VOTO 30 LODE

ESAME SCRITTO - PRESTAZIONI

- PARTE 1 - TEORIA:

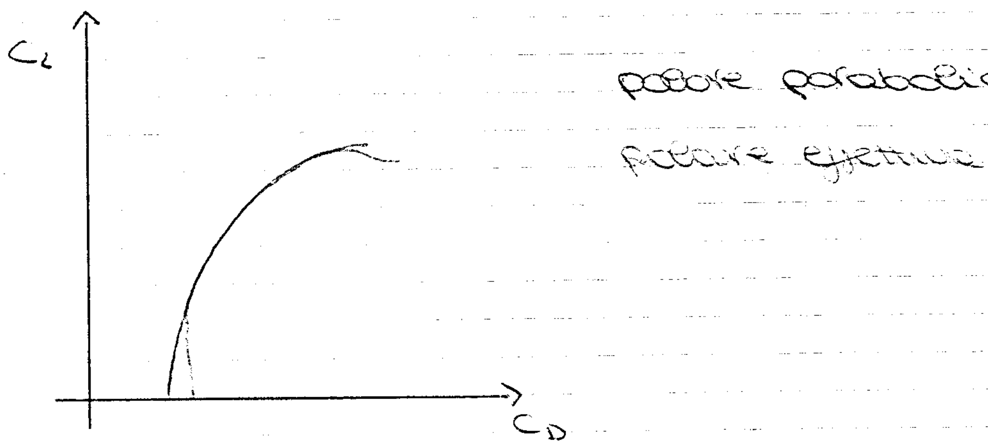
1.1 La polare parabolica è la curva che descrive il C_L in funzione del C_D. Essa ha la seguente equazione:

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

↳ 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

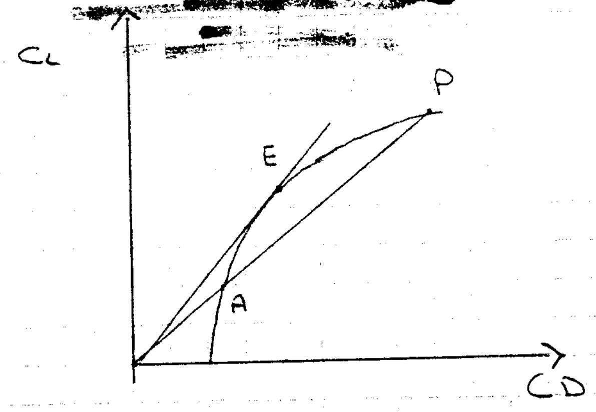
E → punto di massima efficienza

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 necessario 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

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

$$W = L$$

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

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

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

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

- 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_P}, C_{D_P} e C_{D_0}.

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

- per l'espressione della polare $C_D = C_{D_0} + K C_L^2$

$$\pi = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D_0} + \frac{1}{2} \rho V^3 S K C_L^2$$

$$\pi = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D_0} + \frac{2 K W^2}{\rho S V}$$

- Posto

$$a = \frac{1}{2} \rho S C_{D_0}$$

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

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

- 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:

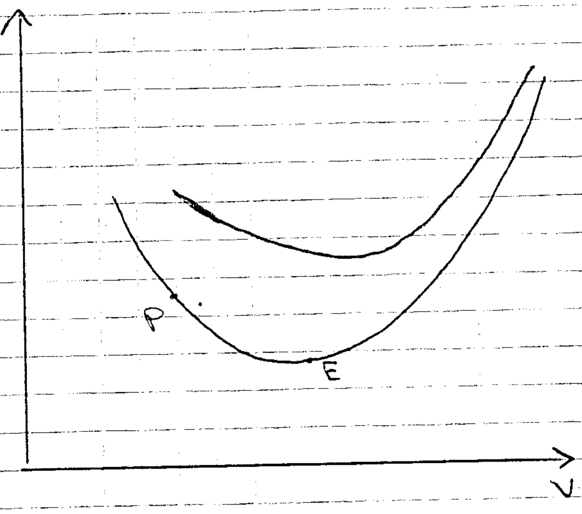
$$C_{L_P} = \sqrt{\frac{3 C_{D0}}{K}} = \sqrt{3 \pi AR e C_{D0}} = \sqrt{3}\, C_{LE}$$

