin. in galleria del vento

d'asse X_w è sempre tan. alla traiettoria dell'aeromobile

Secondo la direz. X_w troviamo la resistenza, secondo Z_w troviamo la portanza.

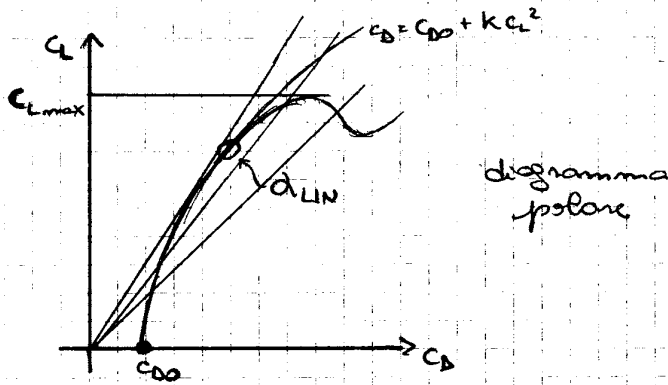
- Il peso \vec{W} è diretto lungo la verticale locale
- la spinta generata m è allineata con nessun asse considerato finora. La direz. dell'asse di spinta, nella maggior parte dei casi, è legata dagli assi della salita trattazione, ma non significa che la maggior parte della spinta sia lungo $X_w \rightarrow$ allineata con \vec{V} ed è quindi tan. alla traiettoria sempre
 \Rightarrow trascuro alcuni tipi di velivoli (elicottero, velivoli con variaz. della direz. di spinta, ...)

Eq. di equilibrio:

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

se $\gamma \neq 0 \rightarrow \begin{cases} L = W \\ T = D \end{cases}$ volo orizzontale, livellato

COEFF. DI RESISTENZA



la resistenza non cresce linearmente con d !

la legge di dipendenza tra C_D e C_L vale in prima approssimazione in modo quadratico \rightarrow lo stesso si può dire della dipendenza di C_D da d :

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

approssimazione quadratica della polare



è valida fino ad d_{LIN}

Da calcoli di D vengono le % di manetta \rightarrow il nostro diagramma dev' essere corretto per la non linearità della polare.

$d < d_{LIN}$ approssimazione quadratica e curva reale

Nella generalità dei casi C_{D0} e K sono funz. di Mach ma per ora facciamo finta che non sia così.

C_{D0} dipende da:

- corredi
- radar
- antenne
- serbatoi ausiliari
- ...

tutto qll che non è ala e fusoliera e crea resistenza



C_{D0} contiene anche la resistenza del profilo stesso

K è un moltiplicatore che tiene conto dell'allungam. dare

per le ali ellittiche $K = \frac{1}{\pi \lambda}$ $\lambda = \frac{b^2}{S}$

per le altre ali $K = \frac{1}{\pi \lambda}$

fattore di correzione di Oswald \rightarrow serve K per qd le ali non sono ellittiche

variaz. carico alare dovuto a consumi (soprattutto nel turbogetto)
 verso le velocità di crociera

- C_L maggiore \rightarrow V minore

opt. relaz. m e p lineare \Rightarrow purtroppo la geometria delle velocità in funz. di C_L m e lineare

ANEMOMETRO: $V_{RELATIVA}$ ALL'ARIA

strumento che misura $C_L \rightarrow$ può calcolare le variaz. di velocità
 di variaz. di C_L

vel. max nella parte bassa della polare (resistenza piccola + C_L piccolo \rightarrow vel. di equilibrio sono grandi)

A un valore lim di C_L e d \Rightarrow c'è anche la velocità di stallo

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

$L < W$ se volo a $V < V_{min} \Rightarrow$ perdo quota

(Stallo pericoloso in bassa quota \rightarrow di solito atterraggio; in quota è meno grave)

V_{min} dipende da quota!

ρ diminuisce $\rightarrow V_{min}$ aumenta \rightarrow a quote maggiori la velocità di stallo varia.

MA l'anemometro mi fornisce un'altra velocità \rightarrow mi dà
 TAS (True Air Speed) = vel vera rispetto all'aria
 (riferita alla densità dell'aria a qll quota)

ma la EAS (Equivalent Air Speed)

$$TAS = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L}} \quad EAS = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{SL} C_L}} \Rightarrow TAS = \frac{EAS}{\sqrt{\sigma}}$$

↑
SEA LEVEL

$\sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}}$ = rapporto di densità ($\rightarrow \sigma < 1$)

qud quota aumenta σ diminuisce

\Rightarrow a livello del mare $TAS = EAS$

\Rightarrow l'anemometro mi dà sempre e ovunque la vel di stallo alla stessa
 posiz. della lancetta

Se voglio massimizzare la durata della planata devo diminuire il carico alare \rightarrow devo alleggerirmi.

Al diminuire della quota, R/D diminuisce

\hookrightarrow R/D min e costante durante la discesa

Se $E\sqrt{C_d}$ grande \rightarrow R/D diventa piccolo

\Rightarrow al massimizzare l'efficienza, massimizzo anche $E\sqrt{C_d}$?

$$\frac{d}{da} (E\sqrt{C_d}) = 0 \quad C_d^* = \sqrt{3} C_{d\max} \rightarrow C_{d\max}$$

NO

\uparrow
 ql che massimizza $(E\sqrt{C_d})$

\uparrow
 indice di quota
 (il cui max identifica il min R/D e massimizza la planata)

$(E\sqrt{C_d})_{\max} \rightarrow t_{\max} \Rightarrow$ BEST ENDURANCE

24/03/2010

Poiché $R/D = \sqrt{\sin \gamma} \approx -\frac{v}{E} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho}} \frac{1}{E\sqrt{C_d}} = \frac{dh}{dt}$

bisognerebbe calcolare la derivata tramite il calcolo di un integrale.

Questo va fatto quando ci sono grandi dislivelli, ma nella maggior parte dei casi basta l'approssimazione.

$$\left. \begin{array}{l} h_1 \rightarrow \rho_1 \rightarrow (R/D)_1 \text{ condiz. iniziale} \\ h_2 \rightarrow \rho_2 \rightarrow (R/D)_2 \text{ condiz. finale} \end{array} \right\} \text{ da cui } \overline{R/D} \rightarrow t = \frac{\Delta h}{\overline{R/D}}$$

\uparrow
 ma per forza al livello del mare

Se $\Delta h \approx 1000 - 2000 \text{ m} \rightarrow$ appross. e suff. preciso

Spero dovremo usare il gradiente di densità nell'ISA:

- Gradiente di densità con la quota:

nell'atm. standard dipende dalla temp. \rightarrow quota reale

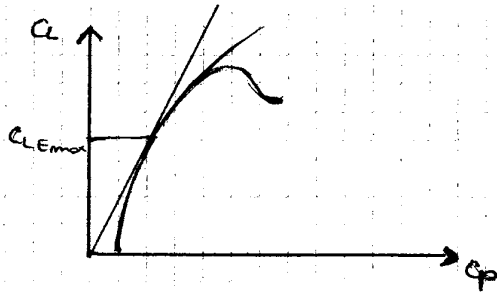
$$\sigma = e^{-h/H} = \frac{\rho}{\rho_{SL}} \quad \text{dove } \rho = \rho_{SL} e^{-h/H} \leftarrow \text{cost di interpolaz. dell'atm. (interpolaz. funzionale)}$$

qst e un'interpolaz. \rightarrow approssimaz. dell'atm. standard

\Rightarrow un solo per tutta l'atm, ma vale per tratti

\rightarrow bisogna specificare H in ragione del tratto di atm.

che stiamo considerando ($\approx 9000 \text{ m}$ in troposfera)



Con C_l^* valore molto vicino allo stalli, negli slianti bisogna evitare qd aumentando molto il C_{lmax}

Le sono 2 vel. caratteristiche:

- max autonomia chilometrica $V_{Emax} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{lEmax}}} \quad (L = W \cos \gamma, \cos \gamma \approx 1)$
- min. rateo di caduta $V_{(E_{cl})max} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_l^*}}$

Rapporto di planata

$\frac{1}{E_{max}} = -\tan \gamma_{min}$ (indicatore della capacità di sfruttam. dell' autonomia chilometrica)

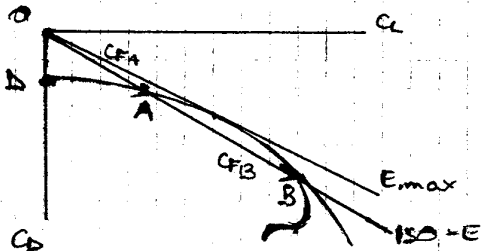
I velivoli non volano solo in condiz. di crociera → flap /董事toni gli slanti

董事toni: hanno grande efficienza, ma qd bisogna atterrare (anche sui slanti) l'efficienza è il peggior nemico →董事toni per peggiorare l'efficienza e permettere l'atterraggio in poche centinaia di metri.

Le prestazioni in volo planato possono essere valutate graficam.

ODOGRAFA: grafico che raccoglie le info per valutare le prestaz. in volo librato di slanti o in volo in avaria.

Si costruisce per pezzi, girando la polare:



A, B sono caratterizz. dall'avere lo stesso valore di efficienza

→ la retta è ISO-E

Se dall'origine traccio un vettore fino ad A ed uno fino su B so ho:

$$C_F = \sqrt{C_A^2 + C_B^2} = \frac{F}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

caratterizza il volo in equilibrio in planata.

Il valore basso del c_L ci trasporta da dx (vel. alte $\rightarrow c_L$ bassi), il diagramma quindi si interrompe quando arriviamo alle V_{max} .

C_L cresce percorrendo l'adiografia da dx verso sx.

A α_{ax} troviamo lo stallo, ma nei pressi dello stallo un volo ha portanza quadratica, quindi bisogna usare la portanza sperimentale per andare in quella zona dell'adiografia.

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

↑
per via di $\cos \alpha$

N.B. nella costruzione dell'adiografia non ho mai posto condiz. tipo γ piccoli!

Sull'asse verticale c'è il rateo di discesa $\frac{dh}{dt}$
(non può essere positivo in aria calma)

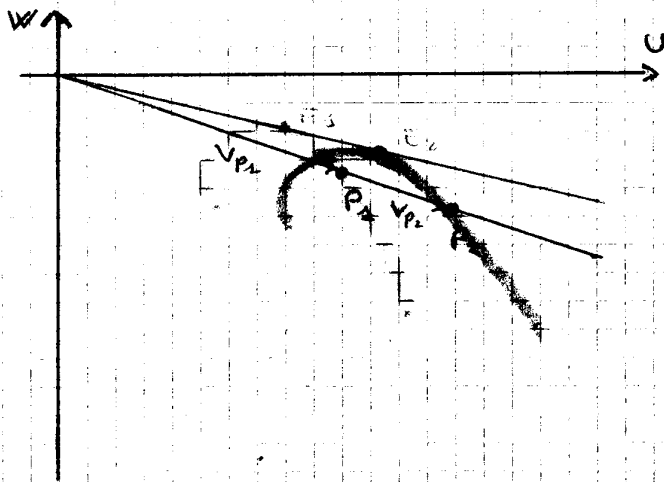
tangente orizzontale \rightarrow max autonomia oraria
(best endurance)
 $(E/V_C)_{max}$

tangente in E \rightarrow max durata
(best range)
 E_{max}

Quanto vale per gli elianti (R/D) min? Ke Meno di 0,5 m/s!!! Per un aereo a motore è molto alto invece (W/S molto più alto, efficienza molto più buona rispetto all'elianto) \rightarrow anche 5 m/s (tipo lancio dal 1° piano)

Per gli elicotteri (bassissima efficienza in planata) in autorotazione

DEL EFFETTO Y CARICO ALARE (su odografo)



$$V_{P1} \approx \sqrt{\frac{2W_1/S}{\rho C_L}} \quad (\text{piccoli angoli})$$

$$W_1 < W_2 \rightarrow V_{P2} \approx \sqrt{\frac{2W_2/S}{\rho C_L}} > V_{P1}$$

Stena efficienza \rightarrow stena
retta ISO \rightarrow E

Il pt di tan si sposta verso dx ma resta sulla stena retta!
di steno succede per gli altri pt dell'odografo

\rightarrow ~~costanza aerodinamica~~ \rightarrow conservo gli angoli

cambio le lunghezze vettoriali



non traslo la curva!

