MECCANICA DEL VOLO - MODULO PRESTAZIONI

Esame scritto del 24 Novembre 2011 – Tempo a disposizione 2 ore e 50 minuti

PARTE 1 (tempo indicativo 1 ora) **10 PUNTI (2.5 a domanda)**

1-1 Parlare del punto P della polare parabolica ed specificare la sua importanza fisica individuandolo sulle curve di spinta necessaria e potenza necessaria al volo orizzontale (polari tecniche) al variare della quota. Dimostrare che nel punto P si ha CD=n*CDo (determinare n).

1-2 Partendo dalle forze agenti, ricavare la relazione per il calcolo del rateo di salita un velivolo e descrivere l'odografo del volo in salita. Che si intende per assetto (e velocità) di salita ripida e di salita rapida ? Che cos'è la quota di tangenza teorica (*absolute ceiling*) ? E quella di tangenza pratica (*service ceiling*) ?

1-3 Ricavare l'espressione del raggio di virata mostrando graficamente le forze agenti sul velivolo in virata

1-4 Descrivere il principio di funzionamento di un'elica. Come varia il rendimento propulsivo di un'elica (passo fisso e passo variabile) ? Da chi dipende ? Cos'è il rapporto di avanzamento ? Descrivere attraverso schemi grafici come le forze aerodinamiche sulla pala producono spinta e coppia resistente e giustificare la curva per elica a passo fisso ed a passo variabile.

PARTE 2 (tempo orient. 2 ore) **ELICA 11 PUNTI (3 per a e b e 2.5 per c e d); JET 9 PUNTI**

Dato un velivolo monomotore ad elica tipo Cessna 172 caratterizzato dai seguenti dati :

W=1200 Kg $S=16.17\ m^2$ b=11 m CDo=0.025 e=0.80 CL_{MAX} (pulito) = 1.50

W_f (peso combustibile) = 150 Kg

Π_{ao} = 160 hp η_P = (rendimento elica) =0.7 SFC=0.6 lb/(hp h)

(Motore a pistoni, motoelica).

Per alcuni calcoli bisogna considerare un particolare punto caratteristico della polare.

a) Valutare i punti caratteristici DELLA POLARE (CL, CD, E) e velocità, spinta e potenza necessarie in tali punti alla quota di crociera di 4000 m (Fare una tabellina riepilogativa)
b) Valutare la velocità massima in volo livellato col metodo iterativo alla quota di 4000 m.
c) Valutare il massimo rateo di salita del velivolo al livello del mare
d) Valutare il minimo raggio di virata assumendo n_{MAX}=2.5

Dato un velivolo **a getto** BIMOTORE tipo Boeing 737 caratterizzato dai seguenti dati

W=70000 Kg $S=120\ m^2$ b=34 m CDo=0.020 e=0.80 CL_{MAX} (pulito) = 1.40 CL_{MAX_TO}=2.0

W_f (peso combustibile) = 16000 Kg

T_o = (spinta massima al decollo di ogni motore turbofan) 11000 kgf => T_{o_TOT}= 22000 kgf

SFCJ=0.6 lb/(lb h)

e) Valutare al livello del mare ed **in condizioni di 1 motore inoperativo**:
- il massimo rateo di salita del velivolo ed , il corrispondente angolo di salita.

Assumere il punto caratteristico più idoneo per la velocità ed utilizzare il diagramma assegnato per il calcolo della spinta disponibile (usando un fattore riduttivo pari a 0.90 rispetto alla massima spinta in decollo).

f) Calcolare la corsa di decollo (corsa al suolo + involo) del velivolo considerando la spinta in corrispondenza di 0.7 V_{LO} (con V_{LO}=1.1 V_{S_TO}) dal grafico e considerando tutte le forze agenti mediamente costanti e pari al loro valore in corrispondenza di $V = 0.70 \cdot V_{LO}$.

Si assumano i seguenti dati :

ΔCDo (carrelli + flap) = 0.020 K_{ES} (riduzione resistenza indotta per effetto suolo) = 0.80

μ = coeff attrito volvente =0.030 CL_G (CL di rullaggio) = 0.60

Assumere, per la corsa di involo, una velocità media pari a 1.15 V_{S_TO} e un fattore di carico pari a 1.19.

Per la corsa al suolo partire dalla relazione :

$$S_G = \int_0^{V_{LO}} dS = \int_0^{V_{LO}} \frac{VdV}{a}$$ e legare l'accelerazione a tutte le forze agenti

Assumere l'integrando (accelerazione) costante (metodo 2 degli appunti) e pari al valore in corrispondenza di V=0.70 V_{LO}. Ai fini della stima del valore della spinta dei motori turbo fan alla velocità di riferimento (V=0.70 V_{LO}) usare il grafico dato (SPINTA TURBOFAN IN DECOLLO).

FORMULE E GRAFICI DA CONSULTARE

Tabella Aria tipo

Alt.	Temp.	Temp. Ratio	Press.	Press. Ratio	Density	Density Ratio	Coeff. of Viscosity	Speed of Sound
h (m) Geopotential	T (^{0}K)	θ	p (N/m^2)	δ	ϱ (Kg/m^3)	σ	μ (N − sec/m^2) (x10^{-5})	V_a (m/sec)
0	288.2	1.0000	101,325	1.0000	1.2250	1.0000	1.789	340.3
500	284.9	0.9888	95,460	0.9421	1.1673	0.9529	1.774	338.4
1,000	281.7	0.9775	89,874	0.8870	1.1116	0.9075	1.758	336.4
1,500	278.4	0.9662	84555	0.8345	1.0581	0.8637	1.742	334.5
2,000	275.2	0.9549	79495	0.7846	1.0065	0.8216	1.726	332.5
2,500	271.9	0.9436	74682	0.7371	0.95686	0.7811	1.710	330.6
3,000	268.7	0.9324	70108	0.6919	0.90912	0.7421	1.694	328.6
3,500	265.4	0.9211	65764	0.6490	0.86323	0.7047	1.678	326.6
4,000	262.2	0.9098	61640	0.6083	0.81913	0.6687	1.661	324.6
4,500	258.9	0.8985	57728	0.5697	0.77677	0.6341	1.645	332.6
5,000	255.7	0.8872	54019	0.5331	0.73612	0.6009	1.628	320.5
5,500	252.4	0.8760	50506	0.4985	0.69711	0.5691	1.612	318.5
6,000	249.2	0.8647	47181	0.4656	0.65970	0.5385	1.595	316.4
6,500	245.9	0.8534	44034	0.4346	0.62384	0.5093	1.578	314.4
7,000	242.7	0.8421	41060	0.4052	0.58950	0.4812	1.561	312.4
7,500	239.4	0.8309	38251	0.3775	0.55662	0.4544	1.544	310.2
8,000	236.2	0.8196	35599	0.3513	0.52517	0.4287	1.527	308.1
8,500	232.9	0.8083	33099	0.3267	0.49509	0.4042	1.510	305.9
9,000	229.7	0.7970	30742	0.3034	0.46635	0.3807	1.492	303.8
9,500	226.4	0.7857	28523	0.2815	0.43890	0.3583	1.475	301.6
10,000	223.2	0.7745	26436	0.2609	0.41271	0.3369	1.457	299.5
10,500	219.9	0.7632	24474	0.2415	0.38773	0.3165	1.439	297.3
11,000	216.7	0.7519	22632	0.2234	0.36392	0.2971	1.422	295.1
11,500	216.7	0.7519	20916	0.2064	0.33633	0.2746	1.422	295.1
12,000	216.7	0.7519	19330	0.1908	0.31083	0.2537	1.422	295.1

CONVERSIONE

Lunghezze

1 nm = 1852 m = 1.852 Km 1 Km=0.540 nm

1 inch = 2.54 cm 1 ft = 0.3048 m 1m = 3.2808 ft

Velocita'

