Per velivoli con ali corte abbiamo che al decollo non possono "SCHIZZARE DA TERRA" (avere un 'n' molto grande) de vono raccordare lentamente. Uno studio su queste cose ve lo può dare il <u>Prof. GIORDANO, studio di + di 30 anni fà!</u>

AUTONOMIA DI DISTANZA.

Si definisce FATTORE DI AUTONOMIA DI DISTANZA $F.A. = W \cdot \frac{ds}{dW}$ dove $\bar{s} = \frac{ds}{dW}$ è il percorso specifico (cioè quanti ~~Km~~ faccio con un Kg di benzina). Questo fattore di autonomia per la motoelica è $F.A. = \eta \frac{E}{C_s}$ con η = rendimento dell'elica; ~~E = efficienza aerodinamica~~; C_s = Consumo specifico del motore. L'autonomia si ottiene, considerando costante F.A. (dove sia possibile) ed il $\ln\left(\frac{1}{1-\frac{F}{W_i}}\right)$ con F = peso del carburante consumato; W_i = peso iniziale. $A_{ut} = F.A. \ln\left(\frac{1}{1-\frac{F}{W_i}}\right)$

Si osserva che $\frac{F}{W_i} \uparrow \Rightarrow$ Autonomia $\uparrow$. Se F.A. non è costante si assume il massimo valore di F.A.. Per η si prende 0,8 (per avere un margine di errore essendo $0{,}8 < \eta < 0{,}9$); <u>C_s non è costante</u> ma è funzione dell'erogazione, dei giri del motore, della manetta, la quota... Per motori aeronautici c'è il punto di progetto dove il motore funziona al meglio e dove il C_s è ottimizzato (es. 65% di manetta a 8000 ft). Se volo nelle condizioni di progetto allora posso considerare il $C_{s_{min}}$, altrimenti questo aumenta, per esempio se scendo di quota C_s aumenta. Altro fatto è se ~~io~~ volo all'assetto di efficienza massima, e questo mi comporta l'impiego di una potenza, es. 55% $\Rightarrow C_s$ aumenta. Questo ci impone di trovare il massimo di F.A. in corrispondenza non di E_{max} o di $C_{s_{max}}$ ma di $\left(\frac{E}{C_s}\right)_{max}$.

N.B.) 'E' non varia durante il volo perché ci riferiamo sempre all'assetto di efficienza massima.

Comunque l'autonomia $A = A(C_s, E, \eta, \frac{F}{W_i}) = A(C_s, b, f, \eta, \frac{F}{W_i})$

N.B.) Si osserva che <u>A non dipende dal peso</u> ma solo del rapporto $\frac{F}{W_i}$.

In definitiva per l'autonomia di un velivolo ad elica ci riferiamo al punto E o "E + qualche cosa"! Un velivolo ad elica che ha la velocità $V_E = 200$ nodi allora non volerà mai a $V = 190$ nodi, semmai vola a 210!

- AUTONOMIA PER UN TURBOGETTO (Trattazione incompressibile).

$F.A. = \frac{E\,V}{C_s}$ ← verificabile dalla meccanica del volo.

La cosa importante è che in F.A. per il getto compare la velocità V il che è fondamentale. Da ciò viene fuori che $F.A._{max}$ si ottiene per $(E \cdot V)_{max}$ e non per E_{max}, questo coincide con l'assetto del punto 'A', dove $C_{D_p} = 3 C_{D_i}$.

Possiamo allora scrivere che $F.A. = f(\underset{1}{C_s}, \underset{\frac{3}{4}}{f}, \underset{\frac{1}{2}}{W}, \underset{\frac{1}{2}}{b_e}, z, ISA)$.

Da queste dipendenze si osserva che la F.A. dipende più da f (area parassita, $\frac{3}{4}$) che dall'apertura alare ($b^{\frac{1}{2}}$) questo perché nel punto della polare dove $(E \cdot V)$ è massima la resistenza parassita C_{D_p} (dipendente da f) è 3 volte quella indotta C_{D_i} (che dipende da b). Bisogna sapere che F.A. dipende da C_s alla prima potenza da f alla $\frac{3}{4}$ da W e b_e alla $\frac{1}{2}$, da z e ISA.