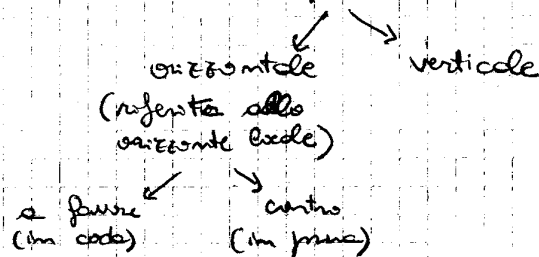
Spostam. del ramo verso dx
viene accentuato

fattore di scala $\sqrt{\frac{W_2}{W_1}}$ riduz. $\sqrt{\frac{W_1}{W_2}}$ aumento

A parità di plan, aumentando W/S le velocità si spostano
verso un range + elevato \rightarrow < tempo di permanenza, stena efficienza
(stena lungh. percorse ma in tempo minori se ho le zone)

EFFETTO DEL VENTO (su odografo)

Nel bene e nel male; dipende da intensità e direz. del vento.
Consideriamo componenti di vento stazionarie nel tempo (intensità e
direz. cost) \rightarrow no cna realta, ma localm. si puo considerare
ragionevolm. stazionarie le componenti del vento



• componente orizzontale:

$$V \pm U_w \quad (\cos \gamma = 1)$$

- vento a favore $\rightarrow \gamma_w$ sempre < 0 ma meno rigido
 $x' > x$

$$x' = \frac{\Delta h}{\tan \gamma_w} > x = \frac{\Delta h}{\tan \gamma}$$

- vento contrario $\rightarrow x' < x$

d'anemometro in ha repercussions di qst., misura la velocità rispetto all'orsa che globalm. si sposta.

es. GS = 150 Km/h } vento a favore
 V indicata = 100 Km/h

↓
 mi rendo conto che c'è del vento a mio favore perché GS > V indicata (sempre leggerm. diverse ma stavolta in pò' tutt. diverse perché mi c'è un vento)

Errore comune:

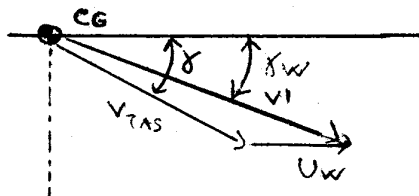
Spesso si dice che in pres. di vento cambia la polare.

Qst è SBAGLIATO !!!

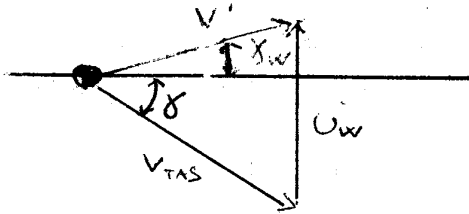
E max in cambia, cambiano le autonomie chilometriche in ragione di una composizione di velocità.

30/03/2010

Volo librato



ricomporre cinematica del vettore velocità qnd c'è del vento \rightarrow ridisposizione delle autonomie dello aeromobile; mentre le componenti di vento orizz. in cambiano il R/D netto \rightarrow in cambiano l'autonomia oraria, bensì chilometrica



Suppongo U_w cost. e sommo i 2 vettori V_{TAS} e $\vec{U}_w \Rightarrow \vec{V}$

γ_w = pendenza effettiva vista da osservatore a terra.

da vera traiettoria e α (2) perché noi componiamo planata in aria calma e planata in aria che si muove

→ stavolta ascendere e non più pullman

$$\tan \gamma_w = \frac{V \sin \gamma + U_w}{V \cos \gamma} \quad \text{Ratio di salita netto}$$

$$\gamma \text{ piccolo} \rightarrow \tan \gamma_w = \frac{-V/E + U_w}{V}$$

Se ascendenza e debole $U_w < -V/E \Rightarrow$ il num. num e' pu' forza > 0

$$\text{gora } -V/E = -0,5 \text{ m/s}$$

Piu' e' alto il Ratio di salita netto minore e' il tempo richiesto per il guadagno di quota

Devo massimizzare $U_w \rightarrow$ velo in area di ascendenza piu' marcata

(cumuli = pt di U_w max)

Devo minimizzare il ratio di caduta $-V/E$

\rightarrow vel. di min $-V/E \rightarrow$ vel. di max

indice di quota $\rightarrow (E \sqrt{\alpha})_{\max}$

minimizzare il tempo per il guadagno di quota

Ascendenze \rightarrow mone d'aria turbolenta \rightarrow in ascendenza velo non stazionario ma discontinuo aerodinamiche; siamo vicini allo stallo \rightarrow bisogna evitare la vel di stallo

Vel d'Ascia d'estate \rightarrow roccie calde x via d'irraggiam. solare

\rightarrow montagne con gradiente di salita uniforme \rightarrow velocità vicino al crostono, il probl e' che lo strato limite, quel incarta un albero, si ripera \rightarrow se finisco nella scia dell'albero trovo corrente discendente.

Se volo + veloce \rightarrow autonomia km peggiora \rightarrow volante con cui
mi posso fare distanza.

Alzanti da distanza \rightarrow efficienza molto alta \rightarrow addegrafa pratta
 \rightarrow anche andando veloce mi peggiora di molto l'autonomia
chilometrica.

VOLO PROPULSO

2 famiglie di propulsori:

- 1) a getto
 - turbogetto puro
 - turbofan
- 2) motore a elica
 - turboselica

MOTORI A GETTO:

Origini, solo flusso caldo

- 1) consumo
 - 2) rumore
 - 3) traccia termica (coso militare)
- } alla fine turbofan

Parte della girante è generata da una girante alloggiata
all'esterno della parte calda del motore \rightarrow è mantenuta
in rotaz. da parte calda del motore.

\hookrightarrow consumi e rumore \leftarrow
ma $C_{D0} >$ (è più grande friccam il motore)

Pt di funzionamento in crociera dei 2 motori,
(in termini generali: dove tener conto ^{anche} del decollo e atterraggio)

Spinta disponibile = forza resa disponibile da impianto propulsivo
in regime del regime di funzionamento del motore.

$$T_d (h, v, \pi)$$

\uparrow quota \uparrow velocità \uparrow manetta

CONSUMO DI UN MOTORE A GETTO

$$\frac{dW}{dt} = -c T_d = -c [T_{dmax} \sigma]$$

↑
trust specific
fuel consumption
(TSFC)

$T_L = W_{L-1} \cdot A$

$\sigma = \frac{P}{P_{SL}} = \text{RAPPORTO DI DENSITÀ}$

$[c] = \text{lb} / \text{h} / \text{lb}$ oppo $N / \text{h} / N$

e rappresenta la variaz. in peso nell' unita- di tempo per mantenere una spinta di valore unitario

se $c \approx 1$ (turbogetti pure) $\Rightarrow 1 N$ di peso $\leftrightarrow 1 N$ di spinta per 1 h di tempo.

Si cerca di diminuirlo $\rightarrow c = 0,5 - 0,6$

le variaz. di massa tra inizio e fine della crociera sono importanti !!!

Carburante spesso tutt da turbogetto \rightarrow variaz. massa !!

$[c] = N / \text{s} / N \rightarrow$ divide per 3600 il valore di prima (occhia ai decimali!).

e tende a ridursi con la quota, ma noi qst lo trascuriamo.

Turbofan \rightarrow spinta disponibile data da 2 contributi:

- 1) vera spinta del motore a getto
- 2) spinta data da elica intubata

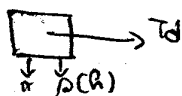
$$T = \left(\frac{\eta_b \text{ SHP}}{V} + T_j \right)$$

$$T = \frac{P_{\text{POTENZA}}}{V}$$

↑
qst termine
e' qll che
trascuriamo

MOTORE ELICA

Turbogetto \rightarrow erogatore di spinta disponibile, la quota noi regoliamo con π e $p(h)$



Motore elica \rightarrow abbiamo un motore ed un dispositivo di conversione energetica. Il motore rende disponibile una coppia che viene convertita in spinta disponibile dal lavoro dell' elica

Ma elica non ha rendim. unitario \rightarrow ci sono delle perdite di en

QUOTA:

$$P_{a\max} = P_{a\max SL} \cdot \sigma$$

↑
quote limite + bene rispetto al motogetto.

(P_a decresce con σ)

Premiere di emissione dei cilindri diminuisce con la quota
→ potenza diminuisce

Se aggiungo un compressore ritordo qd perdita di potenza

2 soluzioni:

- turbo compressore (lavoro di compressione associato da perdita di potenza dei gas di scarico)
- compressore meccanico (trasinato dal motore)

serve una mappa di funzionamento (no eq. analitica)

↑
caratterizzabile da eq. analitica

↓
usiamo qd an alternativa a motore aspirato classico

Potenze spese:

- turbocompr.: prende dai gas di scarico
→ come tappare tube di scappamento → < potenza erogata
Ma può disaccoppiare turbocompr. da motore
- compressore mecc.)

Motore con compressore ⇒ più pesante di motore aspirato e costa di più

$$\begin{cases} P_{a\max} = P_{a\max SL} \\ P_{a\max} = P_{a\max SL} \frac{\sigma}{\sigma_c} \end{cases}$$

$h < h_c \Rightarrow P_{a\max}$ non varia con la quota

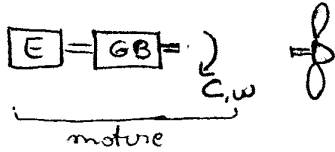
$h > h_c$
↑
quota di ristabilimento

N.B. $h_c = h_R$
 $\sigma_c = \sigma_R$) altre notazioni

↑
rapporto di densità all' h_c

31/03/2010

Motocelica:



pot. dell'albero $P_a = c\omega$

pot. disponibile $P_d = T_d V$

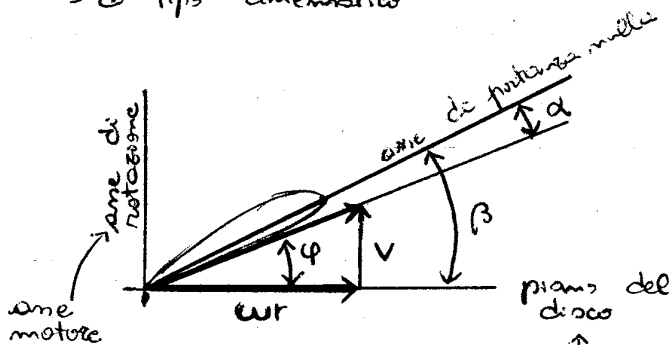
rendim. $\eta_p = \frac{T_d V}{C\omega} \neq 1$ (si spreca sempre un po' di energia!)

↑
dipende da
caratteristiche
elica, cmq
varia tra
65 e 80%
↑ ↑
decolla crociera
e salita

→ elica tagliata compromette
la nostra capacità di decollare
→ anche la nostra sicurezza.