1 kts = (nm/hr) = 1.852 Km/hr

1 ft/sec = 1.09728 Km/hr 1 ft/sec = 0.5925 Kts 1 Kts = 1.688 ft/sec

1 ft/min = 0.009875 Kts

Pesi o forze

1 Kp =9.81 N 1 lb = 0.45359 Kp 1 Kp = 2.2046 lbs

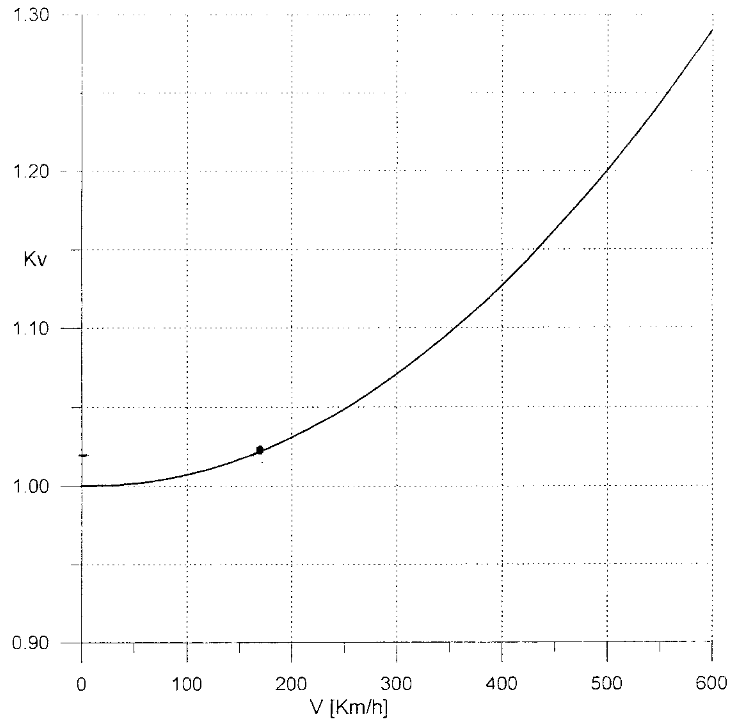
Pressione

1 psf = (lbs/ft^2) = 4.8824 kp/m^2 1kg/m^2 = 0.20482 psf 1 psf = 47.88 N/m^2

1 Pa = 1 N/m^2 = 0.02088 psf

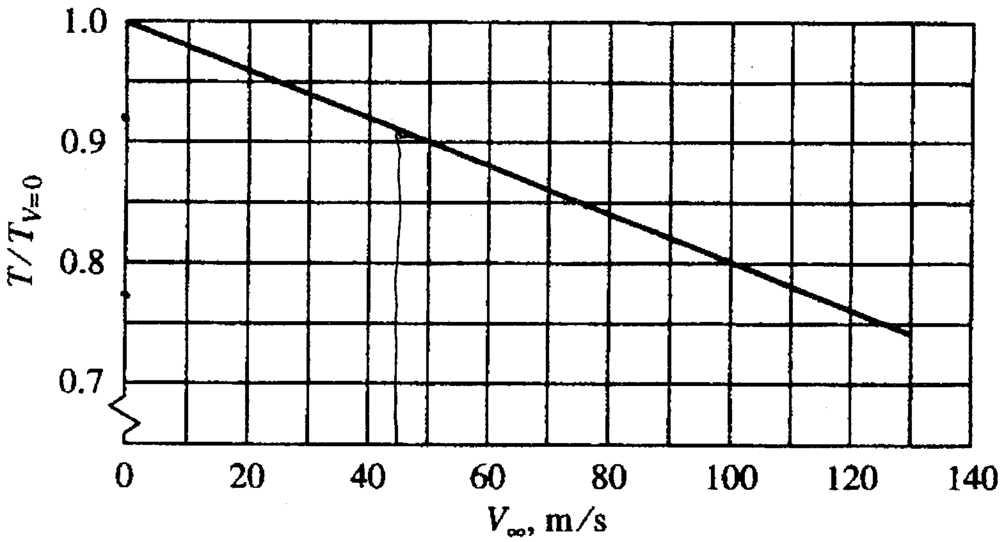
Potenze

1 Hp = 746 W = 0.746 KW 1 KW = 1.34 Hp



EFFETTO RAM MOTORE TURBOELICA

Leggere Valore Kv dal grafico



Fattore riduzione spinta TURBOFAN IN DECOLLO e SALITA (basse quote)

(per la salita moltiplicare per un ulteriore fattore riduttivo pari a 0.90)

24/11/11

[redacted]

VOTO 30 LODE

ESAME SCRITTO - PRESTAZIONI

- PARTE 1 -   TEORIA:

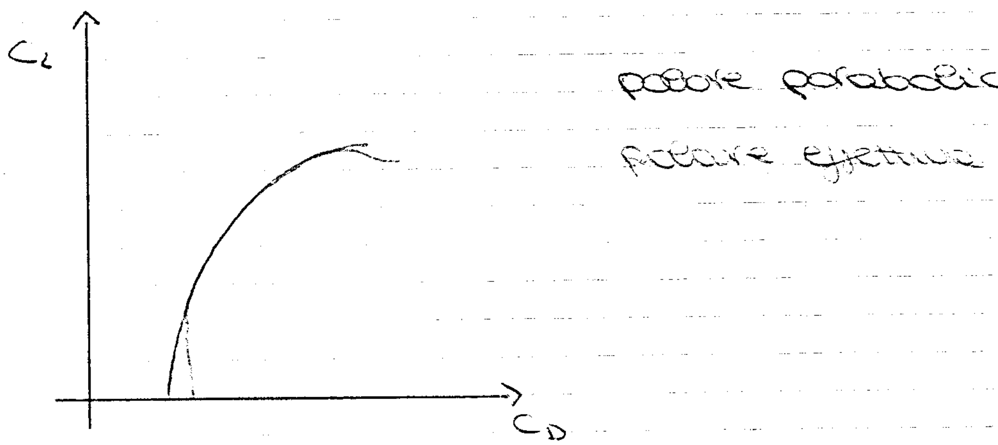
1.1 La polare parabolica è la curva che descrive il C_L in funzione del C_D. Essa ha la seguente equazione:

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 \qquad [1]$$

↳ con $K = \frac{1}{\pi AR e}$

• In realtà la reale relazione tra C_L e C_D sarebbe descritta da una parabola ad asse traslato, tuttavia per assetti di crociera, quindi né troppo bassi, né troppo alti, la [1] è un'ottima approssimazione.

• Andiamo a vedere graficamente la differenza tra le due polari



• Sulla polare parabolica possiamo individuare 3 punti caratteristici

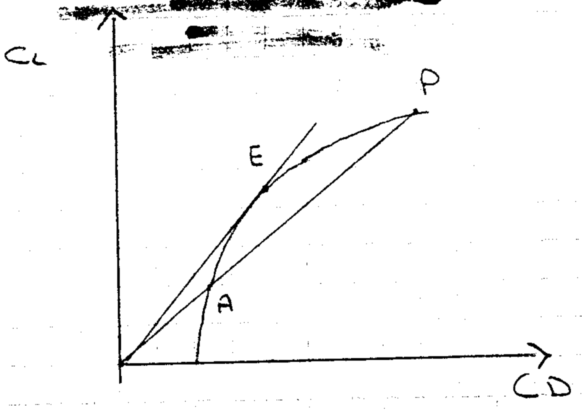
E → punto di massima efficienza

P → punto di minima potenza necessaria

A → punto di massima autonomia per velivoli a getto.

. Andiamo a visualizzare questi punti sulla polare.

[redacted]



· Il punto P e A sono sulla stessa retta passante per l'origine perchè caratterizzati dalla stessa efficienza.