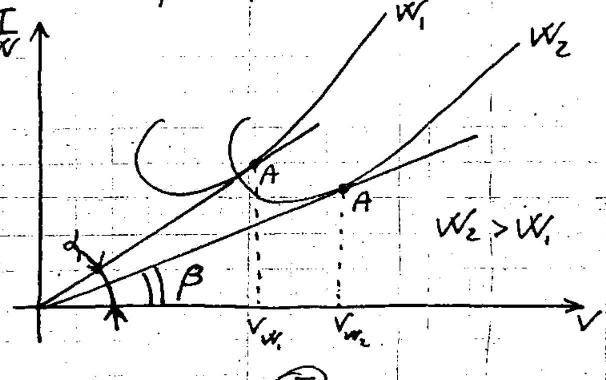
Quindi se bisogna aumentare l'autonomia di un velivolo a getto bisogna operare più sulla f che sulla b; questo è fondamentale, infatti i velivoli a getto hanno allun=

gamenti di 7÷9 mentre quelli ad elica arrivano a 12÷13.

N.B.) L'autonomia di un velivolo a getto dipende dal peso infatti

$$A = \left(\frac{F.A.}{W}\right)\sqrt{W_i}\left[1-\sqrt{1-\frac{F}{W_i}}\right] \quad \text{con} \quad \left(\frac{F.A.}{W}\right) = \frac{(E\cdot V)_{max}}{C_s}$$

il peso compare direttamente nella formula, al numeratore, quindi se W_i aumenta (↑) anche 'A' aumenta (↑)!
Cioè un velivolo a getto più pesante va più lontano; questo perché per volare a $(E\cdot V)_{max}$ un velivolo più pesante deve andare più veloce. Questo si vede anche dal grafico ⑤ infatti se $W_1 < W_2$ l'assetto di $(E\cdot V)_{max}$ si ha nel punto A e gli angoli α e β sono indici di autonomia, minore è l'angolo maggiore sarà l'autonomia. Quindi l'aereo più pesante andrà più lontano.



⑤

- PRESTAZIONE GENERALIZZATA DEL MOTORE A GETTO

Da questo momento in poi fare riferimento alle pagine 20-23 prese dalle fotocopie del Prof. Giordano.

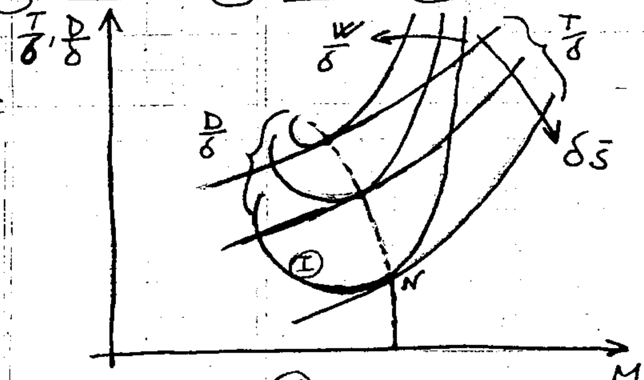
- Pag -20- Tutto pari pari.

- Pag -21-22-
  - Nel grafico -fig 1- le curve salgono all'aumentare della quota perché la spinta 'T', si riduce meno di quanto si riduca il rapporto delle pressioni 'δ'. Questo è dovuto al fatto che aumentando la quota diminuisce la temperatura e quindi aumenta il rendimento termo

dinamico di tutto il motore, tutto questo fino a 36090 ft tutto ciò va corretto considerando tutti i vari spillamenti e l'effetto dell'abbassamento del Reinolds.

- Il grafico -fig. 2- lo spieghiamo, fissando la manetta $\left(\frac{m_f}{\delta\sqrt{\theta}}\right)$, all'aumentare del Mach aumenta la portata d'aria nel motore e questo significa che diminuisce il rapporto $\left(\frac{FUEL}{AIR}\right) \Rightarrow$ diminuisce la spinta.