Parametri che caratterizzano l'elica:

- di tipo geometrico
- di tipo cinematico



Solitam. eliche multipala

↑
piano in cui proiettiamo
le nostre caratteristiche
↑ asse di rotazione

Localm. il profilo è fatto al 70-75% della pala (dove reggia)

Parte centrale del disco → mezzo (aerodinamicam. e solo una serie di perdite H , ma è una necessità meccanica)

Mezzo protetto dallo spinner → efficienza annata dell'1-2%

(su lunghe distanze qst è importante)

Angoli caratteristici → in funz. delle velocità di riferimento che abbiamo

2 effetti:

1) vel ang nel piano $\omega \rightarrow \omega r$

tipicam. $\omega \approx 2300 \text{ giri/min}$ (monomotori)

$\omega \rightarrow$ nei 2 tempi e nei turbocelica

2) vel di avanzam. dell'elica $\rightarrow V$ (qst dell'aereo)

c = corda locale

r = raggio pala (misurato dall'axe del motore \rightarrow mm e $\frac{1}{2}$ pala)
raggio di riferimento

φ definisce il rapporto tra v e ωr

$$\tan \varphi = \frac{v}{\omega r}$$

rapporto di avanzam. \bar{J}



se $\bar{J} = \frac{v}{\omega r}$ posso far variare \bar{J} in 2 modi:

- vel = ωr n° giri elica $\neq \omega r$

- vel $\neq \omega r$ n° giri elica = ωr

$$\bar{J} = 0 \Leftrightarrow v = 0$$

qud v cresce, a parità di n° di giri, \bar{J} cresce fino a 0,3 - 0,4
($v = v_{max}$)

\bar{J} sinonimo di φ (angoli piccoli $\rightarrow \varphi \approx \tan \varphi$)

incidenza locale della pala = $\beta - \varphi = \alpha$

perché β non cambia \rightarrow devo far variare φ per variare α
e quindi C_L e C_D .

α elevato $\rightarrow L$ e D elevati

α piccoli $\rightarrow L \rightarrow 0$ e D bassa

minimi valori di avanzam. $\rightarrow \varphi \rightarrow 0 \Rightarrow \alpha$ grande

C_D e C_L più alti

da trazione e C_D aumentate delle azioni aerodin. nella pala proiettata
lungo l'axe di rotazione \rightarrow la maggior parte di T dipende da C_L del
profilo \rightarrow se $\varphi \rightarrow 0$, C_L grande $\Rightarrow T$ grande

C_D grande $\Rightarrow D T =$ coppia resistente della
pala (che deve dev
erogare al motore per
mantenerci cost la vel
di rotaz.)
 $D T$ grande!

v piccoli $\rightarrow T$ alte e richiede coppie alte

$\beta - \varphi$ diventa più piccolo qud v cresce

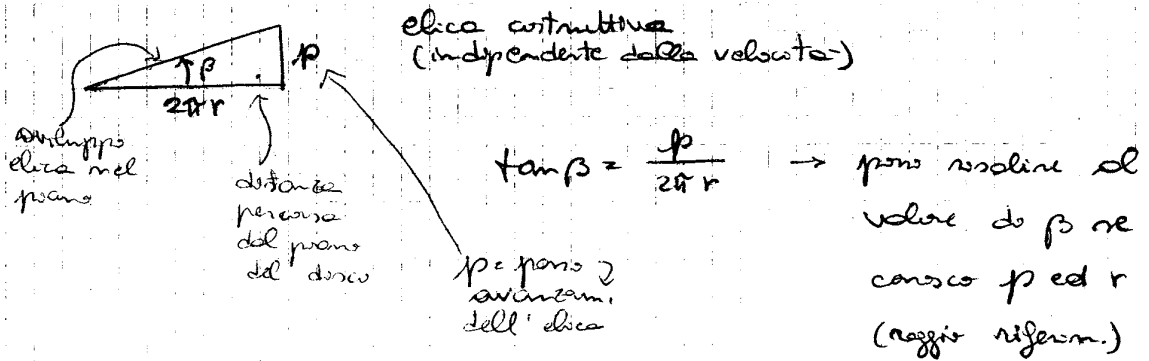
qud $\beta = \varphi \Rightarrow \alpha = 0 \rightarrow$ localm. il profilo ha solo più resistenza (C_D)
 $\rightarrow T \rightarrow 0$

Ci sarà un valore del rapporto di avanzam. per il quale $T = 0$

sp. misurato alla sezione di riferimento \Rightarrow bisogna anche dire se sono al 50, 70, ... % del raggio?

Preso a riferimento la sezione al raggio di riferimento si sviluppa l'elica nella sua traccia elicoidale in 2D

Il passo sembrerebbe dipendere dalla velocità \rightarrow si fa una astrazione: l'elica di riferimento è inclinata dell'angolo β
 \Rightarrow passo = sviluppo dell'elica equivalente



Es. com. $p <$ diametro (di solito 15-20% diametro max \rightarrow elica da 1 m \rightarrow passo 30 cm circa)

eliche quadre $\rightarrow p =$ diametro 5x5, 30x30, ...

usate solo in aeromodellismo (regimi di funzionamento diversi \rightarrow fino a 20000 - 20000 giri)

Quando $p =$ cost al variare del raggio \rightarrow varia il passo cost $\rightarrow \beta$ varia con una legge legata al raggio

$$\beta \text{ varia con } \frac{k}{r} \quad \tan \beta = \frac{k}{r}$$

\uparrow aumenta $\rightarrow \beta$ diminuisce e cresce quasi a zero nel raggio di estremità

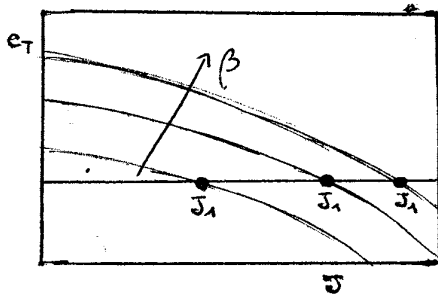
Eliche fatte con scelte perché fauli da costruire
 ormai per eliche non sono più così usate

Ora si usano eliche a passo variabile
 (\rightarrow p misurato a sezione di riferimento)

Diagrammi tracciati al crescere di $\beta \rightarrow$ al crescere di β

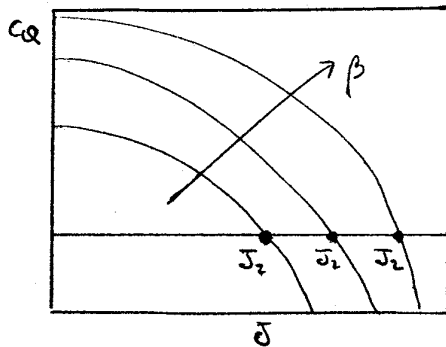
J_1 sempre più verso dx \rightarrow opt e un bene nell'ottica di ottenere rapporti di avanzam. sfruttabili sempre più alti \rightarrow velocità di avanzam. sfruttabili più alte

ma traslazione! (zone della plore del profilo non lineare)



p aumenta $\rightarrow C_q$ aumenta nel campo dei bassi valori di avanzam. motore striminzito \rightarrow si mette in elica con $p >$ \rightarrow giri sono gli stessi ma la coppia no ($p > \Leftrightarrow C >$) [curva verso l'alto]

Poter motore a pioni elevati implica potenze maggiori



$$\eta_{OP} \approx \frac{T_d V}{C_W}$$

\rightarrow al crescere di β si sposta J_1

se T_d va a zero $\rightarrow \eta_{OP} \rightarrow 0$

spina $J_1 \rightarrow \eta_{OP} \neq 0 \rightarrow \eta_{OP} \neq 0$ per rapporto di avanzam. che variano da zero (pt fino) a J_1 il massimo è uguale (diversi segmenti della plore e diversi Re, che sono influenzati da caratteristiche della plore nei bassi valori di Re)

Turboalbero = turbogetto erogatore di coppia.

Messa in bandiera dell'elica → qnd motore fermo, elica alimentata con direz. del flusso.

Modalità reverse → inversione di spinta.

Multimotori (multi engine) ⇒ altro dispositivo necessario

- bisogna garantire i sincronismi.
motore master e motore slave devono restare alla stessa ω ⇒ dispositivi di sincronismo

↑
disattivato durante decollo
(se un motore muore l'altro deve funzionare!).

- sincronizzatori

↳ posiz. delle pale sincronizzate per motivi puram. acustici
(cabina tra 2 eliche nello sky master → si sentono battimenti acustici)

DISPOSITIVI:

Motovelica → indicatore n° di giri (importante soprattutto per elica ⇒ giro variabile)

indicatore MAP (Manifold Absolute Pressure) (pressione ideale)

↓
pressione dell'aria portata ai cilindri

MAP > ⇒ potenza spartata > ⇒ serve per capire livello di trazione nell'elica a giro costante

manometro → p e tensione dell'olio
(controlla di non avere fusione della testata)

flussometro e indicatori di livello x carburante

indicatore di ora (x manutenzione)

impianto elettrico: batteria ma ha mt a che fare col motore
(unico dispositivo che ha a che fare col motore e l'impianto di avviamento)

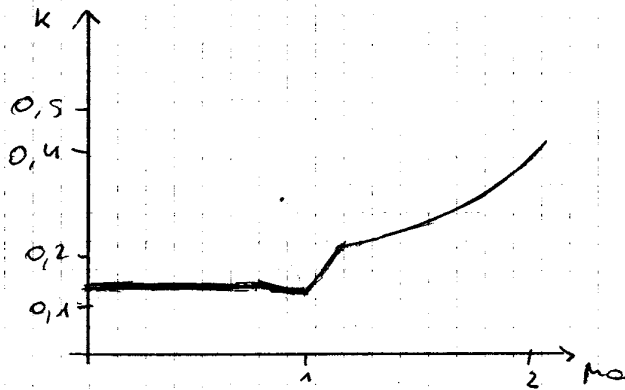
magnete (di solito multiple) alimentato ce candele → danno

↳ fornisce corrente alle candele qnd motore in avviamento

⇒ motore funziona anche con batteria fottuta.

E' ancora piu' costoso superare il regime transonico → quasi
 tutta l' aviaz. civile si trova sotto MDR
 Si cerca ovviam. di avere MDR piu' alto possibile
 Poi anche concorde + equiv. ruota che volano in supersonico.

Anche K dipende da Ma



K diventa molto pendicente
 dopo $Ma = 1$ e in piu'
 non diminuisce mai $\frac{1}{2}$

$M_{in} K$ resistenza indotta
 (allungam alari $> \Leftrightarrow K <$)

Volo supersonico → a bassissima incidenza per minimizzare
 la resistenza indotta.

Che legame c'è tra piani serodenti e forze propulsive?