· Il punto P è il punto di minima potenza necessaria al volo orizzontale.
Esso è caratterizzato dal massimo $\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$. Andiamolo a dimostrare.

$$\Pi = T \cdot V = D \cdot V$$

· Dalle equazioni del moto livellato

$$L = W \quad [2]$$

$$T = D \quad [3]$$

· Per cui

$$\Pi = D \cdot V = \frac{D}{W} \cdot W \cdot V = \frac{D}{L} \cdot W \cdot V$$

$W = L$

$$\text{ma} \quad \frac{D}{L} = \frac{\cancel{1/2 \rho V^2 S} C_D}{\cancel{1/2 \rho V^2 S} C_L} = \frac{C_D}{C_L}$$

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

$$\text{Per cui} \quad \Pi = W \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \cdot \frac{1}{\frac{C_L}{C_D}}$$

$$\Pi_n = W^{3/2} \frac{1}{\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)} \sqrt{\frac{2}{\rho S}}$$

3

- Quindi minimizzando la potenza necessaria

$$(\Pi_n)_{min} = W^{3/2} \frac{1}{\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{max}} \sqrt{\frac{2}{\rho S}}$$

- Andiamo a dimostrare le relazioni tra il C_L, C_D e C_{D0}.

$$\Pi = D \cdot V = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_D$$

- per l'espressione della polare $C_D = C_{D0} + K C_L^2$

$$\Pi = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D0} + \frac{1}{2} \rho V^3 S K C_L^2$$

$$\Pi = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D0} + \frac{2 K W^2}{\rho S V}$$

- Posto $$a = \frac{1}{2} \rho S C_{D0}$$

$$b = \frac{2 K W^2}{\rho S}$$

$$\Pi = a V^3 + \frac{b}{V}$$

- Per minimizzare la potenza derivo e pongo uguale a zero:

$$3 a V^2 - \frac{b}{V^2} = 0$$

$\Rightarrow \; 3 C_{D0} = K C_L^2$

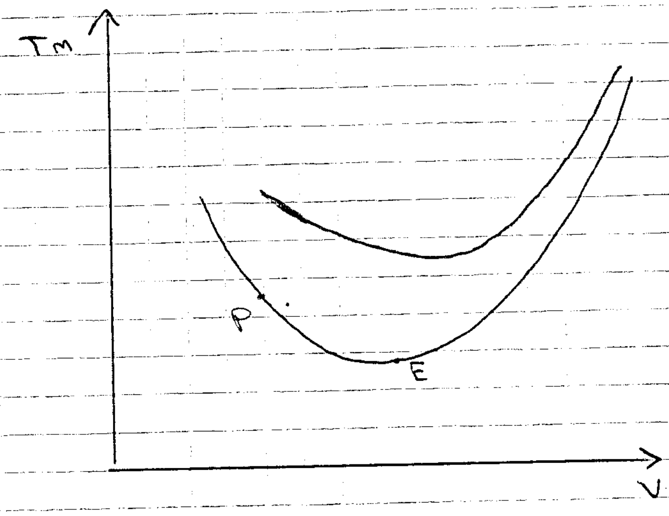
Per cui, nel punto P, le relazioni saranno:

$$C_{L_P} = \sqrt{\frac{3 C_{D0}}{K}} = \sqrt{3 \pi AR e C_{D0}} = \sqrt{3}\, C_{LE}$$

$$C_{D_P} = C_{D0} + 3 C_{D0} = \underline{4 C_{D0}} = 2 C_{DE}$$

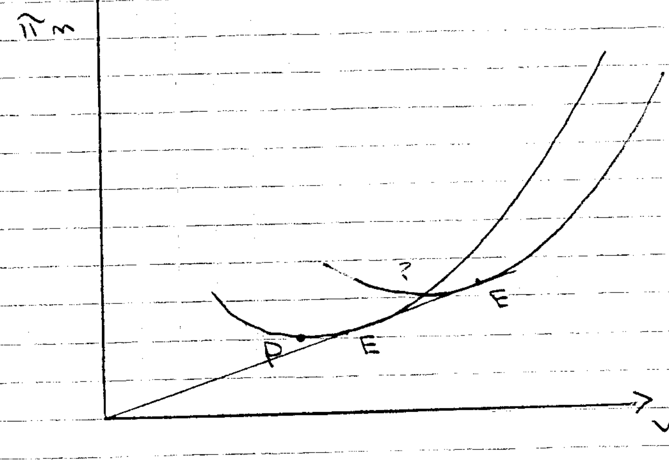
$$E_P = \frac{C_{LP}}{C_{DP}} = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{max}.$$

· Andiamo a visualizzare il punto P sulle polari tecniche, cioè sui diagrammi di spinta e potenza necessaria al volo orizzontale



variazione quota.

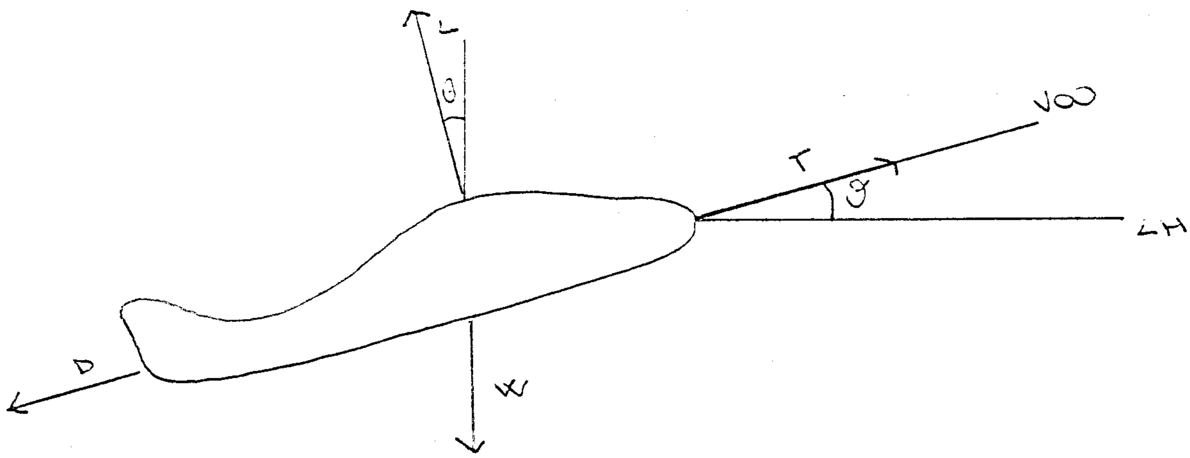
→ al variare della quota la curva si sposta verso l'alto a causa della dipendenza lineare di T da ρ e meno verso destra per la variazione di V con $\sqrt{\rho}$



P è il minimo della curva della potenza

1.2

- In un velivolo in salita la direzione della corrente asintotica forma un angolo θ, detto ANGOLO DI RAMPA, con l'orizzontale locale.
- Vediamo graficamente le forze in gioco.



- Portanza e Resistenza sono rispettivamente perpendicolare e parallela alla direzione della corrente asintotica mentre il peso è perpendicolare all'orizzontale locale.

- Per cui le equazioni del moto saranno:

$$L = W \cos\theta \qquad [1]$$

$$T = D + W \sin\theta \qquad [2]$$

- Quindi la portanza sarà minore del volo orizzontale mentre la spinta sarà maggiore in quanto deve equilibrare anche una componente del peso.