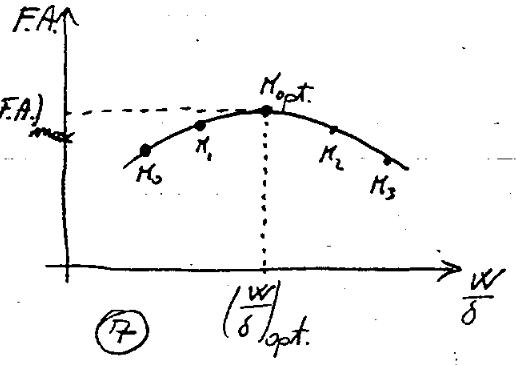
- Dal grafico -fig. 3- osserviamo che essendo $(\delta \cdot \bar{s})$ inversamente proporzionale a $\frac{m_f}{\delta\sqrt{\theta}}$ avremo che se le curve di -fig 2- decrescevano, quelle di -fig 3- dovranno crescere.



⑥

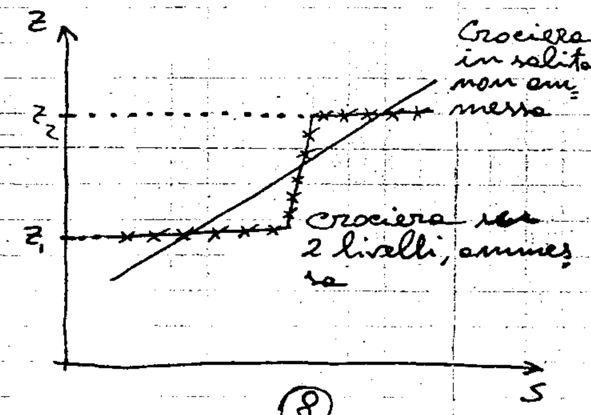
Nel grafico ⑥ le $\frac{T}{\delta}$ sono le spinte disponibili parametrate in $(\delta \cdot \bar{s})$ mentre le $\frac{D}{\delta}$ sono le spinte necessarie parametrate in $\left(\frac{W}{\delta}\right)$ = peso generalizzato. Ora vogliamo vedere se esiste una situazione ottimale ai fini dell'autonomia, quindi devo trovare la miglior condizione di volo per avere il massimo F.A. Per fare questo, sulle curve $\frac{D}{\delta}$ fissiamo il valore di $\frac{W}{\delta}$ (Es. curva ①), quindi per avere il massimo $(\delta \cdot \bar{s})$ darò valore al numero di Mach corrispondente al punto N, quindi, un $\left(\frac{W}{\delta}\right)_1$ e un $(\delta \cdot \bar{s})_1$ che ci danno:

$\left(\frac{W}{\delta}\right)_1 \cdot (\delta \cdot \bar{s})_1 = (W\bar{s})_N = (F.A.)_{max}$ Per qualsiasi altro $(\delta \cdot \bar{s})$ della curva ① F.A. sarà minore. Se facciamo il grafico di F.A. in funzione di $\frac{W}{\delta}$ avremo l'andamento riportato nel grafico ⑦. Da questo grafico viene fuori che se si vuole volare il + lontano possibile bisogna volare a M_{opt}.

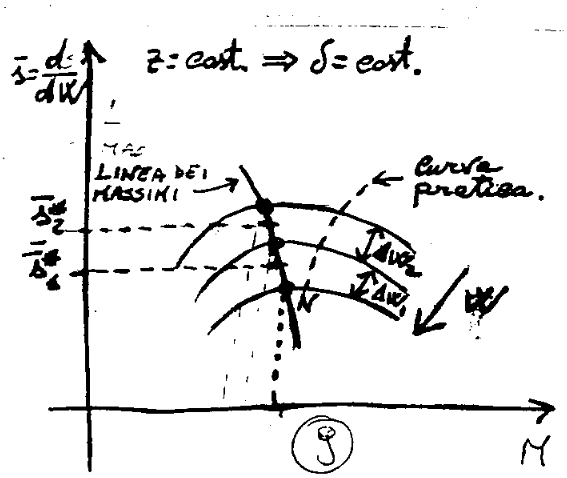


Visto che il velivolo volando diminuisce di peso e $\left(\frac{W}{\delta}\right)$ dipende dalla quota, per ristabilire il $\left(\frac{W}{\delta}\right)_{opt}$ l'aereo dovrebbe salire di quota; da ciò viene fuori la crociera in salita.