Il legame c'è ed è moscato nelle eq. di base:

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

Grandezze disponibili:

- spinta disponibile = qlz resa dispom. dal sistema propulsivo
 → dipende da manetta e quota

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

↑ spinta disponibile

Grandezze necessarie:

- spinta necessaria:

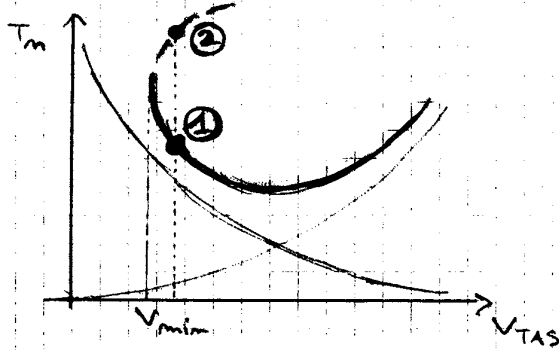
per il volo livellato ho:

$$\begin{cases} L = W \\ T_d - D = 0 \end{cases} \rightarrow T_d = D = T_m$$

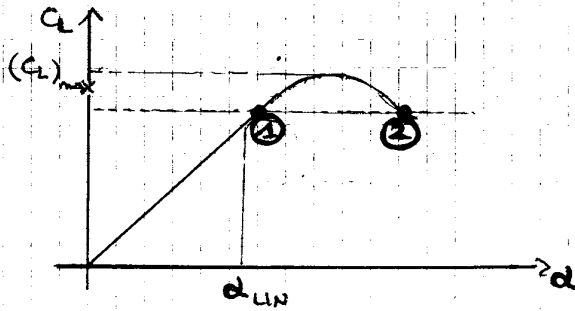
eq. di equilibrio propulsivo

↑ spinta/trazione necessaria (41)

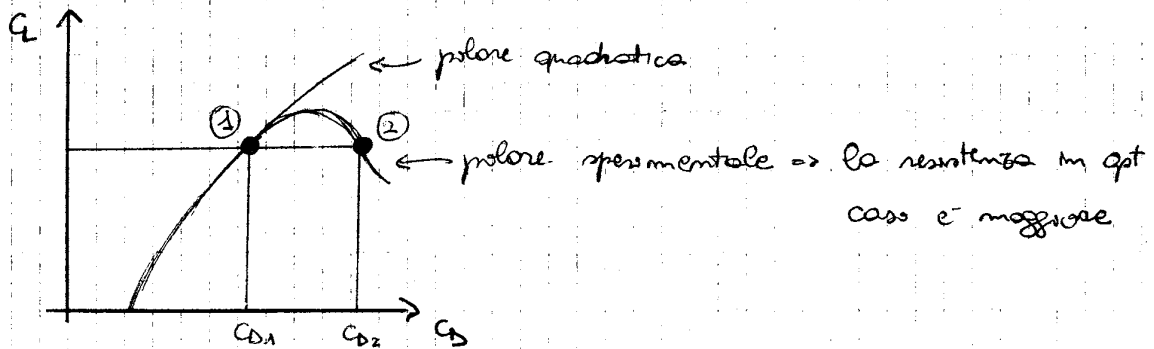
Vero andamento della curva (considerando il lato di scendere della curva):



La curva torna verso velocità più alte



Stessa v , ma $T_m \neq$; qst perché dobbiamo considerare C_D oltre che C_L .



La V_{min} è qll ottenuta per il $(C_L)_{max}$, tan. alla curva

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho(C_L)_{max}}}$$

Qst consideraz. nell' intorno dello stallò ang. si trovano in un campo insicuro; noi lavoriamo a velocità superiori!

In ogni caso gli aeromobili che lavorano in qst condiz. possono farlo perché è il motore che genera la spinta, il quale viene intensam. sfruttato per lavorare a vel. basse. Ma, se il probl. si rompe ~

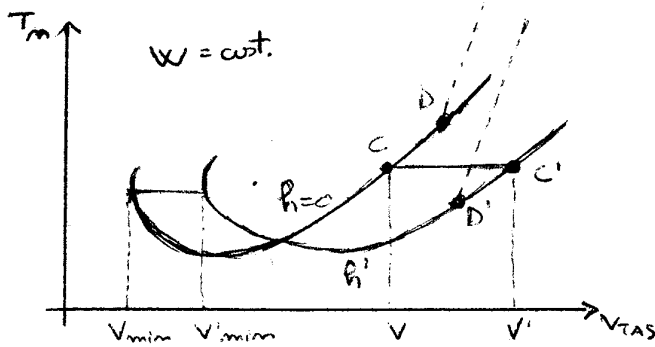
Per vel. lenti:

- alti C_L
- spendo in termini propulsivi (aeromobili a decollo verticale)

Effetti di quota e carico alare su queste curve:

quota \rightarrow h_0 la spinta propulsiva necessaria anche cambiando quota?
 carico alare \rightarrow cambia per via di passeggeri, bagagli, carburante
 e in più cambia anche durante il volo

QUOTA ($p=123$)



- 1^a quota $h = 0 \rightarrow SL$
- 2^a quota $h' > 0$

(curve tracciate usando l'andam. reale)

Se v_{min} non cambia, vale $\frac{w}{E_{max}}$ \Rightarrow non cambia con la quota!

\Rightarrow i coeff A e B che reggono nella parte centrale della curva dipendono dalla quota ma le 2 dipendenze si elidono (una dipendenza al numeratore ed una al denominatore) \Rightarrow non cambia la word y , MA cambia la word x , la quale dipende dalla quota! (densità $\leftarrow \Rightarrow$ diagramma verso dx).

A parità di spinta necessaria, al varare della quota mi porto verso velocità maggiori e qst non mi costa nt!! y \Rightarrow conviene volare ad alta quota dal pt di vista economico.

Ma solo il turbogetto va bene per fare qst (il turbelica non è in grado di sfruttare appieno il vantaggio dell'aumento di quota)

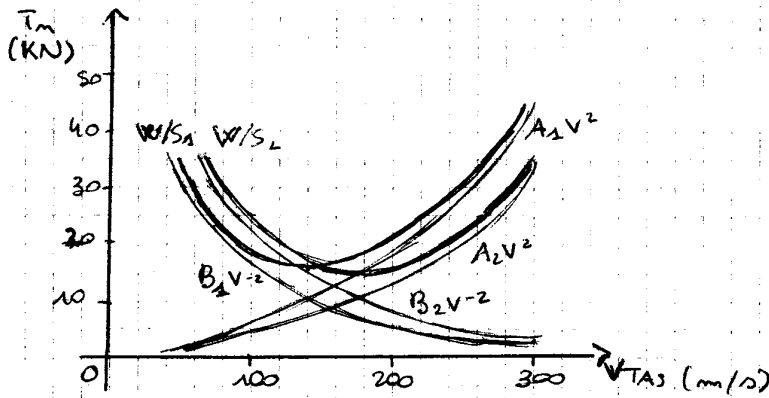
V_{min} varia tra h e h' .

$$\sqrt{\frac{\rho}{\rho_{SL}}} = \sqrt{\sigma} = \text{rapporto di densità} \rightarrow \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$$

quale aumenta la vel. aumentando la quota.

Poi limiti operativi legati alla capacità dei sistemi propulsivi di erogare spinta in alta quota (solo indigestion non ha qst probl)

2° caso)
 $S \neq \text{cost}$
 $W = \text{cost}$



$S_1 > S_2$
 $S.L. \rightarrow \begin{cases} W/S_1 = 2500 \text{ N/m}^2 \\ W/S_2 = 3350 \text{ N/m}^2 \end{cases}$

S è più alta in A che in B.
 → sia il tratto ad alta vel. che quello a bassa vel cambiano
 base vel. B_2 sopra B_1
 alte vel A_1 sopra A_2 } curve si intersecano

Il min cambia però!

$$(T_m)_{\min} = \frac{W}{E_{\max}} \rightarrow S \text{ è nell'efficienza}$$

Cambio S ma in fusoliera ed impennaggi e in volo
 nemmeno l'allungam. (se no interviene k)

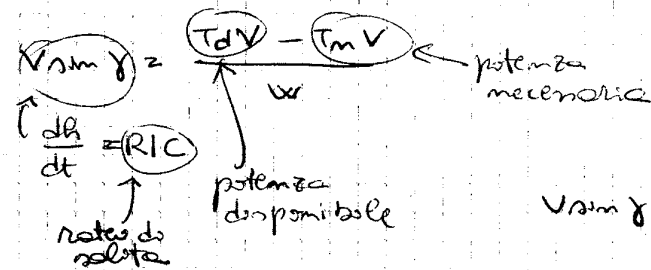
↳ cambia resistenza dell'ala

($S <$, $D <$ → S in volo! ma io in h
 solo l'ala nell'area !! $S <$ → opt termino
 piano di $port Y \rightarrow S <$, $E_{\max} <$)

Potenza necessaria

Turboprop caratterizzate dalla sua erogazione di spinta.
 Motoelica invece è caratterizzata in termini di livelli di potenza disponibili

$$\Delta \text{sim } \gamma = \frac{T_d - T_m}{W} \quad (\text{valida sempre, non solo in crociera!})$$

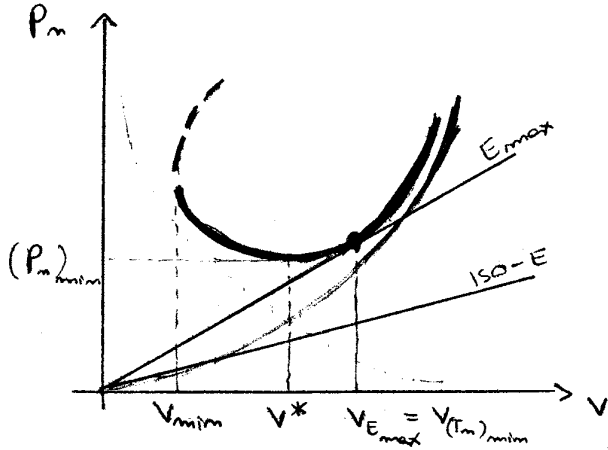


$T_d V - T_m V = \text{eccedenza di potenza!}$

$$V \text{sim } \gamma = \frac{P_d - P_m}{W} = R/C$$

↑ eccedenza di potenza specifico [m/s]

Anche in opt caso dobbiamo fare le conez. della curva



$$V^* = V_{(P_m)_{min}} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho(C_L^*)}}$$

$\rho(C_L^*) \uparrow (E\sqrt{q})_{max}$

$\frac{W}{S}, \rho = \text{cost}$

Tutte le rette per l'origine sono iso-efficienza (ISO-E)

$$P_m = \frac{WV}{E}$$

\uparrow
pendenza della curva $\propto \frac{1}{E}$

Tutte le rette sopra E_{max} hanno un'efficienza che decresce.

Se sistema propulsivo che eroga livelli di potenza disponibile (motore) non può soddisfare i meccanismi propulsivi quel volo ad alta velocità.

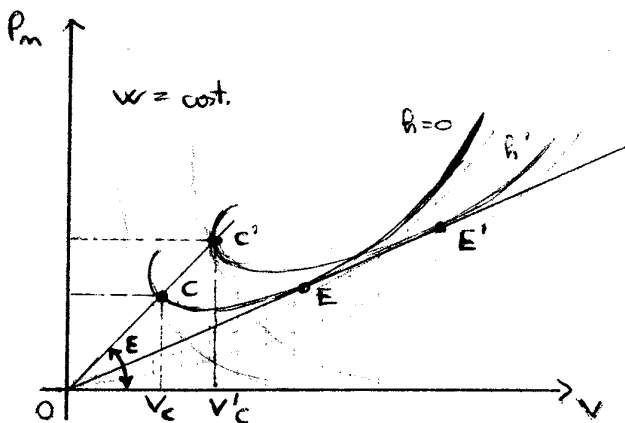
Sopra $Ma = 0,4 - 0,5$ sarebbero necessari centinaia di cavalli \rightarrow non garantibili solo con un turboreattore, ma con vel. di crociera più basse dei turboreattori.

P_d turboreattore è una retta che cresce con la velocità \propto

Il motore invece eroga sempre la stessa potenza alle varie vel.