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

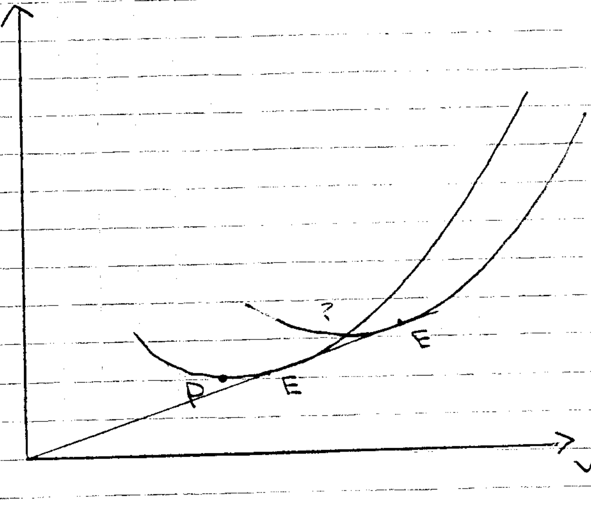
$$E_P = \frac{C_{LP}}{C_{DP}} = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{max}.$$

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

variazione quota.



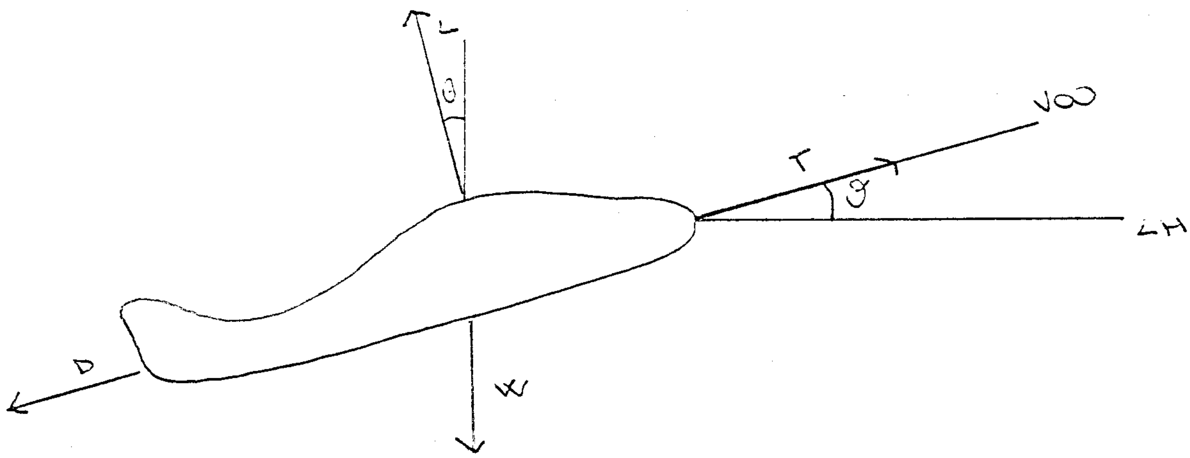
→ al variare della quota la curva si sposta verso l'alto a causa della dipendenza lineare di T da ρ e meno verso destra per la variazione di V con $\sqrt{\rho}$



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.

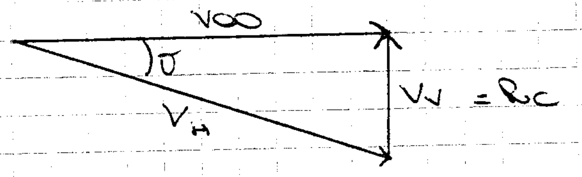
Dalla [2] portando D al primo membro e dividendo tutto per W ho

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

- 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

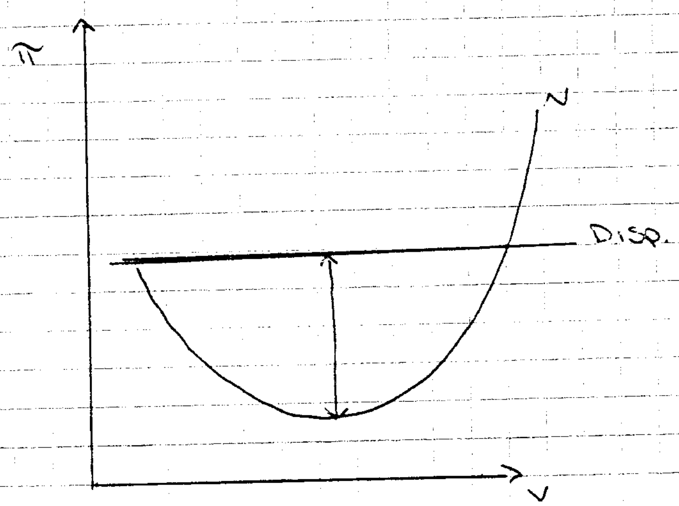
$$V \sin\theta = RC = \frac{TV - DV}{W}$$