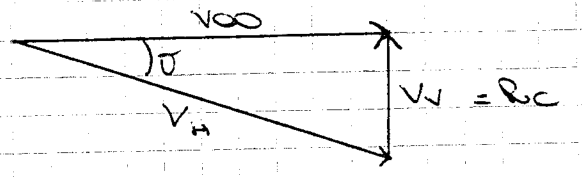
Dalla [2] portando D al primo membro e dividendo tutto per W ho

$$\frac{T-D}{W} = \sin\theta \qquad [3]$$

- Per $\theta \ll 1$ ho $\sin\theta \approx \theta$, per cui l'angolo di rampa sarà:

$$\theta = \frac{T-D}{W} \quad [3]$$

• Per RATEO DI SALITA si intende la velocità verticale del velivolo.
Essa graficamente è:



• Come si vede dalla figura $R_C = V_\infty \sin\theta$, per cui ricaviamo questa espressione dalla [3] moltiplicando tutto per V

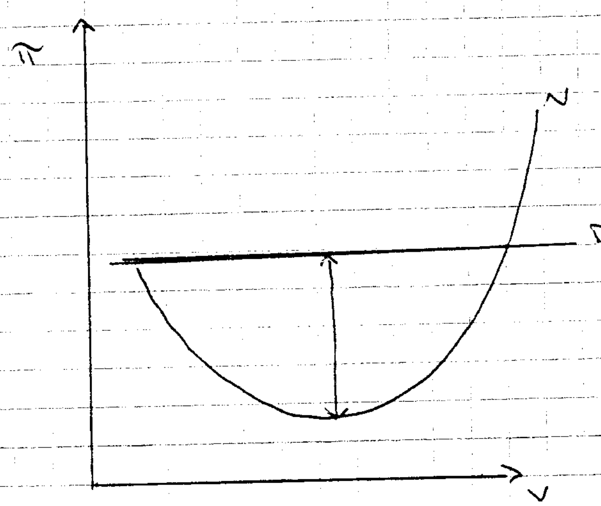
$$V \sin\theta = RC = \frac{TV - DV}{W}$$

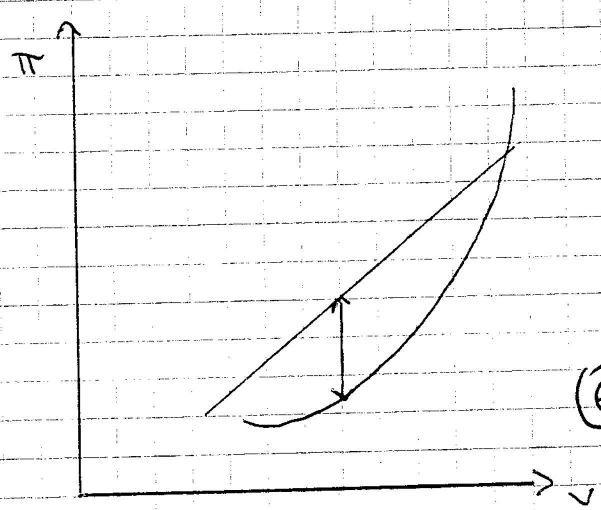
→ TV : potenza disponibile

→ DV : potenza necessaria

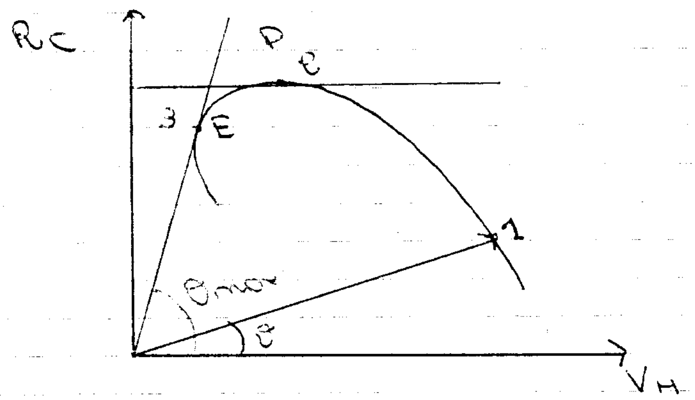
→ $$R_C = \frac{\text{eccesso di potenza}}{\text{peso}} = \frac{\Pi_d - \Pi_n}{W}$$

• In realtà questa relazione è valida nel caso di volo orizzontale (L=W, T=D) tuttavia per piccoli angoli di rampa può essere considerata corretta.
• Analizziamo e visualizziamo questo sui diagrammi di potenza necessaria e sufficiente per velivoli ad elica e poi a getto





· Un diagramma molto importante in termini di rateo di salita è il diagramma velocità verticale in funzione della velocità orizzontale detto ODOGRAFO



Se tracciamo una semiretta dall'origine essa intersecherà l'odografo in un punto ad esempio 1.

l'angolo da essa formato con l'asse delle ascisse sarà proprio l'angolo θ poiché il seno di quell'angolo è RC e il coseno V_H.

· Questo angolo sarà massimo nel punto 3 dove la retta passante per l'origine è tangente all'odografo. Questo è il punto E, poiché θ max quando D è minimo, come si vede dalla seguente relazione

$$\theta = \frac{T-D}{W}$$

$$\Rightarrow \theta_{max} = \frac{T-D_{min}}{W}$$

· Mentre il punto 2 è il punto in cui ho il massimo rateo di salita. Dalla seguente relazione

$$RC = \frac{TV - DV}{W}$$

▷ Possiamo vedere che Rc_{max} quando $(DV)_{min}$, cioè in P, dove è appunto minima la potenza necessaria.

Per l'approssimazione di cui sopra, in realtà il massimo rateo di salita per velivoli a getto si verifica ad assetti minori, quindi a velocità maggiori del punto E

· Per ASSETTO di salita RAPIDA si intende quando è massimo RC, quindi nel punto P la cui descrizione è stata appena fatta

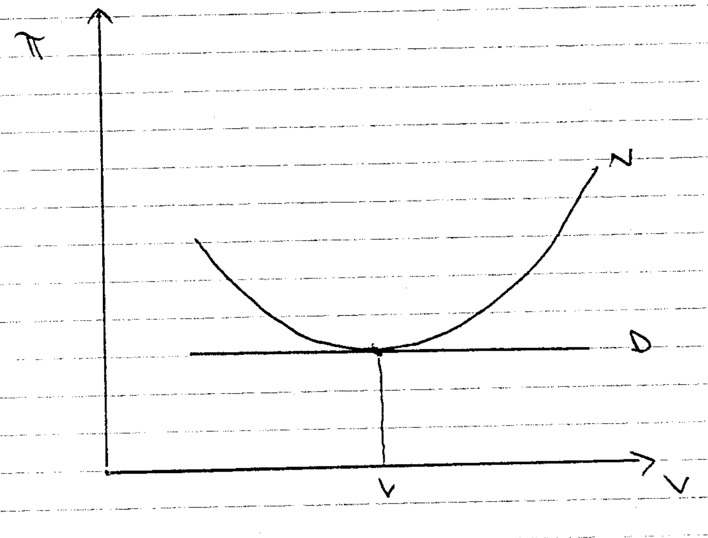
Per ASSETTO DI SALITA RIPIDA si intende un volo in salita con θ massimizzato, quindi nel punto E di cui si è già parlato.

Come si può notare questi due assetti non coincidono

Quota di tangenza
Abbiamo definito il RATEO di SALITA come la differenza tra la potenza disponibile e quella necessaria.

⇒ Sia per velivoli a getto che per velivoli ad elica RC_{max} diminuisce all'aumentare della quota.

Ci sarà quindi una quota tale che $RC_{max} = 0$ in quanto la curva di Π_d e Π_n saranno tangenti in un punto. Quella è l'unica velocità di volo possibile in quell'assetto.



· Molto più utile ai fini pratici è la quota di tangenza pratica (service ceiling) che si definisce la quota alla quale

$RC_{max} = 0.5 \ m/s$.