Studiamo ora gli effetti di quota

QUOTA



- $h = 0$
- $h' > h$

~~PROBLEMA~~

Equilibrio propulsivo:

$$T_d = D = T_m = \underbrace{AV^2 + BV^{-2}}_{\text{eq. caratt. dell'equil. propulsivo}}$$

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

$AV^4 - T_d V^2 + B = 0 \rightarrow 4 \text{ soluz. di cui solo 2 utili}$
 nel campo reale positivo:

$$V_1, V_2$$

$$A = \frac{\rho S C_{D0}}{2}$$

\rightarrow bisogna assegnare ρ , geometria velivolo e pólone

$$B = \frac{2kW^2}{\rho S}$$

\rightarrow bisogna assegnare pólone, corso alare, ρ

ρ dipende dalla quota

\Rightarrow l'eq. vale solo ad una determinata quota!!

$$V_1, V_2 = f(h)$$

$$T_d = \underbrace{\pi}_{\text{manetta}} T_{dmax} \underbrace{\sigma}_{\rho/\rho_{SL}}$$

$$\Rightarrow V_1, V_2 = f(h, \pi)$$

se non scegli bene il valore

di π non avrai V_1 né V_2

se $\pi = 0 \rightarrow T_d = 0 \rightarrow V_1, V_2$ non accettabili

Non trova valori plausibili finché non hai:

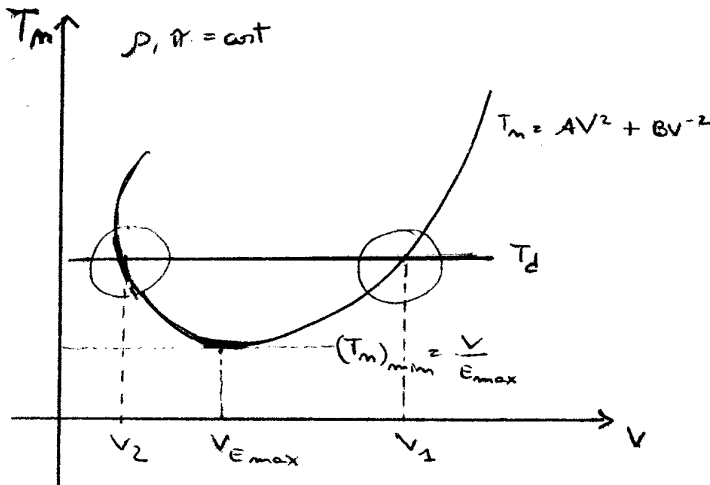
$$T_d = \frac{W}{E_{max}}$$

$(T_m)_{min}$

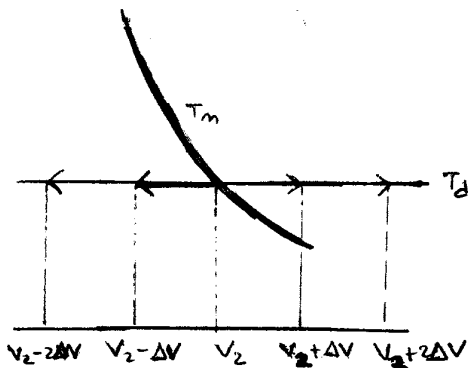
\hookrightarrow è ovvio che io non trovo soluz.

Per $T_d = \frac{W}{E_{max}} \rightarrow V_1 = V_2 = V_{E_{max}}$

$T_d > \frac{W}{E_{max}} \rightarrow V_1 \text{ e } V_2 \text{ distinte}$



Zoom di V_2 :



Se la velocità diminuisce
(pilota con mani legate non fa mt)

→ $T_m > T_d$
↑
resistenza
aerodinamica

⇒ aeromobile perde $\left\{ \begin{array}{l} \text{quota} \\ \text{velocità} \end{array} \right.$
sopra, perde velocità

Piano piano arrivo a $V_2 - 2\Delta V$ → le cose vanno ancora peggio

T_m più grande ancora di T_d \Downarrow

se invece volo a $V_2 + \Delta V$ ⇒ $T_d > T_m$

aeromobile quindi **guadagna** $\left\{ \begin{array}{l} \text{quota} \\ \text{velocità} \end{array} \right.$
sopra, acquista velocità

→ arrivo a $V_2 + \Delta V$

⇒ V_2 è una soluz. instabile in velocità

Cost. variaz. è molto lenta ma in crociera è cmq un coseno
(il pilota dovrebbe continuamente controllare la velocità regolando la manetta)

↳ in crociera si sceglie V_1 (soluz. stabile)

tant V_1 e V_2 costanti uguali $\Downarrow \Downarrow$

(cmq in V_2 ci voliamo, in salita, discesa, ...)

VELOCITÀ DI STALLO

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

al crescere della quota ρ diminuisce $\rightarrow V_{min}$ aumenta

Nono volare sotto la vel minima ma non puoi pretendere di mantenere la quota! \rightarrow area a dx \square esclusa dalle soluz. compatibili (per motorelica \rightarrow tolgo il 30% del diagramma h-V; per il turbogetto qst invece è un caso limite che si verifica assai raramente) " ma qst cmq mi serve per solite discese e operaz. di avvicinam. \Rightarrow come la risolvo?
 aumento il C_{Lmax} ma qst non lo faccio agendo negli ipersostenz. laterali (sono in crescita) ma agendo sul design.

VDR

$$V_{DR} = M_{DR} c = M_{DR} \sqrt{\gamma R T}$$

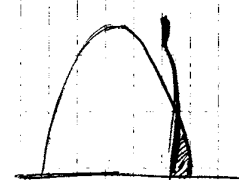
al crescere della quota $\rightarrow V_{DR}$ diminuisce fino alla Tropopausa e poi resta costante

$\Rightarrow V_{DR}$ per più a dx di $V_s \rightarrow$ non escludo nt dal diagramma

Ma io ho sottodimensionato il motore (non sto sfruttando appieno le caratteristiche aerodinamiche) \rightarrow non sto sfruttando appieno la possibilità di volare fino alla V_{DR} .

Sbaglierei anche se intersecassi troppo le 2 curve

Nel campo delle basse quote V_s a dx di V_{DR} (le V_{max} le raggiungo ad alta quota)



sono le condiz. di crociera

La polare aerodin. risente del M_a (sopratt. in quota)
 \rightarrow curve in cor. regolato qnd tracciate con polare sperimentale

Volo ad alte quote → stena durata ma maggior spazio percorso.

Massimizzare dell'autonomia oraria → ricognitori:

(turbogetto → autonomia oraria non dipende dalla quota)

$$\begin{cases} X_{max} = \text{BEST RANGE} & \text{①} \\ t_{max} = \text{BEST ENDURANCE} & \text{②} \end{cases}$$

① non posso cambiare motore (una volta che l'ho scelto resta qd);

il peso anche è più o meno sempre uguale;

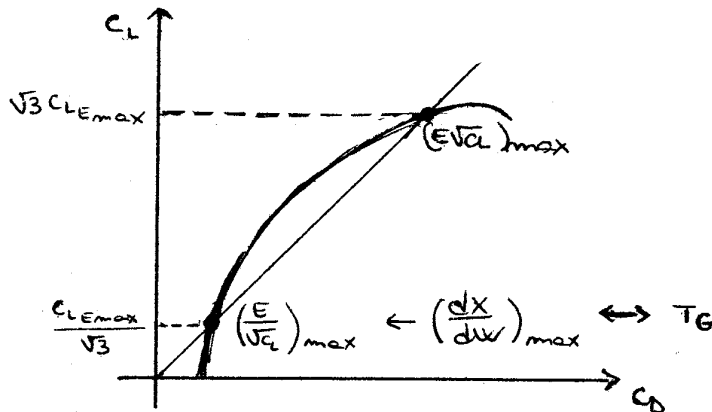
con parametri di volo ho ρ e $\left(\frac{E}{\sqrt{C_L}}\right)$

↑
parametro
senza nome

$$\Rightarrow \left(\frac{E}{\sqrt{C_L}}\right)_{max} \rightarrow \begin{cases} C_L^* = \frac{1}{\sqrt{3}} C_{L_{Emax}} \\ E^* = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{max} \end{cases}$$

→ a velocità maggiori di qd di E_{max}

gli angoli di ottimo sono nel campo delle alte velocità
(riducendo in un certo senso il tempo di percorrenza)



Situazioni duali.

② non posso buttar via i passeggeri

Per massimizzare l'autonomia oraria → E_{max}

Ma non stiamo massimizzando la distanza percorsa!!!

gli parametri che vanno in gioco sono:

- variaz. di peso:

a causa della tratta percorsa

probl. 1) da dist. opp. tempo di volo \rightarrow qnt carburante mi serve?

probl. 2) contrario (da tot carburante \rightarrow qnt volo?)

\Rightarrow peso non entra nel programma di volo, gli altri parametri \Rightarrow voglio un programma di volo a $h, E, v = \text{cost}$

opt perché qnd volo in uno spazio aereo non puoi cambiare quota (devo mantenere il livello di volo che mi è stato assegnato per evitare le collisioni)

N.B. sopra quota di transizione (10'000 piedi) il livello di volo vengono assegnati in atm standard e mi danno la quota reale perché così tutti stagliano nello stesso modo \rightarrow riferim. assunto delle condizioni: ICAO

Se proprio voglio cambiare livello di volo devo prima dire perché e poi farlo in fretta \rightarrow vorrei avere $h = \text{cost}$.

Vorrei $v = \text{cost}$ (\circ all. da BR opp. all. da BE)

Si fa una scelta subottimale (con modesta tolleranza sul max)

Vorrei $c_L = \text{cost} \rightarrow E = \text{cost}$ ($E \approx E^*$ opp. E_{max})

MA Se io vincolo h e $v \rightarrow c_L$ varierà

Suppongo di percorrere la tratta 1-2 a $h, v = \text{cost}$

consumo carburante $\rightarrow W_2 < W_1$

Qnd arrivo al pt 2, se ho mantenuto v ho dovuto cambiare c_L per adeguarmi al cambiam. di corso plore W/S

Se fizzo h e $c_L \rightarrow$ in realtà sono costretto a variare la v per mantenere i primi 2 parametri al variare di W/S

Se fizzo $v, c_L = \text{cost} \rightarrow$ nel pt 2 peso di meno $\rightarrow W/S$ si è ridotto $\rightarrow \rho$ deve ridursi \rightarrow piano piano guadagno quota perché mi alleggerisco

~~Autonomia in base alla scelta del programma~~

V-C è il progr. che meglio sfrutta il carburante disponibile

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{VE}{cW} \rightarrow dX = -\frac{VE}{c} \cdot \frac{dW}{W}$$

3) V, c = cost

TSFC
(thrust specific fuel consumption)

$$X = \int_1^2 dX = - \int_1^2 \frac{VE}{c} \cdot \frac{dW}{W} = -\frac{VE}{c} \int_1^2 \frac{dW}{W} =$$

$$= \frac{VE}{c} \int_2^1 \frac{dW}{W} = \frac{VE}{c} \ln \frac{W_1}{W_2} = \frac{VE}{c} \ln \frac{1}{1-\xi}$$

Autonomia Km

per il programma V-C
→ programma CRUISE-CLIMB

$$X = \frac{VE}{c} \ln \frac{1}{1-\xi}$$

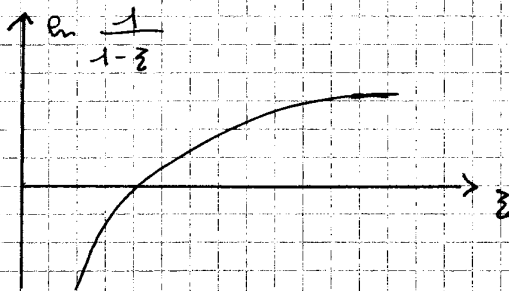
FORMULA DI BREGUET

X cresce con VE → X_{max} quando $\left(\frac{VE}{W_1}\right)$ max

→ aumento la quota

$\xi >$ → distanza X >

MA ci sono i logaritmi! → aumento significativo quando ξ piccolo (ma è grande ξ e meno significativo e l'incremento di X)



Quando cerca di percorrere tante molte miglia (danza - Melbourne) deve imbarcare valori di ξ molto grande

5 tonnellate in più per es. ⇒ mi trovo nella parte della curva in cui il guadagno di aumento Km è - anzi modesto.

