# PARTE 1

# DIMENSIONAMENTO PRELIMINARE

1) Scegliere il tipo di velivolo

2) Assegnare la specifica, anche in base alla base di certficazione (FAR23, 25, etc.)

3) Valutazione di
peso max decollo $W_{TO}$ ,
peso combustibile necessario $W_F$
peso carico pagante $W_{PL}$
peso a vuoto basico $W_E$

Si adopera il fuel fraction method servendosi delle equazioni di Breguet

4) Scelta della

- superficie alare S , cioe' carico alare al decollo $(W/S)_{TO}$
- $(W/P)_{TO}$ (per elica) o $(T/W)_{TO}$ (vel getto)
- massimo coefficiente di portanza in conf. pulita
  conf. decollo
  conf. atterraggio

Bisogna scegliere una combinazione di $(W/P)_{TO}$ e di $(W/S)_{TO}$ che consentano di ottenere le prestazioni richieste.

Dimensionamento in base a :

a) requisiti di velocita' di stallo
b) requisito di lunghezza di decollo
c) requisito di lunghezza di atterraggio
d) velocita' di crociera
e) velocita' di salita (con tutti i motori operativi AEO e un motore inoperativo OEI)
f) tempo di salita ad una certa quota o specifica quota tangenza
g) manovrabilita'

# TABELLA DI CONVERSIONE TRA LE QUANTITA' PIU' USATE

## Lunghezze

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

1 sm = 1609 m = 1.609 Km — 1 Km= 0.6251 sm

1nm = 1.151 sm — 1 sm = 0.8695 nm

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

## Velocita'

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

1 mph = (sm/hr) = 0.8695 Kts — 1 Kts = 1.15 mph

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

1 lb = 0.45359 Kg — 1 Kg = 2.2046 lbs

## Pressione

1 psf = (lbs/ft$^2$) = 4.8824 kg/m$^2$ — 1kg/m$^2$ = 0.20482 psf

EQUAZIONI

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

$\rho$ = [lb s$^2$ / ft$^2$]   V [ft/s]   W/S = [psf] =[ lb/ft$^2$]

$\rho$ sea lev = 23.769 * $10^{-4}$ [lb s$^2$ / ft$^2$]   $\rho(z)=\rho_{sl}\,\sigma(z)$ con $\sigma(z)$ tabellato

**Formule di Breguet - RANGE**

Elica $R = 375(\frac{\eta_p}{c_p})(\frac{L}{D})\ln(\frac{W_i}{W_f})$   R=[sm]   cp =[lbs/hp hr]

Getto $R = (\frac{V}{c_j})(\frac{L}{D})\ln(\frac{W_i}{W_f})$   R=[nm]   V=[kts]   cj= [lbs/lbs hr]

**Formule di Breguet - ENDURANCE**

Elica $E = 375(\frac{1}{V})(\frac{\eta_p}{c_p})(\frac{L}{D})\ln(\frac{W_i}{W_f})$   E =[hr]   V=[mph]

Getto $E = (\frac{1}{c_j})(\frac{L}{D})\ln(\frac{W_i}{W_f})$   E= [hr]

1-3

# DETERMINAZIONE DEI PESI

Assegnata la specifica di progetto ed il "profilo" di missione si può passare alla valutazione dei pesi.
Indicheremo con

$W_{TO}$ Peso max al decollo
$W_E$ Peso a vuoto
$W_{PL}$ Peso del carico pagante (Passeggeri con bagaglio)
$W_F$ Peso del combustibile
$W_{crew}$ Peso dell' equipaggio (Pilota + assistenti di volo con relativo bagaglio)
$W_{tfo}$ Peso dei lubrificanti non consumabili

Si può così schematizzare la suddivisione dei pesi:

$$W_{TO}$$

$$\underbrace{W_E \quad W_{tfo} \quad W_{crew}}_{W_{OE}} \quad W_F \quad W_{PL}$$

Dove $W_{OE}$ è detto peso a vuoto OPERATIVO.
Comunque

$$W_{TO} = W_E + W_{tfo} + W_{crew} + W_F + W_{PL}$$

Andiamo attraverso varie fasi a determinare le relazioni che ci consentiranno di determinare $W_{TO}$, $W_E$, $W_F$ ...