Quando in un velivolo agisce una forza laterale esso non sarà più in volo rettilineo ma subirà una VIRATA:

-> Ci sono tre tipi di virata:

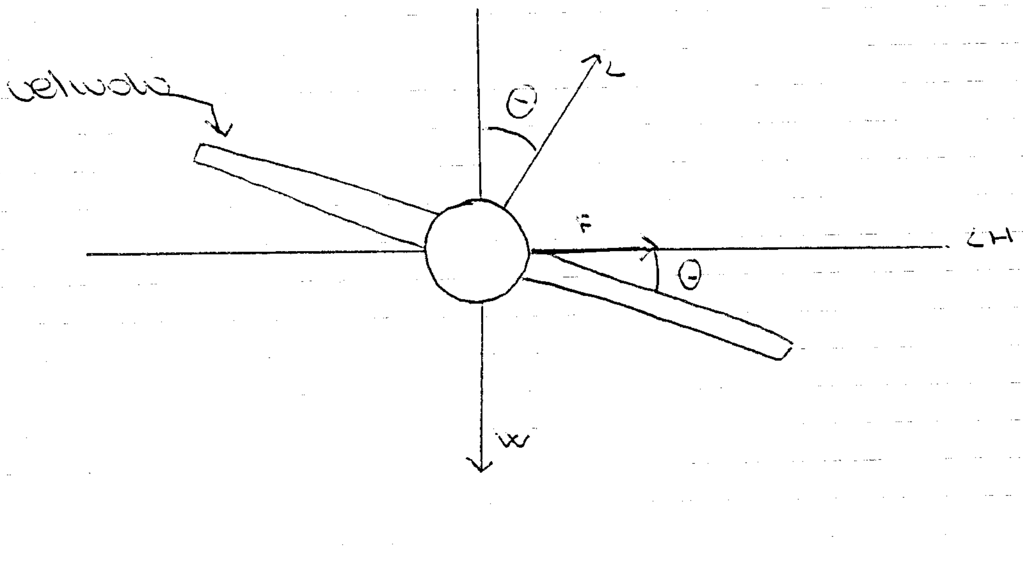
* VIRATA LIVELLATA
* AFFONDATA
* PICCHIATA.

Andiamo ad esaminare questi casi nel dettaglio:

VIRATA LIVELLATA

Nel caso della virata livellata le ali del velivolo formano un angolo Θ (angolo di virata) con l'orizzontale locale:

-> Andiamo a vedere le forze in gioco:



La portanza formerà con l'orizzontale locale un angolo di $90° - \Theta$.

Si può vedere che

$$W = L\cos\Theta$$

L e W formeranno una forza risultante F diretta orizzontalmente che, come si evince anche dal disegno, sarà:

$$F = \sqrt{L^2 - W^2} \quad [1]$$

· Introducendo il FATTORE DI CARICO $n = \frac{L}{W}$ e moltiplicando e dividendo per W ho

$$F = W\sqrt{n^2-1} \quad [2]$$

. Sul velivolo la forza risultante deve anche essere uguale all'accelerazione centrifuga

$$F = \frac{W}{g}\frac{V^2}{R} \quad [3]$$

- Quindi eguagliando [2] e [3] e risolvendo rispetto a R

$$W\sqrt{n^2-1} = \frac{W}{g}\frac{V^2}{R}$$

$$\Rightarrow R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2-1}} \quad [4]$$

RAGGIO DI VIRATA

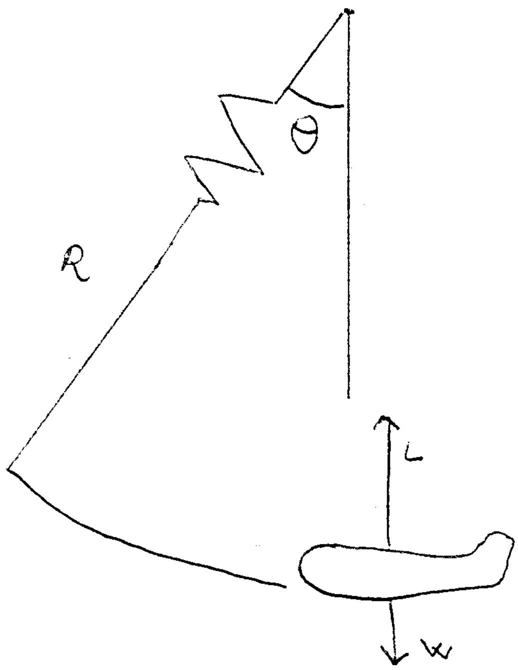
. Mentre il rateo di virata è definito come segue

$$\omega = \frac{d\theta}{dt} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V} \quad [5]$$

RATEO DI VIRATA

AFFONDATA

• Un velivolo subisce un'affondata se subisce un improvviso aumento di portanza che lo porta a deviare la sua traiettoria rettilinea, curvandola.



Per cui in questo caso la forza in gioco sarà

$$F = L - W \quad [6] \quad \Rightarrow F = W(n-1)$$

$$F = \frac{W}{g}\frac{V^2}{R} \quad [7]$$

$$[6]=[7] \Rightarrow W(n-1) = \frac{W V^2}{R g}$$

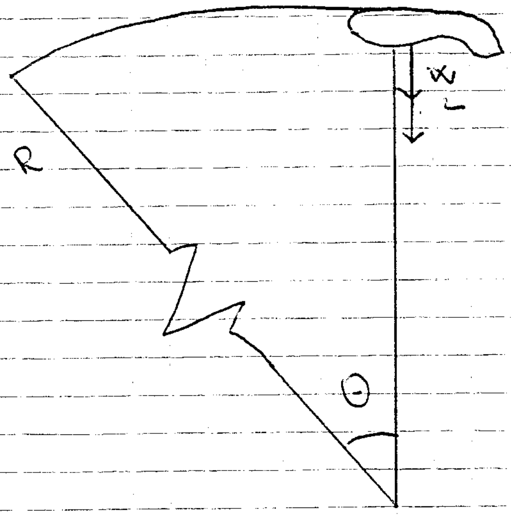
da cui

$$R = \frac{V^2}{g(n-1)} \quad [8]$$ RAGGIO DI AFFONDATA

$$\omega = \frac{g(n-1)}{V} \quad [9]$$ RATEO DI AFFONDATA

PICCHIATA

Un aereo è in picchiata quando sale fino a trovarsi in situazione capovolta e avere così portanza e peso nella stessa direzione il che provocherà una traiettoria curvilinea



Il percorso è analogo al discorso già fatto

$$F = W + L = W(n+1) \quad [10]$$

$$F = \frac{W}{g}\frac{V^2}{R} \quad [11]$$

$[10] = [11]$ $$W(n+1) = \frac{WV^2}{gR}$$

$$\Rightarrow R = \frac{V^2}{g(n+1)} \quad [12]$$

$$\Rightarrow \omega = \frac{g(n+1)}{V} \quad [13]$$

• Se $n \gg 1 \Rightarrow n+1 \simeq n-1 = 1$

• Perciò le espressioni del raggio di virata ([4], [8], [12]) e del rateo di virata ([5], [9], [13]) si uniformeranno con due espressioni uniche più approssimate

RAGGIO DI VIRATA $\qquad R = \frac{V^2}{g n} \qquad [14]$

RATEO DI VIRATA $\qquad \omega = \frac{g n}{V} \qquad [15]$

• Un velivolo per avere migliori prestazioni deve massimizzare il RATEO DI VIRATA e minimizzare il RAGGIO DI VIRATA.

Vediamo come fare.

Poiché $V^2 = \frac{2L}{\rho S C_L} \qquad n = \frac{L}{W} \Rightarrow L = n \cdot W$

• Modifichiamo eq. [14] e [15] per esplicitarne le dipendenze:

$$R = \frac{2L}{\rho S C_L g n} = \frac{2}{\rho C_L g}\left(\frac{W}{S}\right)$$

$$\omega = \frac{g n}{\sqrt{\frac{2L}{\rho S C_L}}} = \frac{g n}{\sqrt{\frac{2 n W}{\rho C_L S}}}$$

• Quindi va massimizzato il C_L e minimizzato il carico alare $\frac{W}{S}$.