N.B.) La crociera in salita non è ammessa, allora, visto che si possono scegliere al massimo due livelli di quota (in crociera), la reale missione sarà come riportata (linea -x-) nel grafico ⑧, ottimizzando il percorso sempre nel rispetto dei corridoi aerei permessi.



Nella realtà non si ragiona in questa maniera ma si utilizza il DIAGRAMMA DI CROCIERA di massima distanza. Questo grafico si costruisce partendo dal grafico ⑥ e ⑦. Questo diagramma serve a calcolare l'autonomia considerando il salto di peso ΔW e la quota di volo. Per esempio fissata la quota z ed il salto di peso ΔW_1



si considera il valore medio $\bar{s}_1^*$ e la distanza in Km ci sarà data da $s_1 = (\bar{s}_1^* \cdot \Delta W_1)$. Poi equivalentemente per il salto ΔW_2 avremo $s_2 = (\bar{s}_2^* \cdot \Delta W_2)$ e così via. Quindi il percorso totale ci sarà dato da $s = s_1 + s_2 + \ldots + s_n$ se $W_F = W_1 + W_2 + \ldots + W_n$ è il peso totale del carburante. In pratica non si fa questo, (non si utilizza la linea dei punti di tangenza) ma se ne utilizza una che sul grafico ③ sta a destra, (curva pratica) che si ottiene considerando il 99% del valore massimo del percorso specifico. Si fa questo discorso: perdiamo 1% di autonomia di distanza ma guadagniamo parecchio in termini di velocità. Questo lo si fa anche perché la linea dei massimi è una linea teorica e anche per evitare ritardi dovuti a cause accidentali (Es. vento contrario) che farebbero perdere il posto nella coda degli atterraggi, il che significa aspettare sull'aeroporto, e cioè spendere ulteriore carburante nell'attesa. Allora si preferisce perdere autonomia al fine di volare + veloce. Una volta ottenuta $(F.A.)_{max}$ allora l'autonomia sarà:

$$A = (F.A.)_{max} \ln \frac{1}{1 - \frac{F}{W_i}}$$

Da questa formula non si vede più la dipendenza di A per un velivolo a getto dal peso, ma questa c'è, ed è all'interno di $(F.A.)_{max}$ che dipende da $\frac{W}{\delta}$ e quindi da W; cioè al valore $(F.A.)$ è associato un unico $\frac{W}{\delta}$ peso generalizzato.

PRESTAZIONE GENERALIZZATA MOTORE A GETTO

I parametri di prestazioni di un motore sono la spinta ed il consumo specifico o quello orario - La trattazione di tali argomenti è da consultare nei testi specifici e/o nelle discipline specifiche. Qui per brevità ed opportunità si riportano considerazioni e risultati essenziali-

Dall'analisi dimensionale si ha:

$$\frac{T_g}{\delta_2} = f\left(\frac{\delta_2}{\delta}, \frac{N}{\sqrt{\vartheta_2}}\right) \ (1) \ ; \ \frac{m_f}{\delta_2\sqrt{\vartheta_2}} = g\left(\frac{\delta_2}{\delta}, \frac{N}{\sqrt{\vartheta_2}}\right) (2)$$

$$\frac{\sqrt{\vartheta_2}\, m_a}{\delta_2} = h\left(\frac{\delta_2}{\delta}, \frac{N}{\sqrt{\vartheta_2}}\right) \ (3)$$