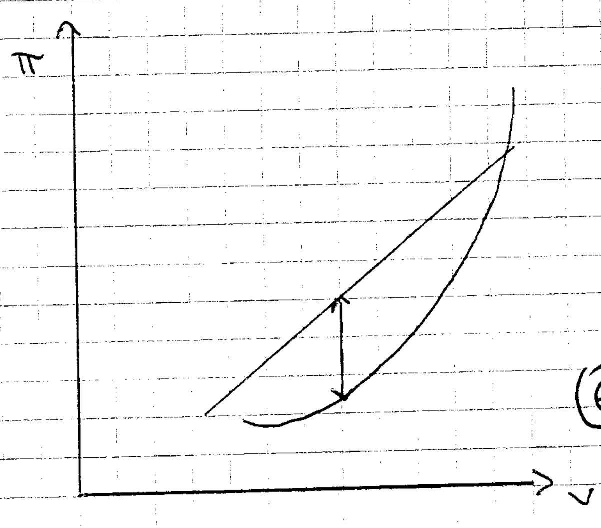
→ TV : potenza disponibile

→ DV : potenza necessaria

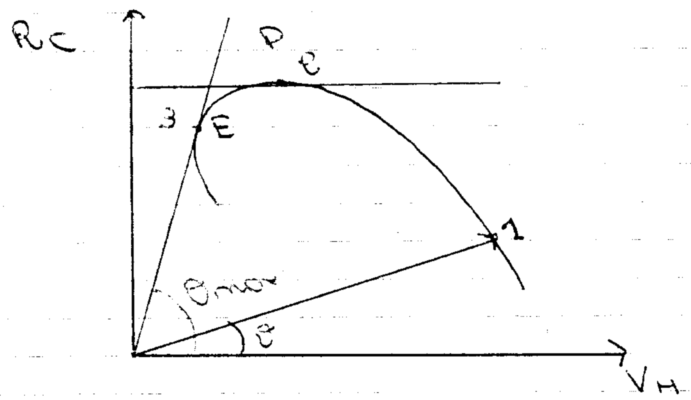
$$\rightarrow \quad R_C = \frac{\text{eccesso di potenza}}{\text{peso}} = \frac{\Pi_d - \Pi_n}{W}$$

- 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 VH.

· Questo angolo sarà massimo nel punto 3 dove la retta passante per l'origine è tangente all'odografo. Questo è il punto E, poiché θmax 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 P 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

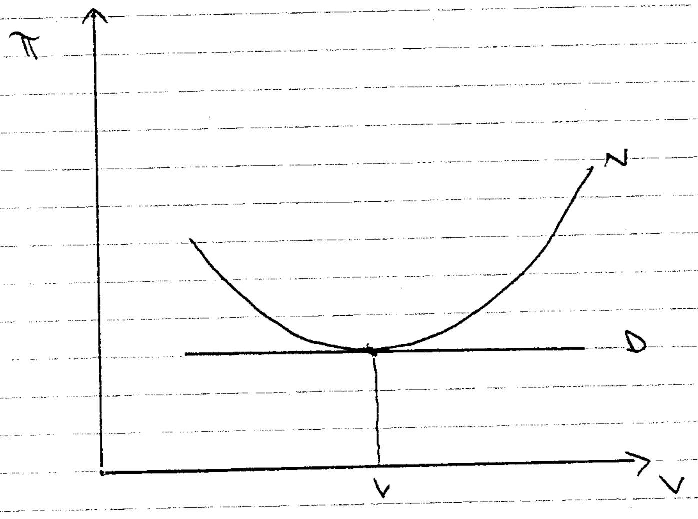
Per assetto di salita ripida si intende un volo in salita con θ massimo, quindi nel punto E di cui si è già parlato.