• A bassa velocità n è funzione di C_L

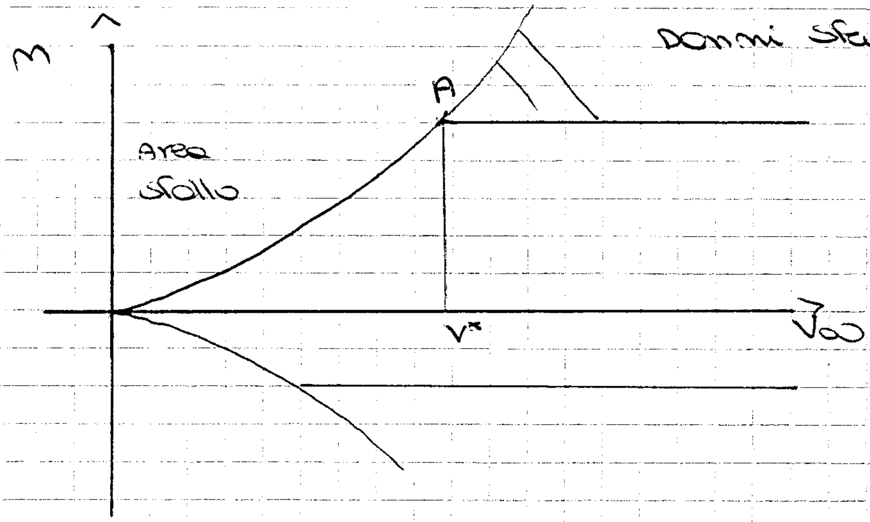
$$n = \frac{L}{W} = \frac{1/2\, \rho V^2 S C_L}{W}$$

$\Rightarrow$ ma ad alte velocità n è limitato dalla struttura del velivolo.

Infatti fino ad una velocità V^* detta velocità critica

al massimo ~~cl~~ corrisponde il massimo n.
Con $V > V^*$ ~~non~~ possiamo raggiungere C_L max poiché la pressione dinamica provocherebbe danni strutturali all'aereo.

Questo si può vedere dal seguente grafico:



nel punto A ho il max C_L e max n.

1.4

Un'elica è un'ala svergolata posta perpendicolarmente all'asse longitudinale dell'aereo

Essa genera una forza portante in avanti ed è soggetta alle medesime resistenze dell'ala.

• Un parametro di estrema importanza nell'elica è il suo rendimento definito come segue

$$\eta = \frac{\Pi_d}{\Pi_m}$$

Poiché $\Pi_d > \Pi_m \Rightarrow \eta < 1$

• Si può dimostrare che il rendimento è funzione del rapporto di avanzamento dell'elica (J)

$$\eta = \eta(J)$$

Con J definito come segue

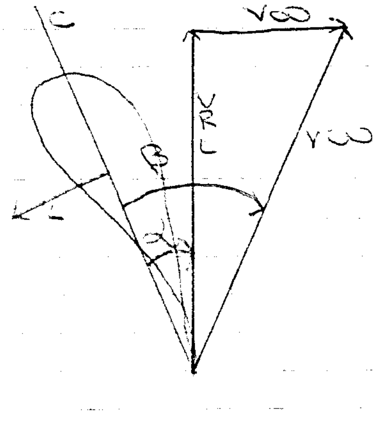
$$J = \frac{V_\infty}{ND}$$

→ V_∞: velocità asintotica della corrente

→ N: numero di giri al secondo dell'elica

→ D: diametro dell'elica.

• Vediamo graficamente il funzionamento dell'elica:
Se V_∞ è sufficientemente piccola, l'elica genera una portanza positiva



→ V_{rL}: velocità relativa loca

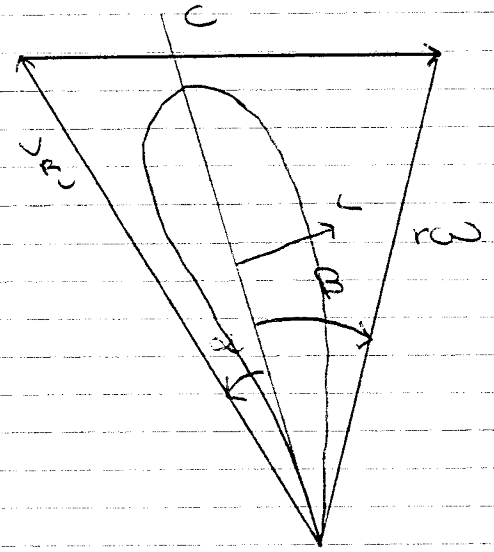
→ $V_{r\omega}$: vettore legato alla rotazio

→ c: corda

→ α: angolo di attacco (tra c e V_{rL})

→ β: angolo di passo (tra c e $V_{r\omega}$)

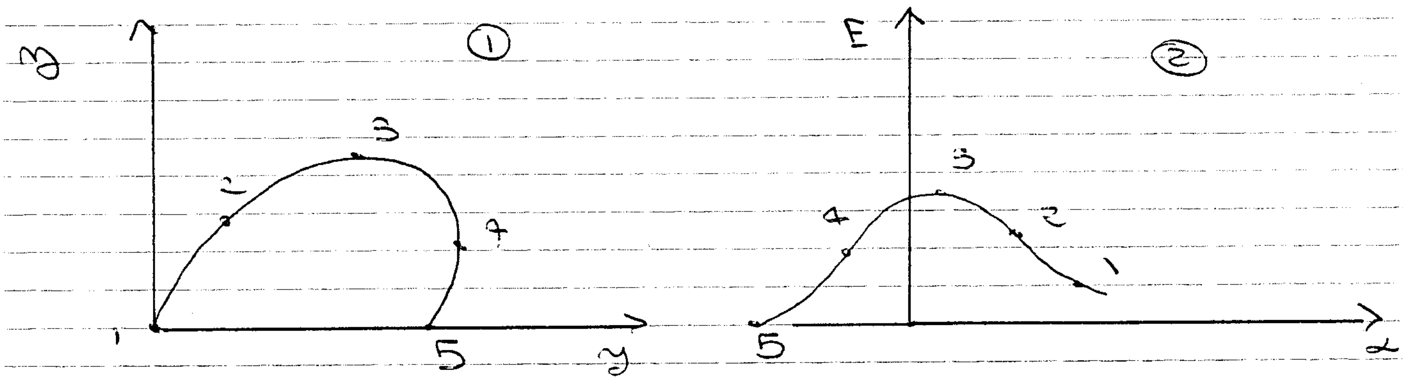
Vediamo il caso in cui V_∞ è più grande.
β cresce, mentre α diventa negativo, così come la portanza.



Esistono eliche a passo fisso (con β costante) e a passo variabile (con β che varia). Esaminiamo i due casi.

Nel caso di un'elica a passo fisso vediamo il grafico di η in funzione di J.

$\Rightarrow$ Per meglio comprendere questo grafico possiamo compararlo con uno già noto, E in funzione di α.



Nel punto 1 $\eta = 0 \Rightarrow J = \frac{V_\infty}{DN} = 0 \Rightarrow V_\infty = 0$
poiché $\eta = \frac{\Pi_d}{\Pi_m}$ allora anche $\eta = 0$.

Poi andando verso il punto 2, nel grafico ② stiamo diminuendo α, quindi cresce V_∞ e cresceranno sia J che η.