T_g = spinta lorda ($g \equiv$ gross) $\qquad m_a$ = portata di aria

m_f = consumo di combustibile nell'unità di tempo (mass flow)

δ_2 = pressione totale all'ingresso del compressore, rapportata alla pressione standard a livello del mare = pressione generalizzata

ϑ_2 = temperatura assoluta all'ingresso del compressore, rapportata alla temperatura assoluta standard a livello del mare = temperatura generalizzata

δ, ϑ = pressione e temperatura ambiente generalizzate

N = numero di giri per secondo (o per minuto)

Per una data configurazione della presa d'aria del motore

$\frac{\delta_2}{\delta}$ (= rapporto di compressione presa aria = $p_2/p_{ambiente}$)

$\frac{\vartheta_2}{\vartheta}$ (= rapporto di temperatura presa aria = $T_2/T_{ambiente}$)

dipendono solo dal MACH. Quindi le grandezze generalizzate

T_g/δ, $m_f/\delta\sqrt{\vartheta}$, $N/\sqrt{\vartheta}$ possono essere relazionate in termini di MACH.

Cioè si ha :   Numero di giri generalizzato

$$\frac{T_g}{\delta} = f_1\left(M, \frac{N}{\sqrt{\theta}}\right) \quad (3); \qquad \frac{m_f}{\delta\sqrt{\theta}} = g_1\left(M, \frac{N}{\sqrt{\theta}}\right) \quad (4)$$

La spinta netta è

Num. di Mach

$$T = T_g - V m_a = T_g - M a_0 \sqrt{\theta}\, m_a \qquad (5)$$

velocità del suono a questa θ

La spinta netta generalizzata è :

$$\frac{T}{\delta} = \frac{T_g}{\delta} - M a_0 \frac{\sqrt{\theta}\, m_a}{\delta} \qquad (5')$$

Poiché anche la portata generalizzata di aria $\left(\frac{\sqrt{\theta}\, m_a}{\delta}\right)$ è funzione di M e $N/\sqrt{\theta}$ si deduce dalle (3), (4) e (5') :

$$\left\| \frac{T}{\delta} = \Phi\left(M, \frac{m_f}{\delta\sqrt{\theta}}\right) \right. \qquad (6)$$

manetta

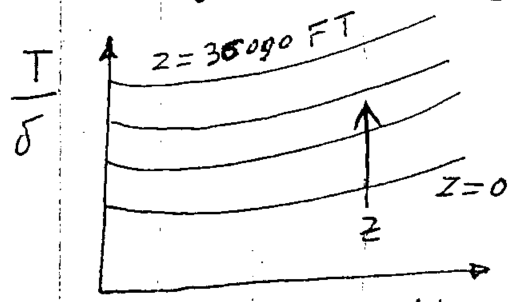


Fig. 1   M

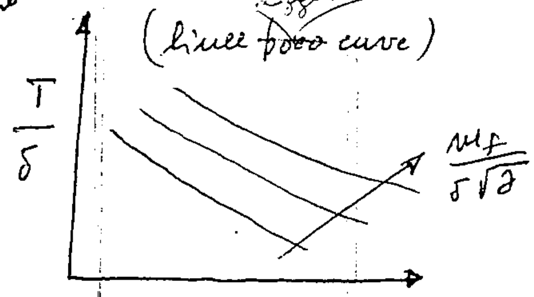


Fig. 2   M

Oltre i 36090 piedi la T/δ resta costante, in pratica può decrescere a causa di effetti Reynolds e di spillamento di aria per la pressurizzazione. Osservare che per dato consumo generalizzato la T/δ decresce con M : aumenta la portata d'aria, la minore spinta è conseguenza della minore accelerazione della massa d'aria a causa del ridotto rapporto combustibile/aria.
Per dato M al crescere di m_f cresce T, come è evidente.