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

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

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:

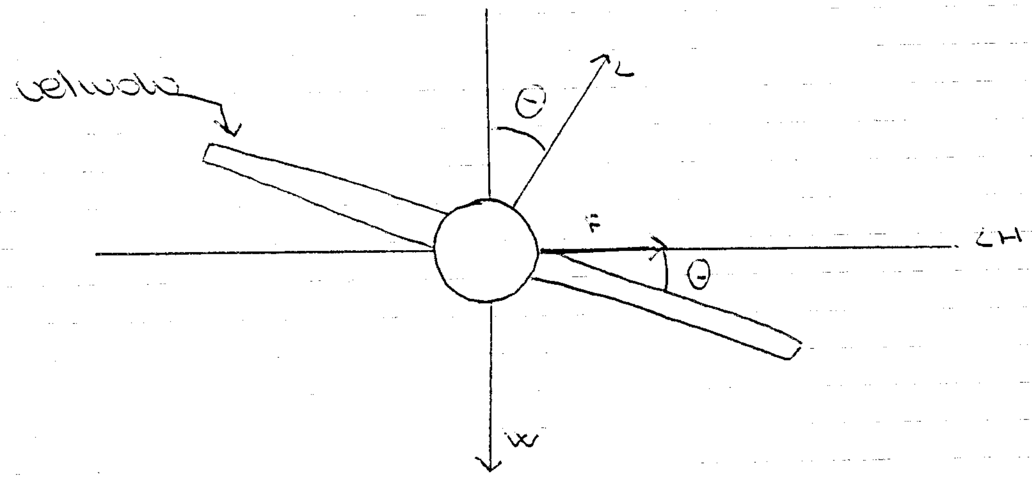
* VIRATA LIVELLATA
* AFFONDATA
* PICCHIATA.

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 $\underline{F}$ 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

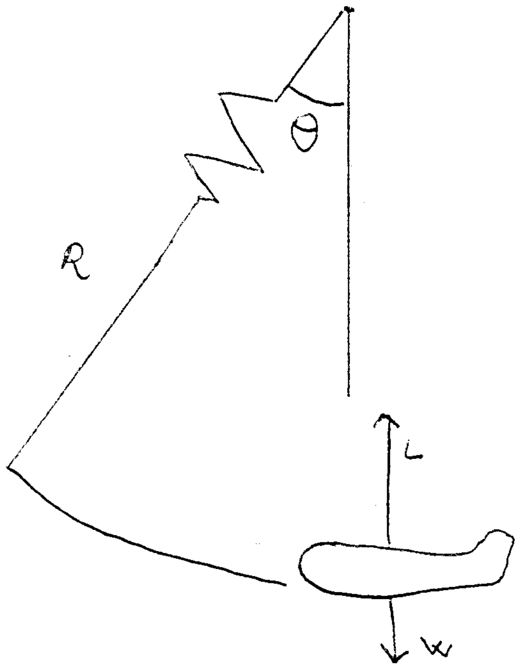
. Mentre il rateo di virata è definito come segue

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

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

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

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

$$[6]=[7] \Rightarrow W(n-1) = \frac{WV^2}{Rg}$$

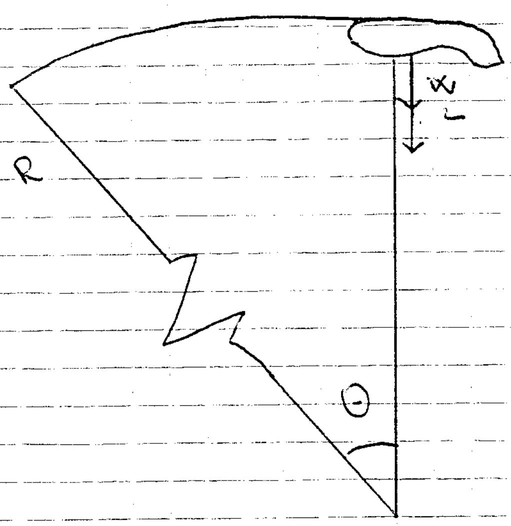
da cui

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

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

PICCHIATA

Un aereo è in picchiata quando ruota fino a trovarsi in situazione capovolta e avere così portanza e peso nello stesso direzione il che provocherà una traiettoria curvilinea



Il percorso è analogo al discorso già fatto

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

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

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

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

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

- Se $n \gg 1 \Rightarrow n+1 \approx n-1 \approx 1$

- 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 $$R = \frac{V^2}{g n}$$ [14]

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

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

Vediamo come fare.