## a) DETERMINARE $W_{PL}$

Si può assumere un peso di 175 lbs per ogni passeggero + un bagaglio di
30 lbs
40 lbs nel caso di velivoli "LONG RANGE"

Per velivoli monomotori e/o bimotori con 4÷10 pass. il pilota viene inglobato nel carico pagante e quindi successivamente $W_{crew} = 0$

b) Peso dei lubrificanti $W_{tfo}$

Si impone

$$W_{tfo} = 0$$

$$W_{tfo} = 0.005\, W_{TO}$$ per velivoli con $W_{TO} \geq 100\,000$ lbs (cioè oltre 100÷120 passeggeri).

c) Peso dell'equipaggio $W_{crew}$

Il numero di persone dell'equipaggio è nella specifica.

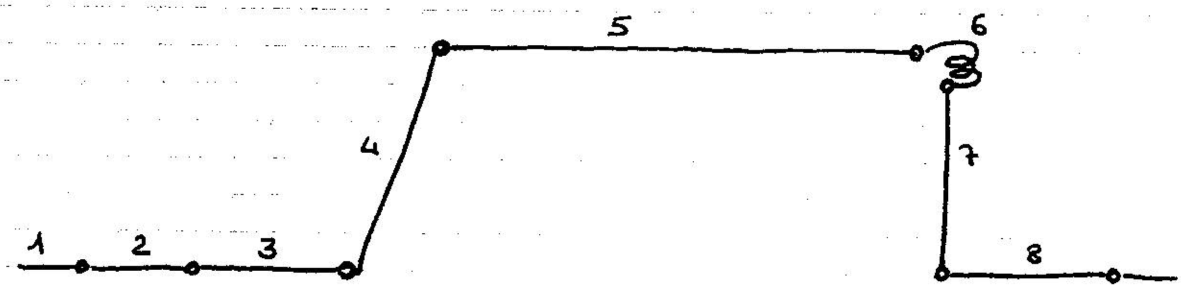
Assumere sempre 175 + 30 lbs per ogni componente

d) DETERMINAZIONE DI $W_F$

Per determinare la quantità di combustibile che deve essere imbarcata (comb. usato + riserve) si utilizza il "FUEL FRACTION METHOD".

$$W_F = W_{F\,used} + W_{F\,res}$$

Supponiamo di avere un ~~generico~~ profilo di mission di un generico velivolo



FASI :

1 - Accensione e riscald.

2 - Taxi

3 - Decollo

4 - Salita ed acceleraz a quota e vel. crociera

5 - crociera

6 - Attesa

7 - Discesa

8 - Atterraggio, Taxi e Spegnim.

Il peso all'inizio sarà $W_{TO}$, dopo la fase 1 sarà $W_1$, dopo la fase 2 $W_2$, .. etc.

Posso avere i rapporti di peso relativi alle varie fasi; cioè $\frac{W_1}{W_{TO}}$ (es. 0.99) è il rapporto dei pesi tra la fine e l'inizio della fase 1

- Fase 1

  $W_1/W_{TO}$ è tabellato per ogni "tipo" di velivolo in tab. 2.1

- Fase 2

  $W_2/W_1$ ancora in tab. 2.1

- Fase 3

  $W_3/W_2$ "

- Fase 4

  $W_4/W_3$ "

~~[illegible]~~ Eventualmente, assegnando una vel. media sulla traiettoria lungo la salita, si può determinare il segmento di crociera percorso.

ciò è importante per velivoli a getto, ed è invece trascurabile per velivoli ad elica (quota di crociera non elevata e salita a veloc. non elevata sulla traiettoria).