→ Introducendo il percorso specifico, cioè il percorso effettuato con unità di combustibile consumata,

$$\bar{s} = \frac{ds}{dW_F} \quad (7) \qquad dW_F = \text{peso combustibile consumato per ottenere il } ds$$

($- dW_F$ = variazione di peso del veicolo)

risulta $m_f = \dfrac{M a_0 \sqrt{\theta}}{\bar{s}}$;

$$\frac{m_f}{\delta\sqrt{\theta}} = \frac{M a_0}{\delta \bar{s}} \qquad (8) \leftarrow \text{IMPORTANTE}$$

percorso specifico.

Combinando le (6) e (8) si ha:

$$\frac{T}{\delta} = \Phi_1(M, \delta\bar{s}) \qquad (9)$$

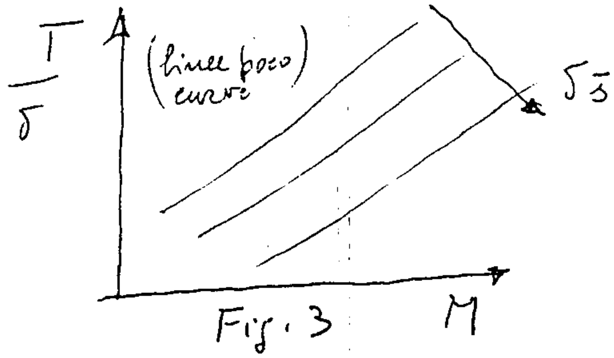
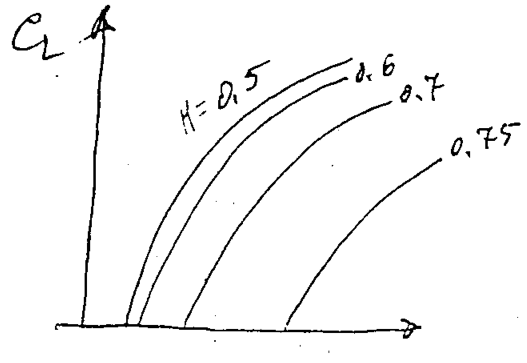
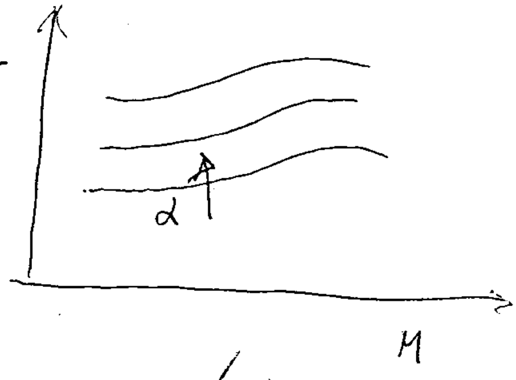


Fig. 3

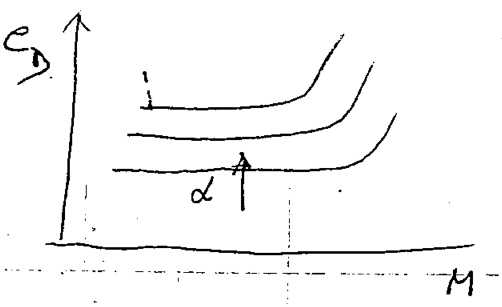
Si osservi che per dato percorso specifico e quota ($\delta\bar{s}$ = dato) la T/δ cresce con M perché cresce $m_f/\delta\sqrt{\theta}$ (v. la 8), per dato M la T/δ decresce con $\delta\bar{s}$ perché decresce $m_f/\delta\sqrt{\theta}$: in sostanza l'andamento di $T/\delta(M)$ della fig. 3 è inverso di quello della fig. 2 perché il parametro $\delta\bar{s}$ è "inverso" di $m_f/\delta\sqrt{\theta}$ -

EFFETTI COMPRESSIBILITA'