⇒ per opt $\xi \approx 0,25$ al max

se no mi conviene tant → se voglio X deve scegliere degli aerei molto efficienti opp. fare uno scalo (es. Singapore)

La variaz. di w lungo la tratta ha una relaz. con ρ e qpt è dovuto alla spinta.

$$\frac{w_1}{\rho_1} = \frac{w_2}{\rho_2} = \underbrace{k_1}_{\uparrow \text{cost}}$$

$w < \rightarrow \rho < \rightarrow$ lontananza relativa tra 1 e 2 \rightarrow Escalor
 qpt relativa in e^- percepita dall'altimetro \hat{u}

\Rightarrow posso usare una eq. volo livellato

$$\frac{w}{\rho} = \text{cost} \rightarrow T_m \text{ come varia?}$$

$$T_m = \frac{w}{E} = \frac{k_1 \rho}{E} = \underbrace{k_1}_{\uparrow \frac{k_1}{E} (\text{E=cost})} \rho$$

$$T_d = \underbrace{\sigma}_{\uparrow \text{ipotesi: } \sigma = \text{cost}} T_{d \max SL} \leftarrow = \underbrace{k_2}_{\uparrow} \rho \quad \sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}} \quad k_2 = \frac{\sigma T_{d \max SL}}{\rho_{SL}}$$

Devo assicurare $T_d = T_m$

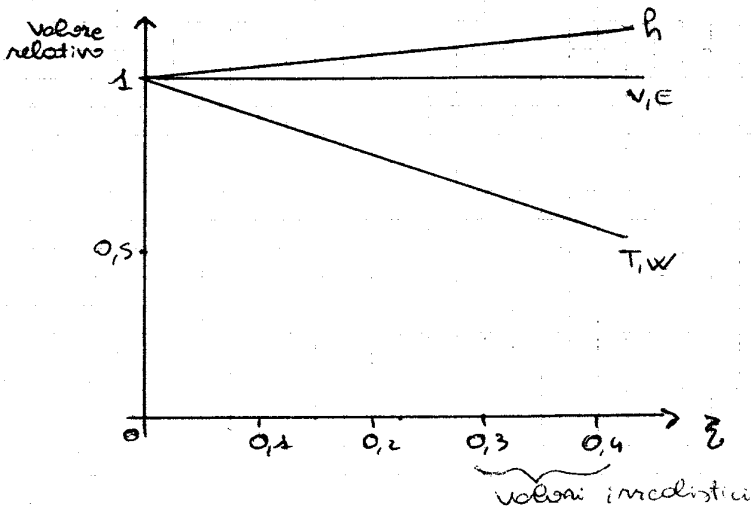
comune \rightarrow mi alleggerisco \rightarrow spinta T_m diminuisce \rightarrow variaz. di quota; MA anche T_d diminuisce \hat{u}

Qst programma \rightarrow mantenere da solo !!!

(Tropopausa, autopilota, ... relax)

Pero qpt programma mi ce lo lasciano usare \hat{u}

Andamento grandezze fondamentali durante la tratta:



televel = indicatore livello del carburante \rightarrow qpt e il mio referim. in volo, mi l'oviglio!! \rightarrow mettiamo Σ sull'ore delle ore

Se voglio sfruttare BR con un progr. h-v con faccisa?

Non posso mantenere E lungo tutta la tratta

→ mi parte con le condiz. di BR all'inizio (opp. BE)

Opp. V finita → E_s finita

Stavolta no formulaz analitica in forma chiusa di opt progr di volo
(E deve restare nell'integrale)

$$X_{h-v} = -\frac{V}{c} \int_1^2 \frac{E}{W} dW = \frac{V}{c} \int_2^1 \frac{dW}{D} = \frac{V}{c} \int_2^1 \frac{dW}{T_m}$$

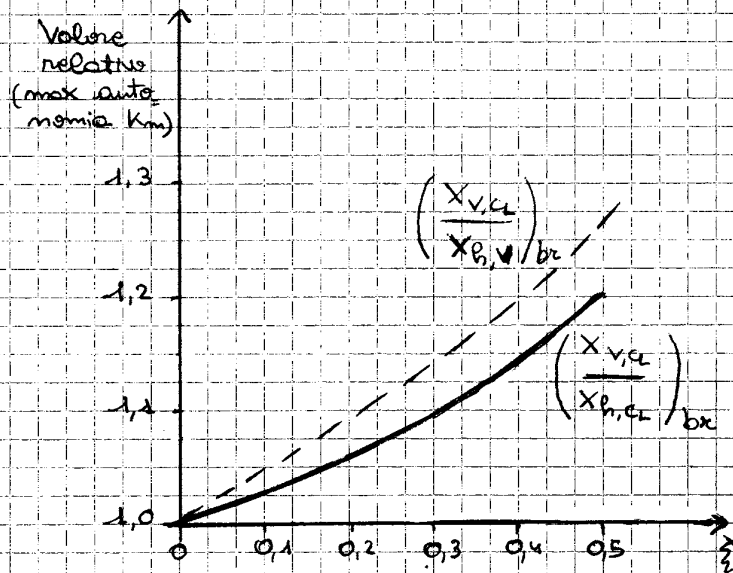
$$X_{h-v} = \frac{2VE_{max}}{c} \left[\arctan\left(\frac{c_1 s}{c_1 E_{max}}\right) + \arctan\left(\frac{c_2}{c_1 E_{max}}\right) \right]$$

Opt mi vuol dire
che il volo sia
fatto a E_{max}
opp a c₁E_{max}

N.B. angoli in
RADIANTI

Confronto di X per BR per i 3 progr di volo

Nel diagrammi rapportati tra X_{v,c₁} e c₁ X degli altri 2
a parità di carburante spesa



$\frac{X_{v,c_1}}{X_{h,v}} > 1 \rightarrow v-c_1$ da autonomia maggiore

$\frac{X_{v,c_1}}{X_{h,c_1}} > 1 \rightarrow v-c_1$ autonomia maggiore ma numero poco > 1
→ h-c₁ minor pendenza di v-c₁

Cmq non posso usare h-c₁ → la linea che conta è quella integrabile



19/04/2010

$L = W \cos \gamma$

$T_d \cdot D = W \sin \gamma$

valgono per i regimi di salita ($\gamma \neq 0$)

$\left\{ \begin{array}{l} \text{salita } \gamma > 0 \\ \text{discesa } \gamma < 0 \end{array} \right.$

eq. invariabile al segno di γ !!!

L è sempre lo stesso ed $e < L (\gamma = 0)$

cinq. riduce. ormai modesta (per gli. spazio e trascinabile)

$L = W$ resta anche nei regimi di salita (oltre che volo livellato).
 velocità da usare per salire o scendere è la stessa in modulo !!!
 MA in un caso spende energia per guadagnare quota, nell'altro
 un spendo en. per scendere ma riduco la propulsione.

$T_m = AV^2 + B V^{-2}$
 $\gamma = 0 \rightarrow B = \frac{2kW^2}{\rho S}$

$\gamma \neq 0 \rightarrow B^* = \frac{2kW^2}{\rho S} \cos^2 \gamma$

↑
 a parità di modulo di γ
 T_m è la stessa in salita
 e discesa (stessa resistenza
 perché stessa velocità e stessa
 portanza)

$\cos^2 \gamma$ è un termine alleviante! $\Rightarrow T_m \gamma = 0 > T_m \gamma \neq 0$
 ma di nuovo differenza ormai modesta ↓

per noi $T_m \gamma \neq 0 \approx T_m \gamma = 0 = \frac{W}{E}$

$\sin \gamma = \frac{T_d - T_m}{W}$ ← eccesso di spinta specifico.

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

$\sin \gamma = \pi \frac{T_{dmax} \sigma}{W} - \frac{1}{E}$

più la differenza tra i 2 termini
 è elevata e più è elevato γ

SALITA RAPIDA (p. 143)

Qd è il max valore di γ

ma 2^a eq. \rightarrow non puoi arrivare a $\gamma = 90^\circ$!!!

limitazioni:

- propulsiva:

max valore della spinta

- aerodinamica:

valore dell'efficienza E_{max}

$$\sin \gamma = \pi \frac{T_{dmaxsl} \sigma}{W} - \frac{1}{E}$$

$\rightarrow \pi \approx 1, E = E_{max}$
 salita rapida $\rightarrow \gamma_{sc}$ (steepest climb)

$V = V_{E_{max}}$

$$\sin \gamma_{sc} = \frac{T_{dmaxsl} \sigma}{W} - \frac{1}{E_{max}}$$

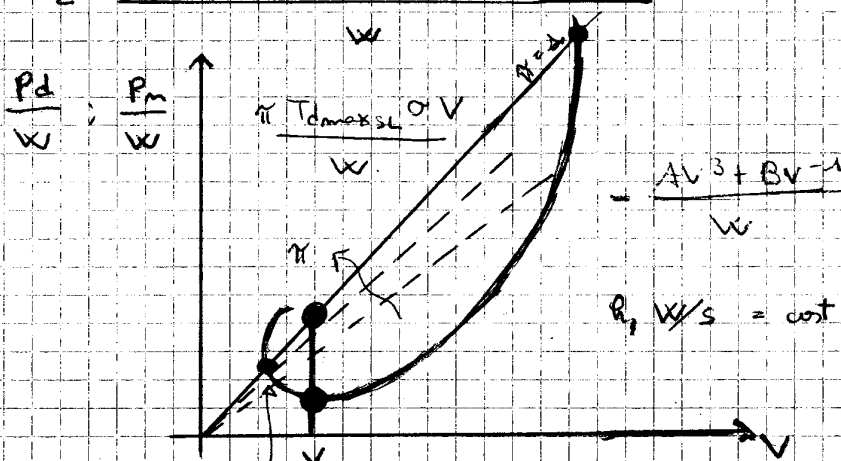
$$\begin{cases} V_{sc} = V_{E_{max}} \\ C_{Lsc} = C_{L_{E_{max}}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \\ E_{sc} = E_{max} \end{cases}$$

Qst vale per turbogetti
 (non è così per i motori a elica)

Ma la salita rapida qnd ci sono ostacoli naturali (es. aeroposti in aree alpine)

$$R/C = V \sin \gamma = \frac{dh}{dt} = \frac{T_d V - T_m V}{W} = \frac{P_d - P_m}{W} \leftarrow \text{eccedenza di pot spec.}$$

$$= \frac{\pi T_{dmaxsl} \sigma V - AV^3 - BV^{-1}}{W}$$



min vel utilizzazione base, per $P_d < P_m$
 $\rightarrow V_{min} < 0 \rightarrow$ discesa, ma i regimi di ottimo sono gli della salita rapida / salita rapida.

Solita rapida:

- mai esercizi
- sempre interpretazione grafica (diagramma) !!!

Solita rapida:

- anche esercizi ↓

V_{FC} , V_{SC} vengono chiamate V_x e V_y sui manuali di volo.



(cugino povero del turbogetto)

Prestazioni limitate → basse quote, basse velocità
trasporto a breve raggio
volo "da deposito"

Stessi ragionamenti del turbogetto → cerchiamo solo le differenze.