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

- 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

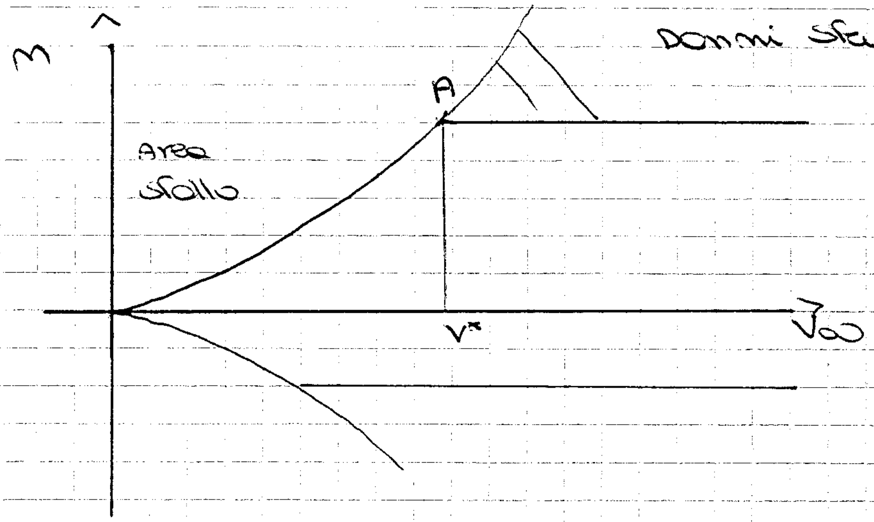
$$n = \frac{L}{W} = \frac{1/2 \rho V^2 S C_L}{W}$$

⇒ ma ad alte velocità n è limitato dalla struttura del velivolo.

Infatti fino ad una velocità V^* detta velocità critica

al massimo C_L 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

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

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

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

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

Con J definito come segue

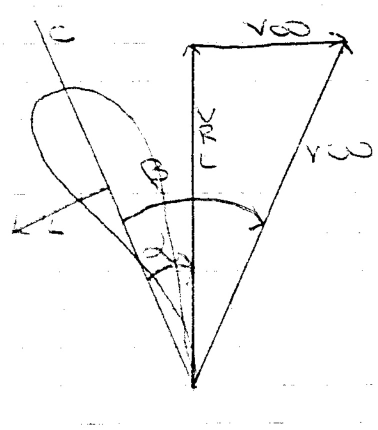
$$J = \frac{V_\infty}{ND}$$

→ 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 piccolo, l'elica genera una portanza positiva



→ V_{rl}: velocità relativa locale

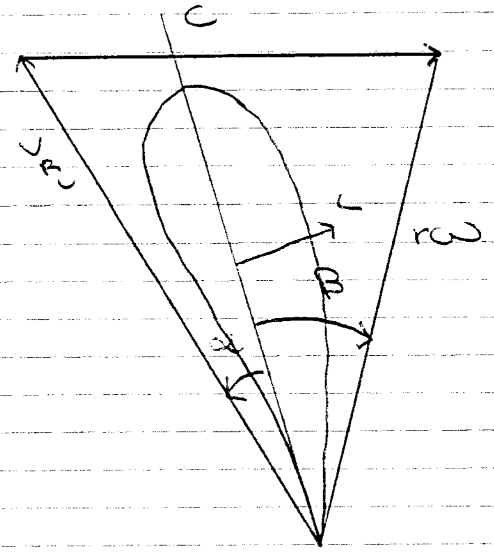
→ $r\omega$: vettore legato alla rotazione