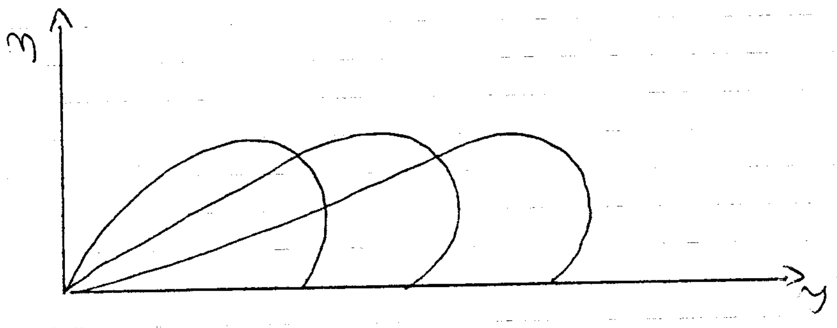
Nel punto 3 ho in ② la massima efficienza. Se α è costante per tutte le pale dell'elica, questo si avrà anche il punto di massimo rendimento. Infine aumentando ancora V_∞ e diminuendo α, l'efficienza scenderà e di conseguenza farà lo stesso η.

- Come si vede dal grafico 1 c'è solo un assetto (punto 3) in cui c'è il massimo rendimento dell'elica, per cui in un'elica a passo fisso si doveva scegliere in quali condizioni di volo applicare tale rendimento.

- Si è però scoperto intorno agli anni '30, che variando l'angolo di passo β, si otteneva un possibile inviluppo di volo le cui rendimento si aggirava sempre intorno all'85% del massimo rendimento.

- Al giorno d'oggi le eliche sono a passo variabile automatizzato così che ciò non deve essere comandato dal pilota che può concentrarsi su altro.

- Vediamo per un'elica a passo variabile:



PARTE 2 : [redacted]

velivolo ad elica: $AR = \frac{b^2}{S} = 7.483$

a) quota 4000 m

$\rho = 0.819$

$\sigma = 0.669$

$T = 262.2$

$\Rightarrow a = \sqrt{R\gamma T} = 324.580 \text{ m/s}$

Punto E :

$C_L = \sqrt{\pi AR\, e\, C_{D0}} = 0.686$

$C_D = 2C_{D0} = 0.05$

$E = \frac{C_L}{C_D} = 13.72$

$D = \frac{W}{E} = 858.017 \text{ N}$

$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = 50.907 \text{ m/s} = 183.267 \text{ km/h}$

$P = D \cdot V = 43679.071 \text{ W}$

$M = \frac{V}{a} = 0.16$

Punto P:

$C_{LP} = \sqrt{3}\, C_{LE} = 1.188$

$C_D = 2C_{DP} = 0.1$

$E = 11.88$

$D = \frac{W}{E} = 990.910 N$

$V = \frac{V_E}{\sqrt[4]{3}} = 38.684 \ m/s \qquad = 139.264 \ km/h$

$M = \frac{V}{a} = 0.12$

$\Pi = D \cdot V = 38332.362 \ W$

PUNTO A

$C_L = \frac{C_{LE}}{\sqrt{3}} = 0.396$

$C_D = \frac{2}{3} C_{DE} = 0.0334$

$E_A = E_P = 11.88$

$V = \sqrt[4]{3} V_E = 66.997 \ m/s \qquad = 241.191 \ km/h$

$M = \frac{V}{a} = 0.21$

$D = \frac{W}{E} = D_P = 990.910 \ N$

$\Pi = D \cdot V = 66387.99 \ W$

TABELLA RIEPILOGATIVA:

	C_L	C_D	E	$D_{(N)}$	$V_{(m/s)}$	M	$\Pi_{(W)}$
E	0.686	0.05	13.72	858.017	50.907	0.16	43679.071
P	1.188	0.1	11.88	990.910	38.684	0.12	38332
A	0.396	0.034	11.88	990.910	66.997	0.21	66387.99

6)

- Per valutare la V_{max} dobbiamo fare un proce. dimento iterativo.
- Per iniziare pongo

effetto RAM $K_V = 1$

$C_D = 1.1\, C_{D0}$

$\Pi_d = \Pi_a \cdot \eta = \Pi_0 \cdot \eta \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot K_V$

con $K_V = 1$ $\qquad \Pi_{d-1} = 119360\,W \cdot 0.7 \cdot 0.669 = 55896.2$

$$V_{TA-1} = \sqrt[3]{\frac{2\Pi}{\rho S C_D}} \qquad \Rightarrow \text{poiche } D \cdot V = \Pi$$

$$\frac{1}{2}\rho V^3 S C_D = \Pi$$

$V = 67.457 \; m/s = 242.846\, km/h$

$\Downarrow$

$K_V = 1 - 0.0014\left(\frac{V}{100}\right) + 0.00827\left(\frac{V}{100}\right)^2$

$K_V = 1 - 0.00340 + 0.0488 = 1.045$

$\Pi = \Pi_{d-1} \cdot K_V = 58438.395\, W$

$\Downarrow$

$V = 68.462 \; m/s = 246.465\; km/h$

- Inizio con le iterazioni con il seguente ciclo

$V \Rightarrow C_L \Rightarrow C_D \Rightarrow V$

Finche V non differisce di ca 1 km/h dal precedente

I iterazione

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = 0.379$$

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2 = 0.0326$$

$V = 64.688$ m/s $= 232.877$ km/h

I iterazione

$C_L = 0.423$

$C_D = 0.0345$

$V = 63.478$ m/s $= 228.521$ km/h

II iterazione

$C_L = 0.439$

$C_D = 0.0352$

$V = 63.054$ m/s $= 226.996$ km/h

V iterazione

$C_L = 0.445$

$C_D = 0.0353$

$V = 62.876$ m/s $= 226.355$ km/h

$\Rightarrow$ $V_{max} = 226.355$ km/h.

c) $R_{c\,max} = \dfrac{\Pi_d - (DV)_{min}}{W}$

$$(DV)_{min} = D_P V_P = \frac{W}{E_P} \cdot \frac{V_E}{\sqrt[4]{3}} = \frac{2W}{\sqrt{3}E_E} = \frac{V_E}{\sqrt{3}}$$

$$\Rightarrow R(c\,max) = \frac{\Pi_d}{W} - 0.875\,\frac{V_E}{E_E}$$

$\Pi_d = \Pi_0 \cdot \eta = \Pi_0 \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot \eta = 83552\ W$

$W = 11772\ N$

$V_E = \sqrt{\dfrac{2W}{\rho S C_{LE}}} = 41.625\ m/s$

$E_E = 13.72$

$\Downarrow$

$$(RC)_{max} = \frac{83552}{11772} - 0.875 \cdot \frac{41.625}{13.72} = 4.442\ m/s$$

2)

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2-1}}$$

Il raggio di virata è minimo quando il C_L è massimo, come dimostrato nel punto 1.3.

$C_{L max} = 1.50$

Inoltre all'aumentare della quota R diminuisce per cui R aumenta quindi lo calcoliamo a SL

$$V = \sqrt{\frac{2W \cdot n}{\rho S C_{L max}}} = 44.508 \ m/s$$

$$\Rightarrow R_{SL} = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2-1}} = 88.131 \ m$$

- Per vedere che questo è effettivamente il raggio minimo, calcolo il raggio a 4000m dove dovrebbe essere maggiore che a SL

$V_{4000} = 54.437$

$\Rightarrow R_{4000} = 131.838 \ m$

- È verificato che $R_{4000} > R_{SL}$

R_{4000} e R_{SL} differiscono di un fattore $\frac{1}{\sqrt{\sigma}}$

[redacted]

Parte 3:

-> veicolo a getto <-

2) Si può approssimare il massimo rateo di salita con i valori calcolati nel punto E

$$R_{c\,max} = \frac{T_d V_E - D_E V_E}{W}$$

$T_d = T_0 \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot 0.9 \cdot K_T$