Princ. differenza:

- principio di funzionamento:
 - ciclo termodin. continuo, dispositivo caratterizzato da livello di spinta → turbogetto
 - motore alternativo → T_d a livello del disco → mototurbina

Turbogetto : caratterizzato da livello di spinta } vera differenza
Mototurbina : " " " " potenza }

Non riusciamo a visualizzare la spinta erogata nel mototurbina
turbogetto → solo pressione in turbina da indicat. dei livelli di spinta

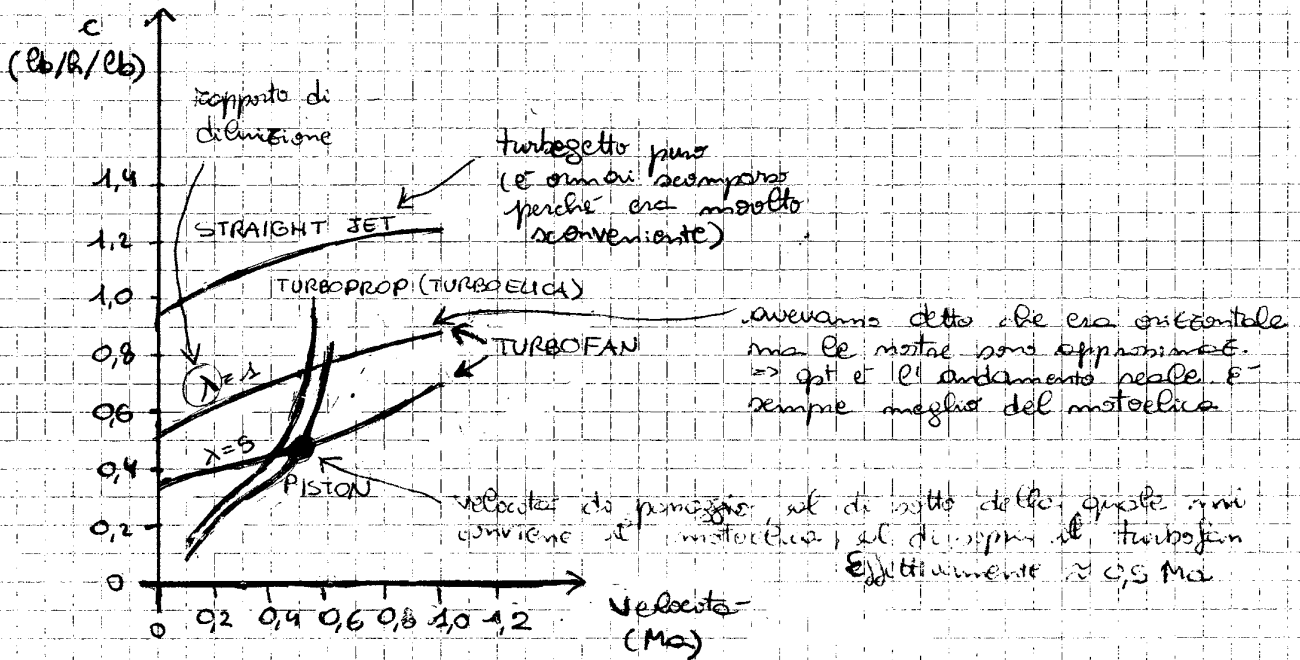
mototurbina → manca il rendimento dell' elica

(nono calcolarlo ma non visualizzarlo)

Anche se pot. erogata è grande, se η_{elica} è piccolo → pot. disponibile è piccola

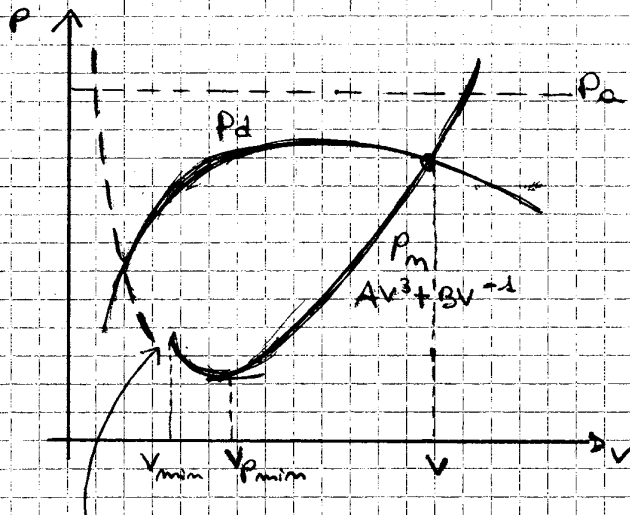
c^* varia con V

- più volo veloce e più consumo (al contrario del turbogelato)



Prestazioni in crociera?

Passo da P_a a P_d attraverso $m_{op} \rightarrow c^*$ è una curva in cui $m_{op} \max \rightarrow P_d \max$



Velocità di equilibrio
 propulsiva per il motore
 $\rightarrow P_d = P_m$

nel caso reale manca una delle 2 relazioni; resta qd a V più alta, d'altra la fa scomparire il limite aerodin delle barre V
 \rightarrow rimane proprio v_2 (e' la vel di stallo per sfruttare gli equilibri propulsivi alle barre V)

20/04/2010

$$\eta_{op} P_{dmaxSL} \sigma = \frac{WV^*}{E^*} = \frac{W}{E^*} \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L^*}}$$

↑
 σ_{psl}

Comporre σ da entrambi i costi:

$$\sigma^{3/2} = \left[\frac{W}{E^*} \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L^*}} \frac{1}{\eta_{op} P_{dmaxSL}} \right]$$

$\sqrt{P_{dminSL}}$

$$\left\{ \begin{aligned} \sigma_c &= \left(\frac{W}{E^*} \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L^*}} \frac{1}{\eta_{op} P_{dmaxSL}} \right)^{2/3} \\ h_c &= -H \ln \sigma_c \\ &\uparrow \sigma = e^{-h/H} \end{aligned} \right.$$

- $\eta_{op} >$ → $\sigma_c <$ ⇒ la quota di tan aumenta all'aumentare del rendim. dell' elica η_{op} .
 η_{op} varia col rapporto di avanzamento → che η_{op} mette nell' eq?
 Ha 2 possibilità:

- pensare di avere un' elica a geometria cost.
 → adatta il coefficiente, in base a σ → η_{op} medio = cost
- elica a geometria variabile → cambio η_{op} di volta in volta

- $P_{dmaxSL} >$ → $\sigma_c <$ → quota di tan. maggiore
 In realtà, al crescere della pot. del motore si comincia a peggiorare il rapporto peso/potenza → opt. discorso di $P_{dmaxSL} >$ vale solo fino a un certo pt. ; poi serve turboalbero!!!

- $E^* \rightarrow$ max indice di quota
 $C_L^* = (1.73 C_{Lmax}) = \sqrt{3} C_{Lmax}$

↳ il motore arriva alle quote di tan a velocità base.

da quota di tan può essere migliorata mandando un compressore
 → si cambia la legge con cui si perde pot. all' albero

- fino a quota di ristabilim. → $\sigma_R = \text{cost}$
 nel nostro caso $\sigma_R = 1$
 C_{L} ristabilimento
 con compressori → $\sigma_R < 1$

Le sono vari tipi di vinata.

VINATA ORBITALE

qel a mm spara energetica → barra laterale
 pilotata da comando di elettore → inclina le ali di un certo angolo
 di stordimento, poi barra al centro → tot angoli di pua;
 grad direz. giusta → comando in direz. opposta → ali inclinate.

Vinata richiede versaz. di C_u → anche necessita di conez. della
 spinta e meno che un accellioano di perdere quota durante
 la virata (in altri casi: appena decollati si virata grande,
 quando quota → si lascia l'aeroplano ad una $G > h$ decollo)

C_u lo regoliamo con la barra longitudinale (vario angolo di
 incidenza)

⇒ barra laterale, barra longitudinale, manetta per regolare
 la vinata

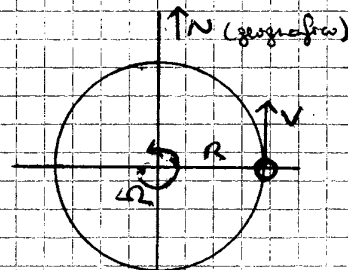
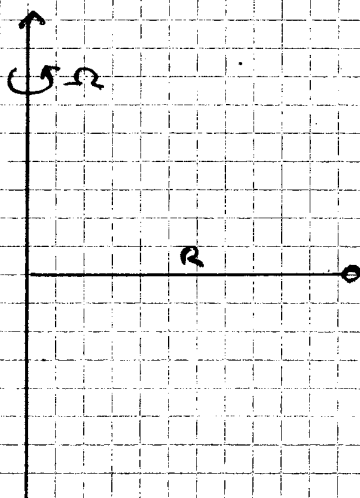
Eq. per il TG (per ME deve solo applicarle alla potenza e barata)

asse di vinata = asse immaginario allineato con asse vert. locale
 R = raggio di virata = dist. tra barcentro velivolo e asse di vinata
 velivolo percorre la virata a parametro cost

→ la vinata condotta è stazionaria, cioè $R = \text{cost}$, $V = \text{cost}$

$V = \Omega R$ → anche $\Omega = \text{vel. ang di vinata} = \text{cost}$

vista dall'alto la traiettoria
 è una circonferenza



ψ = angolo tra pua e N
 (virata completa $\psi = 360^\circ$)

qu $\psi = 0^\circ$

$\Omega = \dot{\psi}$ → derivata cost = raggio di
 virata Ω

Cond $L = W^*$ \Rightarrow virata corretta

\rightarrow lungo Y_B in m ha componenti di forza

Spotizzo di avere a bordo uno strumento detto obandometro



liquido all'interno per smorzare oscillaz. pallina
(di solito idrocarburi tipo benzina)

pallina si dispone secondo vertice opposto

\rightarrow pilota guarda opt. strum. per vedere se virata corretta
(pallina al centro)

Se virata sbagliata \rightarrow pilota usa pedale (timone) \rightarrow apre
o chiude la virata e riporta la pallina al centro (cambiando
angolo di prua e raggio virata)

Da ing. diciamo che la virata è corretta qnd $m_y = 0$

\rightarrow acc. attraverso il polo di testa a prua (no acc. lungo ass Y_B)

$L = W^*$ viene scomposto attraverso componenti di L :

$$L \cos \phi = W$$

$$L \sin \phi = F_c = mV\Omega$$

$$\frac{L \sin \phi}{L \cos \phi} = \tan \phi = \frac{mV\Omega}{mg} = \frac{V\Omega}{g} = \frac{\sin \phi}{\cos \phi} = \sqrt{\frac{\sin^2 \phi}{\cos^2 \phi}} = \sqrt{\frac{1 - \cos^2 \phi}{\cos^2 \phi}} = \sqrt{\frac{1}{\cos^2 \phi} - 1} = \frac{\Omega V}{g}$$

Ho che $\frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi} = \overset{\text{fattore di carico}}{\underset{\text{m}}{m}}$ (in crociera $m = 1$
in virata $m = \frac{1}{\cos \phi}$)

$$\text{Dunque } \sqrt{m^2 - 1} = \frac{\Omega V}{g}$$

$W^* > W \rightarrow$ a parità di velocità prua $>$ in virata rispetto
alla crociera \rightarrow dev. aumentare a in virata opp. cambia la
pressione dinamica \rightarrow la velocità (acc. prua della virata \rightarrow in
virata $V >$ rispetto a crociera)

$m = \text{cost}$ durante la virata

per virare $m > 1$

$$\text{coe } m = 1 \rightarrow \frac{1}{\cos \phi} = 1 \rightarrow \cos \phi = 1 \rightarrow \phi = 0 \rightarrow \text{velo dritto}$$

$\Omega = 0, R = \infty$

La velocità di stallo in virata è più grande di quella indicata sullo
anemometro (vale per volo diritto)

→ virata accentuata → $V_{stallo} \gg$

ma qst fa sì che possa insorgere stallo durante la virata

→ posso andare incontro alla vite.

→ Pilota fa 2 cose:

- controlla V_{stallo}
- aumenta V prima della virata.

$V = \sqrt{R} \rightarrow$ tentare per essere sicuri di tenermi lontano da condiz.
di stallo in virata sarebbe quello di virare a V molto alte
ma allora cresce $R \rightarrow R$ molto grande !!