→ c: corda

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

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

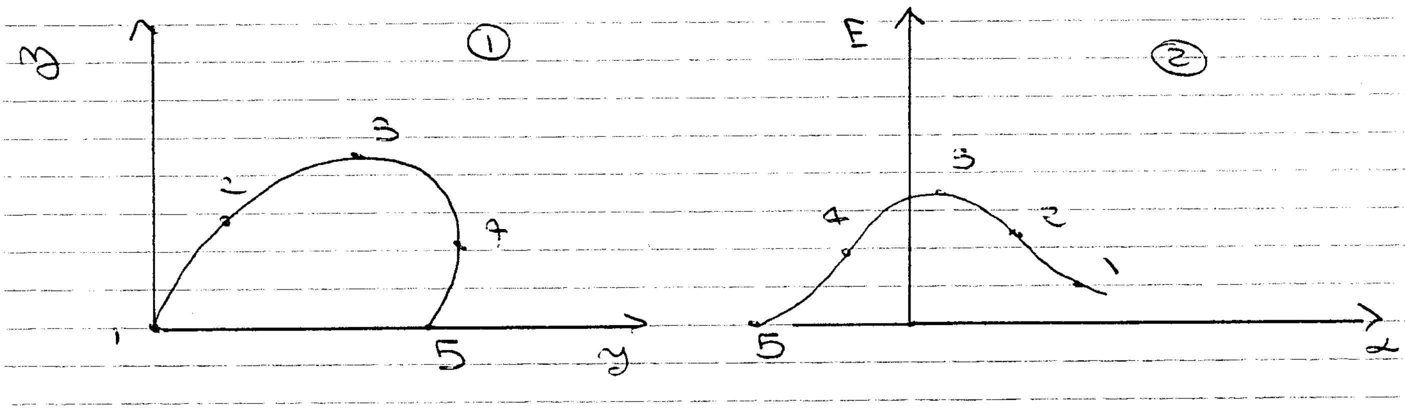
· Vediamo il caso in cui V_∞ è più grande.
β cresce, mentre α diventa negativo, così come la portanza.



· 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 γ.

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



· Nel punto 1 $\gamma = 0 \Rightarrow \gamma = \frac{V_\infty}{DN} = 0 \Rightarrow V_\infty = 0$
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 γ che η.

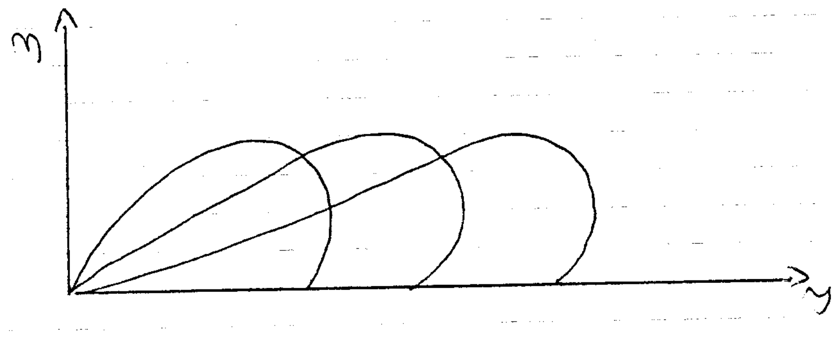
· Nel punto 3 ho in ② la massima efficienza. Se α è costante per tutte le pale dell'elica, questo si avrà anche il punto di massimo rendimento. Infine aumentando ancora V_∞ e diminuendo α, l'efficien: za scenderà e di conseguenza farà lo stesso η.

· 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 ap= plicare 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 coman: dato dal pilota che può concentrarsi su altro.

· Vediamo per un'elica a passo variabile:



PARTE 2:

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

a) quota 4000 m

$\rho = 0.819$

$\sigma = 0.669$

$T = 262.2$

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

Punto E:

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

$C_D = 2C_{D0} = 0.05$

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

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

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

$\Pi = D \cdot V = 43679.071\ W$

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

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

$$V_{\Pi d-1} = \sqrt[3]{\frac{2\Pi}{\rho S C_D}}$$

$\Rightarrow$ poiché $D \cdot V = \Pi$

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

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

$\Downarrow$

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

$$K_V = 1 - 0.00340 + 0.0488 = 1.045$$

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

$\Downarrow$

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

- Inizio con le iterazioni con il seguente ciclo

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

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

I iterazione

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

$$C_D = C_{D_0} + k C_L^2 = 0.0326$$

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

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

$C_L = 0.445$

$C_D = 0.0355$

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

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

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

$$(DV)_{min} = D_p V_p = \frac{W}{E_p} \cdot \frac{V_E}{\sqrt[4]{3}} = \frac{2W}{\sqrt{3} E_E} = \frac{V_E}{\sqrt{3}}$$

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

$$T_d = T_0 \cdot \eta = T_0 \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot \eta = 83552\ W$$

$$W = 11772\ N$$

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

$$E_E = 13.72$$

$\Downarrow$

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

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

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

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

. 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:

→ velivolo a getto ←

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

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

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

↓

$$C_{LE} = \sqrt{\pi AR\, e\, C_{D0}} = 0.696$$

$$C_{DE} = 2C_{D0} = 0.07$$

$$E_E = 17.4$$

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

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

→ in condizioni di un motore inoperativo:

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

↳ ciò si poteva anche evincere dal grafico

$$T_d = 74587.392 \text{ N}$$

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

$\theta = \dfrac{\text{[redacted]}}{W}$

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

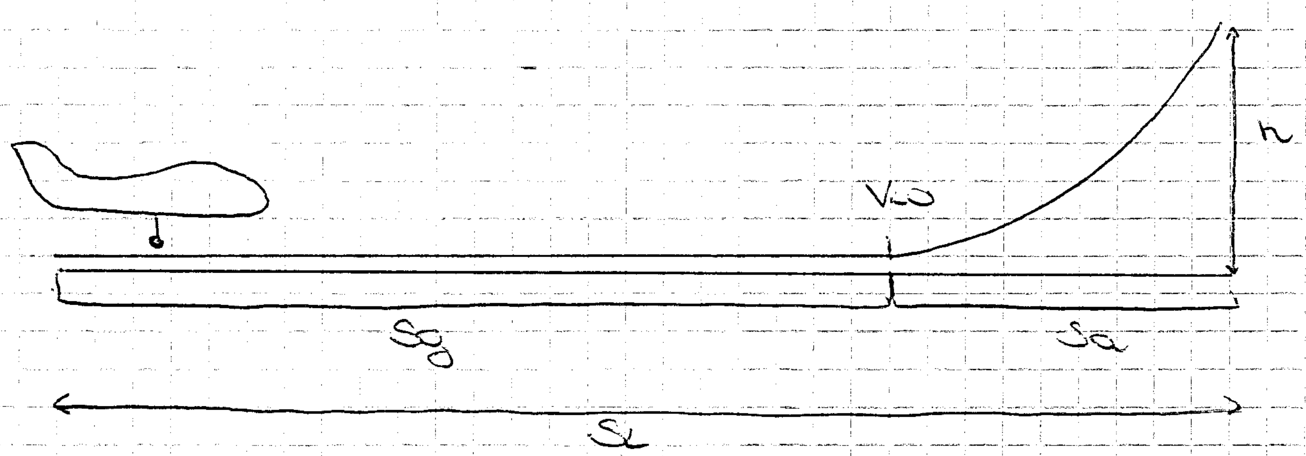
$\Rightarrow \theta = 0.0511 = 2.93°$

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 50 ft (15 m) dalla pista

$$S_t = S_g + S_a$$

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

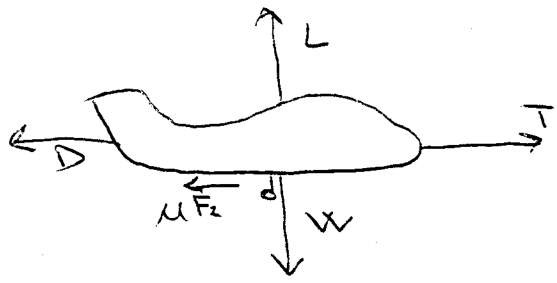
Vediamo graficamente



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 a di esso sarà

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

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

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

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

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

• 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 suolo del nostro velivolo

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$\Rightarrow S_g = 35000 \cdot \frac{5629}{(192078.8 - 1176.213 - 16936.668)}$

$S_g = 1132.480\ m$

INVOLO

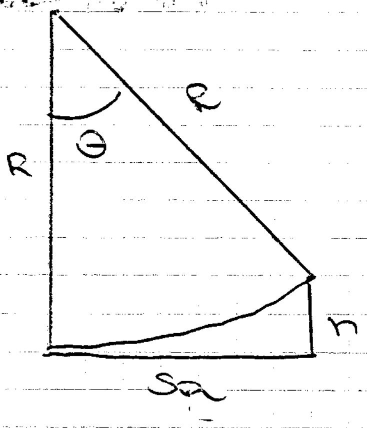
· La portanza deve equilibrare peso e forza centrifug

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

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 $h = 15\ m$

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

$$R = 3301\ m$$

$$\Rightarrow \theta = 5.46$$

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

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