- Fase 5

Per la crociera si utilizza la formula di Breguet dell'autonomia di percorso.
L'autonomia è indicata nella specifica

$$R_{cr} = 375\left(\frac{\eta_p}{C_p}\right)_{cr}\left(\frac{L}{D}\right)_{cr}\ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right) \qquad \text{elica}$$

$\uparrow$
[sm]

$C_p$ in $\left[\frac{lbs}{hp\ h}\right]$

$$R_{cr} = \left(\frac{V}{c_j}\right)_{cr}\left(\frac{L}{D}\right)_{cr}\ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right) \qquad \text{getto}$$

$\uparrow$

[nm] e $V$ è in [Kts] e $c_j$ $\left[\frac{lbs}{lbs \cdot h}\right]$

I valori di $\eta_p$, $C_p$ e $\frac{L}{D}$ (cr sta ad indicare che sono valori relativi alla fase di crociera) sono ricavabili in tab. 2.2

È così possibile ricavare $\frac{W_5}{W_4}$

- Fase 6 - Attesa (Loiter)

Per l'attesa si deve invece usare la formula di Breguet dell'autonomia oraria

$$E_{ltr} = 375\left(\frac{1}{V_{ltr}}\right)\left(\frac{\eta_p}{C_p}\right)_{ltr}\left(\frac{L}{D}\right)_{ltr}\ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right) \qquad \text{elica}$$

$$E_{ltr} = \left(\frac{1}{C_j}\right)_{ltr}\left(\frac{L}{D}\right)_{ltr}\ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right) \qquad \text{getto}$$

dove nella prima $V_{lt2}$ è in $\left[ mph = \frac{sm}{h} \right]$

E è in ore.

Valori di $\eta_p$, $c_p$, $c_j$ $\frac{L}{D}$ per la fase di attesa ($lt_2$) si ricavano da tab. 2.2

Per i velivoli ad elica $V_{lt2}$ va ricavata da quella di crociera considerando i punti caratteristici della polare.

La crociera è all'incirca al punto E (magari un po' più veloce) e l'attesa sarà al punto P (minima pot. nec. al volo orizz.)

• Fase 7

Nella discesa la fraz $\frac{W_7}{W_6}$ si valuta da tab 2.1

• Fase 8

$\frac{W_8}{W_7}$ ancora da tab. 2.1

Il rapp del peso a fine miss / inizio missione è:

$$\frac{W_8}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_8}{W_7} = M_{ff}$$

$$W_{F_{used}} = W_{TO} - W_8 = W_{TO}\left(1 - M_{ff}\right)$$

Ad es. moltiplicando i vari rapporti si ottiene $M_{ff} = 0.80$ e

$$W_{F_{used}} = 0.20\ W_{TO}$$

Ma $W_F = W_{F_{used}} + W_{F_{res}}$

Imponendo $W_{F_{res}} = M_{res}\, W_{F_{used}}$

(ad es. comb ris = 25% di quello usato $\rightarrow M_{res} = 0.25$;

si avrebbe

$$W_F = (1 + M_{res})(1 - M_{ff})\, W_{TO}$$
$$= 1.25 \quad 0.20 \quad W_{TO} = 0.25\ W_{TO}$$

A volte la riserva viene specificata in termini di Attesa + eventuale destinazione alternata dopo la discesa. In tal caso la riserva entra direttamente in $M_{ff}$ e $M_{res} = 0$

(In $M_{ff}$ entreranno anche le fasi di attesa e destin. alternata).

$M_{tfo} W_{TO}$

$$W_{TO} = W_E + W_{PL} + W_{crew} + W_F + W_{tfo}$$

$$= W_E + W_{PL} + W_{crew} + (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) W_{TO} + W_{tf}$$

Quindi

$$W_E = W_{TO}\left[1 - (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - M_{tfo}\right] - (W_{PL} + W_{crew})$$

cioè

$$\boxed{W_E = C\, W_{TO} - D} \quad \text{con} \quad C = \left[1 - (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - M_{tfo}\right]$$

$$D = W_{PL} + W_{crew}$$

Inoltre sussiste una relazione su base statistica

$$\boxed{\log_{10} W_{TO} = A + B \log_{10} W_E}$$

A e B in tab. 2.15

$$\rightarrow \log_{10} W_{TO} = A + B \log_{10} (C W_{TO} - D)$$

Tramite le 2 equaz in $W_E$ e $W_{TO}$ è possibile numericamente trovare la soluz in termini di $W_E$ e $W_{TO}$

## ESEMPI

Velivolo bimotore ad elica (specif. tab. 2.17) e profilo di missione

$$W_{PL} = 6 \times 175 + 200 = 1250 \text{ lbs}$$

$W_{crew} = 0$ in tal caso.