(e alle volte nel' interno di ostacoli geografici → mi serve
 R piccolo → V devo tenerla bassa)

→ 2 necessità opposte:

- V alto → minor rischio di stallo
 - V basso → minor R
- } ⇒ devo arrivare ad un compromesso

$$T_m = D = \frac{L}{E} = \frac{mW}{E}$$

$$L = W / \cos \phi = mW$$

$$E = \frac{L}{W} \leftarrow \text{ancora vera in virata (e' aerodinamica e mi dipende dalle condiz. di volo)}$$

$$(T_m)_{m=1} = \frac{W}{E}$$

↑
volo
diritto

$$(T_m)_{m \neq 1} = \frac{mW}{E}$$

↑
virata

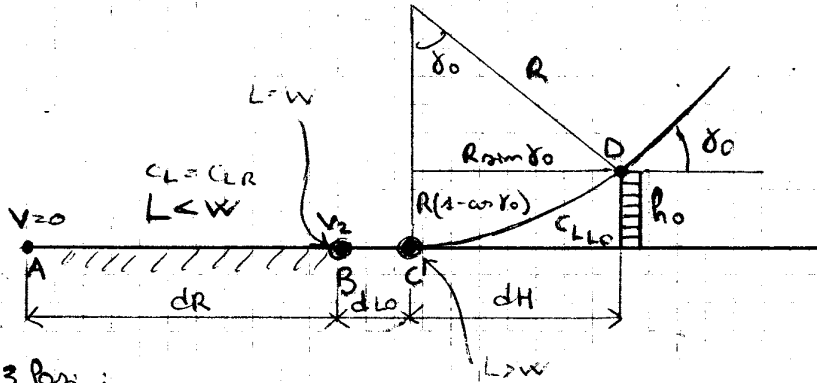
3 tipi di virata specifiche (virate ottime)

- α max → max angolo di abbandono compatibile col mantenim.
delle caratteristiche della virata diretta (vale fuori di 50°)
- α rateo max
- R min

Da leggere fa sù o.c. libro
virata che interina e
veloci militari
(minori tempi di puntamento)

qud circostanze
geografiche o
richiedono

DECOLLO (p. 149)



3 fasi:

- A → B) rollaggio
- B → C) lift-off = impulso
- C → D) fase di manovra

Manovra di decollo completata al pt D

$$d_{TO} = d_R + d_{L0} + d_H$$

↑
take off
= distanza
di decollo

A → B) fase accelerata (caso reale → acc. A → B)
modello calcolato con approccio conservativo → acc. solo in A → B)

v_2 = vel di decollo → caso reale in D
↳ modello in B

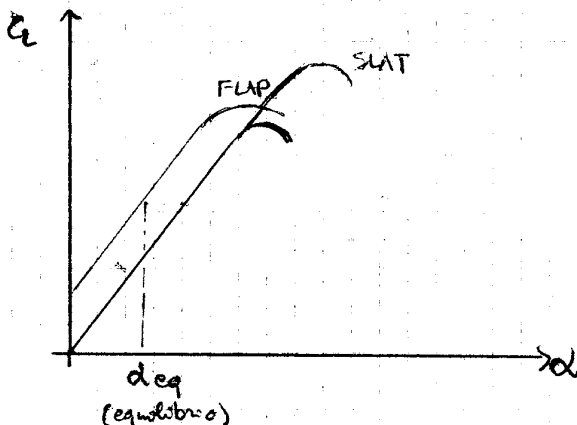
$$v_2 = 1,2 v_{min_{TO}} \text{ (resta lo stesso in } B \rightarrow C \text{ e } C \rightarrow D) =$$

$$= 1,2 \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{L_{max_{TO}}}}} \leftarrow \text{ipersostentatori}$$

Ipersostentatori:

- da bordo d'attacco (slat)
- da bordo di fuga (flap)

} usati in maniera combinata
(multi-manoeuvre flap inq)



a punto di deq coi flap

C_L aumenta (e aumenta anche

$\omega \rightarrow qst \approx pga$)

C → D) $L > W \rightarrow$ velocità guadagna quota \rightarrow solita

curva di solita e fatte dal pilota manualmente \rightarrow e sempre diversa
 ma nel modello dice che e un arco di circonferenza \rightarrow un'area
 meccanata \rightarrow aggio cost

⑤ \rightarrow fine decollo

parte ad $h_0 =$ quota di ostacolo (35 ft 20 le normative)

\rightarrow assuolo di eventuali ostacolo posti a fine pista viene garantito

Pista:

- qll di cemento \rightarrow run way
 - stop way (asfaltata)
 - clear way (di erba)
- } da usare in caso di emergenza.

R_0 dipende da R_0 (nella realtà viene richiesto R_0 con una certa
 dispersione, ma ang. solita a pendenza costante)

Rullaggio \rightarrow acceleraz.

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

\uparrow qll disponibile (-wit permoi + TG) \uparrow coeff d'attrito (consiglio su pista + resistenza avanzam.) \uparrow $R =$ Resistenza all'avanzamento

$\left. \begin{matrix} A \rightarrow \max \\ B \rightarrow \min = 0 \end{matrix} \right\}$ consideri variabili tra A e B

f dipende dal tipo di pista (asfalto, terra battuta, erba, non preparata)
 al crescere del parametro f
 la dist di rullaggio aumenta \sim
 (devo usare f giusto per calcolo dTO)

\uparrow
 f perdita prestazioni di decollo

$$R = D + f(W-L) = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + fW - f \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{LR} =$$

$$= \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D0} + k C_{LR}^2 - f C_{LR}) + fW$$

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

qll ottimale che minimizza la resistenza durante il rullaggio

C_{LR} dipende da $f \rightarrow$ se pista più brutta $\rightarrow f > \rightarrow C_{LR} >$

$$\Rightarrow R_{\text{ott}} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left(C_{D0} + k \frac{f^2}{4k^2} - f \frac{f}{2k} \right) + fW =$$

$$\text{ottima} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left(C_{D0} - \frac{f^2}{4k} \right) + fW$$

$$d_{L0} = v_2 \cdot \Delta t_{L0}$$

$$\Delta t_{L0} = \textcircled{1} + \textcircled{3} \text{ s} \quad \leftarrow \text{giocato sulle merzie}$$

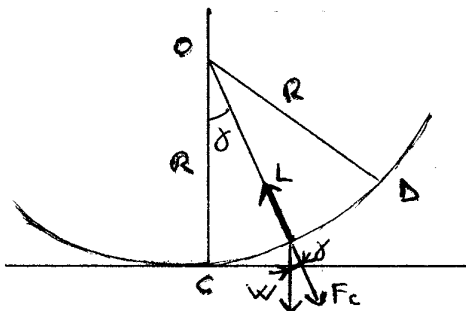
$\begin{matrix} \uparrow & \uparrow \\ \text{aerei} & \text{aerei} \\ \text{leggeri} & \text{pesanti} \end{matrix}$
 merzie $\rightarrow \rightarrow \Delta t_{L0} >$ (merzia ritarda la rotta del velivolo sul conello)

Δt_{L0} dato in base a consideraz. empiriche (a occhio) sulla categoria del velivolo

$$d_H = R \sin \gamma_0 = R \sqrt{1 - \cos^2 \gamma_0}$$

$\begin{matrix} \uparrow \\ \text{incognite} \end{matrix}$
 $\quad h_0 = R(1 - \cos \gamma_0)$

e la 3^a eq? la ricavo dal modello della richiesta a raggio costante! 💡



$v \neq \text{cost}$ (risparm. si faccio tutto il giro) ma a noi interessa solo il tratto inferiore \rightarrow consideriamo trascurabile le variaz. di velocità. Su velivolo agiscono:

- peso w
- portanza L
- forza centrifuga F_c

Nel pt $\textcircled{C} \rightarrow \delta = 0$ (qll che varia della variaz. di velocità)

\rightarrow eq. equilibrio

$$\textcircled{C} \quad L = F_c + W = m \frac{v^2}{R} + mg = m \frac{v^2}{R} + W$$

$$\frac{L}{W} = 1 + \frac{v^2}{gR} = m = \frac{L_{L0}}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho v_{i,2}^2 S C_{L0}}{\frac{1}{2} \rho v_{\text{min},0}^2 S C_{L_{\text{max},0}}}$$

v_{min} massima
 un legame col
 peso strutturale
 $C_{L_{\text{max}}}$

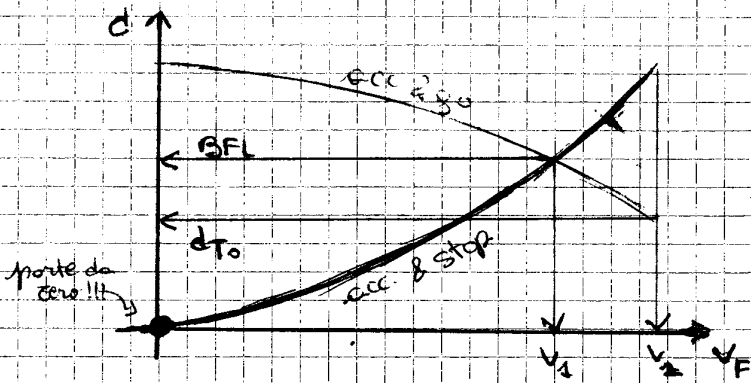
$$= \frac{(1,2 v_{\text{min}})^2 \cdot 0,8 C_{L_{\text{max},0}}}{v_{\text{min}}^2 C_{L_{\text{max},0}}} = (1,2)^2 \cdot 0,8 = 1,15$$

quindi $m = 1 + \frac{v^2}{gR} = 1,15$

\rightarrow ricavo R lo metto in $h_0 = R(1 - \cos \gamma_0)$ trovo $\cos \gamma_0 \rightarrow$ trovo d_H

$$d_{T0} = d_R + d_{L0} + d_H$$

Avaria vicino ad A → freno → 50-100m e siamo fermi
 Avaria vicino a B → acc freno la lunghezza di pista impegnata < →
 lunghezza di atterraggio minimale.



d = lunghezza pista impegnata
 in base alla strategia scelta dal pilota

(v_1 circa 10% più
 bene di v_2)

(Avaria avviene a $v_{max} = v_2$:
 - acc & stop → lunghezza di pista < d_{10} nominale
 - acc & go → lunghezza di pista >> d_{10} nominale (d_{10})

Pt di pareggio → intersezione delle due curve → v_1 = vel di decisione

→ lunghezza di pista **BFL** (balanced field length)

↑
 va confrontata con lunghezza reale della pista!!!

Se pista lunga am BFL → può operare in sicurezza

- sotto v_1 → acc & stop
 - sopra v_1 → acc & go
- } amq lunghezza < BFL

Tradizionalmente, il 2° pilota decide v_1 quindi se si avvicina il 1°
 oltre il freno ma esistono più
 (tradizionalmente, la mano nella manetta ce l'hanno entrambi)

def v_1 :

la velocità di decisione v_1 è la velocità alla quale un' avaria al motore critico comporta un impegno di pista identico sia nel caso in cui il pilota ~~decide~~ prosegue la manovra di decollo (ACC & GO) sia nel caso in cui egli decida di arrestarsi al momento (ACC & STOP) da lunghezza di pista corrispondente e detta "lunghezza di pista bilanciata" o BFL (Balanced Field length)

Se impatto violento $\rightarrow d_R <$ perché cancelli danneggiato
 Se pilota ricorda a un' altezza $> d_0$ \rightarrow effetto
 molo \rightarrow aereo galleggia sul molo $\rightarrow E >$ $\rightarrow d_R >$ anche
 di q/c centomila di metri \rightarrow c'è uno dei dantoni nelle
 oli per diminuire l'efficienza \rightarrow contatta al molo

d_S calcolata assumendo deceleraz. cost.

$$d_S = \frac{V_3^2 / 2}{dv/dt} = \frac{V_3^2}{2g \mu_x}$$

μ_x ← fattore di carico
 di deceleraz.
 ($\approx 0,2 - 0,3$ qnd inchiodo su auto)

MA nessuno scivola i freni a fondo corsa!

(i freni sono costantinamente!! \rightarrow frenatura parziale/teata)
 $\rightarrow d_S$ nella realtà $<$.

IDROVOLANTE \rightarrow da soli (p. 194)