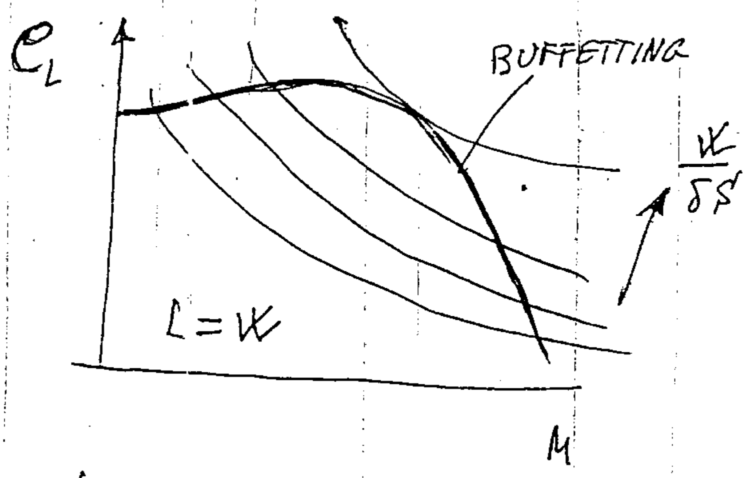


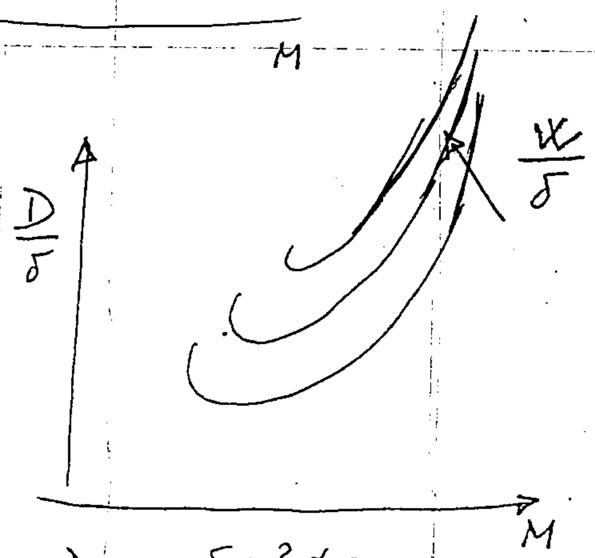
$$\frac{W}{\delta} = K M^2 S C_L$$



$$W = L = K \delta M^2 S C_L$$

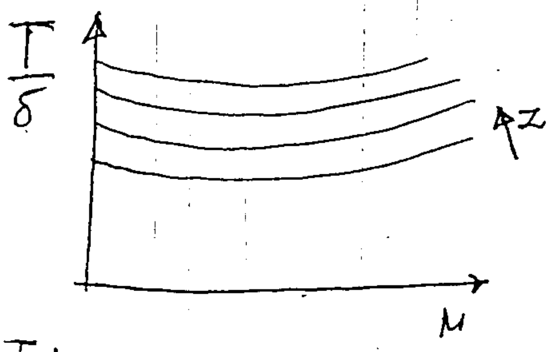
$$K = \left(\frac{1}{2} \rho_0 a_0^2\right) \qquad \delta = \frac{p}{p_0}$$





$$D = K \delta M^2 S C_D$$

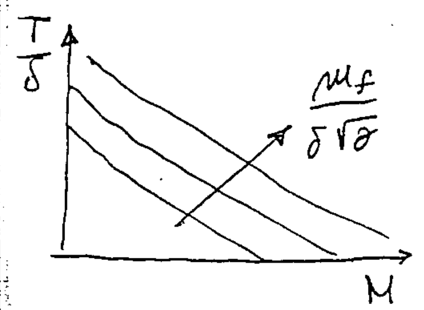
La D/δ si costruisce così: dato W/δ, per ogni M si ha C_L, quindi C_D ed infine D.