↓

$C_{LE} = \sqrt{\pi A R e C_{D0}} = 0.696$

$C_{DE} = 2C_{D0} = 0.04$

$E_E = 17.4$

$$V_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{LE}}} = 115.860 \text{ m/s}$$

$$D_E = \frac{W}{E_E} = 39465.517 \text{ N}$$

-> in condizioni di un motore imperativo:

$$K_T = 1 - 0.20 \frac{V}{V_{ref}} = 1 - 0.20 \frac{115.860}{100} = 0.768$$

-> ciò si poteva anche evincere dal grafico

$T_d = 74587.392$ N

$$R_{c\,max} = \frac{74587.392 \cdot 115.860 - 39465.517 \cdot 115.860}{686700} = 5.93$$

$\theta = \frac{[redacted]}{W}$

con $\theta_{max} \Rightarrow D_{min} = D_E$

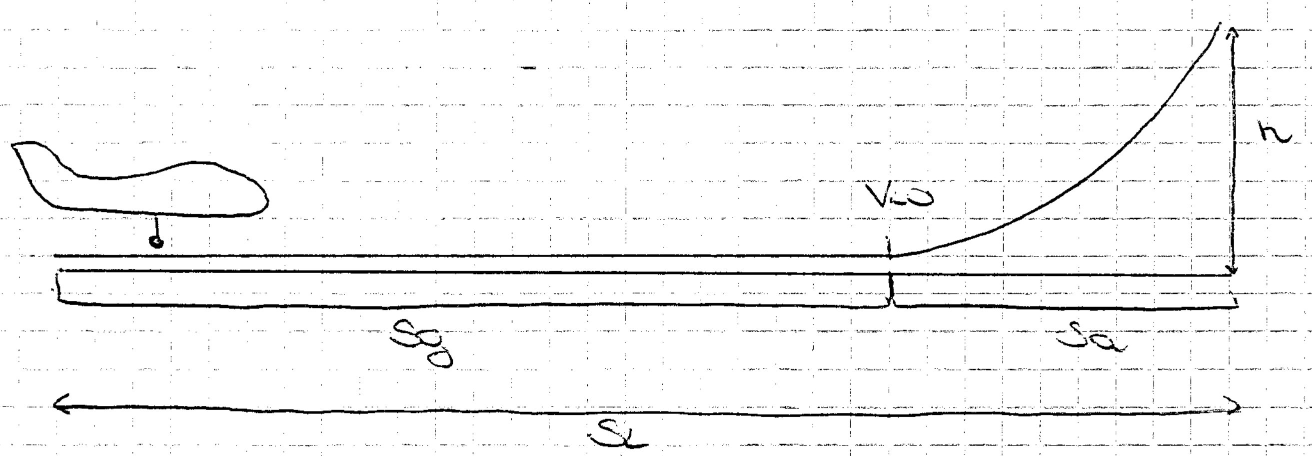
$\Rightarrow \theta = 0.0511 = 2.93°$

f) La corsa di decollo è considerata come la somma di due contributi: la corsa al suolo e l'involo fino al superamento di un ostacolo posto idealmente a 50ft (15m) dalla pista

$$S_L = S_g + S_a$$

L'aereo da fermo accelera fino ad arrivare a V_{LO} cioè la velocità di decollo. Il decollo si considera concluso quando l'aereo oltrepassa l'ostacolo di cui sopra

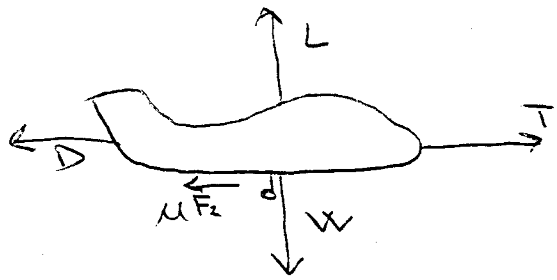
Vediamo graficamente



Andiamo ad esaminare i due contributi separatamente:

CORSA AL SUOLO:

• Vediamo le forze agenti sul velivolo durante la corsa al suolo:



• La forza di inerzia si di esso sono

$$\frac{W}{g} a = [T - D - \mu F_z]$$

con $F_z = W - L$

$$\frac{W}{g} a = [T - D - \mu (W - L)] \qquad [1]$$

• Per calcolare la corsa al suolo devo integrare dS

$$V = \frac{dS}{dt} \qquad\qquad a = \frac{dV}{dt}$$

$$\downarrow \qquad\qquad \downarrow$$

$$dS = V\,dt \qquad\qquad dt = \frac{dV}{a}$$

• Combinando queste due espressioni ho

$$dS = \frac{V\,dV}{a}$$

- Per cui integro tra 0 e V_{LO}

$$S_g = \int_0^{V_{LO}} dS = \int_0^{V_{LO}} \frac{V\,dV}{a}$$

$$\Rightarrow \quad S_g = \frac{1}{2} \int_0^{V_{LO}} \frac{d(V^2)}{a} \qquad [2]$$

· Sostituisco nella (2) l'espressione trovata della (1)

$$S_a = \frac{W}{2g}\int_0^{V_{LO}} \frac{d(V^2)}{[T - D - \mu(W - L)]}$$

· Per integrare correttamente questa espressione dovremmo conoscere i valori in ogni istante, per cui possiamo ricavare un'espressione approssimata considerando tutto il denominatore costante

$$\Rightarrow S_a = \frac{W}{2g}\frac{(V_{LO})^2}{[T - D - \mu(W - L)]}$$

· Andiamo a calcolare la corsa di rullaggio del nostro velivolo

$$V_{STO} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L max\,TO}}} = 68.209 \text{ m/s}$$

$$V_{LO} = 1.1\, V_{STO} = 75.030 \text{ m/s}$$

$$V = 0.7\, V_{LO} = 52.521 \text{ m/s}$$

$$T_d = T_0 \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot k_T$$

$$k_T = 1 - 0.20\,\frac{52.521}{100} = 0.89$$

$$T_d = 192079.8 \text{ N}$$

$$C_{D_a} = C_{D0} + \Delta C_{D0} + \frac{C_{L_a}^2}{\pi A R e} \cdot K_{ES} = 0.0549$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_a} = 11176.213 \text{ N}$$

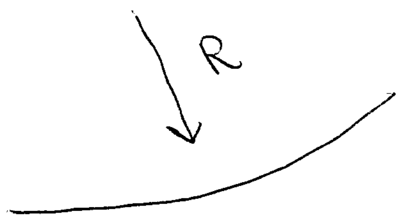
[redacted]

$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{Lg} = 122144.907\ N$

$\Rightarrow S_g = 35000 \cdot \frac{5629}{[192078.8 - 1176.213 - 16936.668]}$

$S_g = 1132.480\ m$

INVOLO



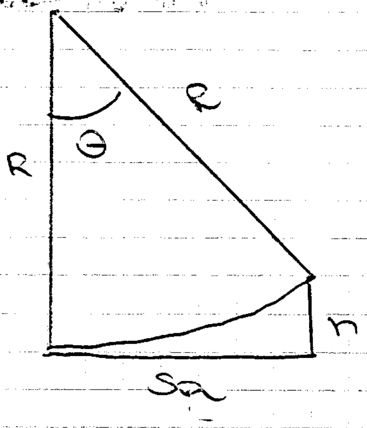
· La portanza deve equilibrare peso e forza centrifug

$L = W + \frac{WV^2}{gR}$

Poiché $n = \frac{L}{W}$

$n = 1 + \frac{V^2}{gR} \Rightarrow R = \frac{V^2}{g(n-1)}$

· Vediamo graficamente R



$S_a = R \sin\theta$

$R - H = R\cos\theta \Rightarrow \theta = \arccos\left(1 - \frac{H}{R}\right)$

• Posto $h = 15$ m

$V = 1.15\, V_{STO} \Rightarrow V = 78.44$ m/s

$R = 3301$ m

$\Rightarrow \theta = 5.46$

$S_a = R \sin\theta = 314$ m

$\Rightarrow S_L = S_g + S_a = 1446.578$ m