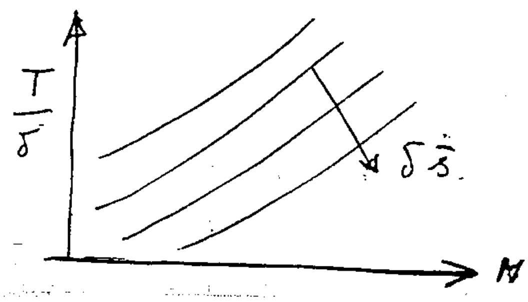


$$\frac{T}{\delta} = f(M, N, \vartheta) \qquad \frac{m_f}{\delta \sqrt{\vartheta}} = g(M, N, \vartheta)$$

$$\frac{m_f}{\delta \sqrt{\vartheta}} = \frac{M a_0}{\delta \bar{s}}$$

$$\frac{T}{\delta} = \frac{T}{\delta}\left(M, \frac{m_f}{\delta \sqrt{\vartheta}}\right) \qquad \frac{T}{\delta} = \frac{a_0 \sqrt{\vartheta}}{\delta \bar{s}} \frac{M}{C_s}$$





AUTONOMIA

FATTORE DI AUTONOMIA (DI DISTANZA) $\quad F.A. = W \dfrac{ds}{dW} \qquad \bar{s} = \dfrac{ds}{dW}$ percorso specifico

$$F.A. = \eta \frac{E}{C_s} \quad \text{(ELICA)} \qquad \text{AUTONOMIA} = F.A. \ln \frac{1}{1 - \dfrac{F}{W_i}}$$

W_i = PESO INIZIALE $\qquad F$ = FUEL CONS

F.A. può non essere costante. Il valore massimo è quello che si utilizza nella formula ....

$$A = A\left(C_s, E, \eta, \frac{F}{W_i}\right) = A\left(C_s, b, f, \eta, \frac{F}{W_i}\right)$$

Non figura il peso del velivolo, ma il rapporto F/W_i, quindi a pari F/W_i ed F.A. ogni velivolo ha pari autonomia. F.A. e F/W_i definiscono velivoli "simili" nei riguardi dell'autonomia.

Il C_s varia con la quota: esiste il C_s ottimale ....

TURBOGETTO

$$F.A. = \frac{EV}{C_s} \qquad (EV)_{MAX} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}}\, \frac{3^{3/4}}{4}\, \pi^{1/4} \sqrt{\frac{W}{\varepsilon}} \sqrt[4]{\frac{b_e^2}{f^3}}$$

$$F.A. = f\Big(\underset{1}{C_s}, \underset{3/4}{f}, \underset{1/2}{W}, \underset{1/2}{b_e}, z, ISA\Big)$$

$$A = \left(\frac{F.A.}{W}\right) \sqrt{W_i} \left[1 - \sqrt{1 - \frac{F}{W_i}}\right] \qquad \frac{F.A.}{W} = \frac{(EV)_{MAX}}{C_s} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}}\, \frac{3^{3/4}}{4}\, \pi^{1/4} \frac{1}{\sqrt{\varepsilon}} \sqrt[4]{\frac{b_e^2}{f^3}}$$

Perché alle alte velocità di volo, anche se subsoniche, il velivolo a getto ~~ha~~ soppianta quello a elica?

Le motivazioni essenziali, di carattere tipologico, risiedono nella spinta disponibile, nella quota di volo e nel carico alare.

1) La spinta disponibile per un propulsore a elica (a passo variabile) è decrescente nel campo di velocità prossimo alla V_{MAX}, mentre quella del getto è costante o leggermente crescente. Ciò quanto più tale campo si sposta a velocità elevate, fino al verificarsi dell'impossibilità di ottenere spinta dall'elica per dato numero di giri massimo.
   La compressibilità interviene ad aggravare la situazione fino a limitare drasticamente l'impiego dell'elica.
   Ne consegue che, tipologicamente, il campo delle alte velocità non è congeniale all'elica.
2) Lo "spianamento" della curva di spinta necessaria al crescere della quota di volo esalta il divario elica-getto: il getto riesce a mettere a frutto il suddetto spianamento con un incremento sostanziale di velocità massima, mentre l'elica ne usufruisce scarsamente.
3) L'aumento del carico alare comporta lo spostamento e lo spianamento della curva di spinta necessaria a più alte velocità. Ciò comporta, come in (2), per il getto una più marcata fruttuosità in termini di incremento di velocità massima (v. anche la figura).