$W_{tfo} = 0$ ; cioè $M_{tfo} = 0$

Varie fasi (tab. 2.1)

$\frac{W_1}{W_{TO}} = 0.992$ $\quad \frac{W_2}{W_1} = 0.996$ $\quad \frac{W_3}{W_2} = 0.996$ $\quad \frac{W_4}{W_3} = 0.990$

<u>crociera</u>

$$R_{cr} = 375 \left(\frac{\eta_p}{C_p}\right)_{cr} \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right)$$

dalla specifica $R_{cr} = 1000$ sm

Assumo (tab. 2.2) $(C_p)_{cr} = 0.5 \ \frac{lbs}{hp\ h}$ $\quad \eta_p = 0.82$ $\quad \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} = 11$

$\Rightarrow \frac{W_5}{W_4} = 0.863$

$\frac{W_6}{W_5} = 0.992$ $\quad \frac{W_7}{W_6} \simeq 0.992$

$M_{ff} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdots \cdots \frac{W_7}{W_6} = 0.827$

Dalla specifica $W_{F res} = 0.25\, W_{F used}$ ; cioè $M_{res} = 0.25$

$$W_F = (1 + M_{res})(1 - M_{ff})\, W_{TO} = 0.216\, W_{TO}$$

$C = 1 - 0.216 = 0.784$

$D = 1250$

$A = 0.0966$ $\quad B = 1.0298$ $\quad$ (tab. 2.15)

Risolvendo numericamente trovo

$W_{TO} \simeq 7900$ lbs

$W_E \simeq 4900$ lbs

$W_F = 0.216\, W_{TO} = 1706$ lbs

<u>velivolo da trasp a getto</u> (specif e prof. missione in tab. 2.18)

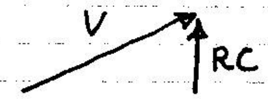
$W_{PL} = 150 \cdot (175 + 30) = 30750$ lbs $\quad W_{crew} = 5 \cdot (175 + 30) = 1025$ lbs

da tab. 2.1 :

$\frac{W_1}{W_{TO}} = 0.990 \quad \frac{W_2}{W_1} = 0.990 \quad \frac{W_3}{W_2} = 0.995 \quad \frac{W_4}{W_3} = 0.980$

È opportuno valutare la salita agli effetti dell'autonomia assumendo una salita con una vel media di 275 Kts

$V = 275$ kts
$RC = 2500$ fpm
} valori medi lungo la salita




Per arrivare alla quota di 35000 ft ci vogliono

$\frac{35000}{2500} = 14$ minuti, corrispondenti ad un percorso

di $\left(\frac{14}{60}\right) \cdot 275 = 64$ nm

Poichè dalla specifica $R_{TOT} = 1500$ nm

ottengo $R_{cr} = 1500 - 64 = 1436$ nm

<u>crociera</u>

$$R_{cr} = \left(\frac{V}{c_j}\right)_{cr} \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right)$$

poichè $M_{cr} = 0.82$ a 35000 ft $\rightarrow V_{cr} = 473$ kts

$(c_j)_{cr} = 0.5 \frac{lbs}{lbs\ h} \quad \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} = 16$ (scelti da tab 2.2)

$$\Rightarrow \frac{W_5}{W_4} = 0.909$$

<u>attesa</u>

$$E_{ltr} = \left(\frac{1}{c_j}\right)_{ltr} \left(\frac{L}{D}\right)_{ltr} \ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right)$$

$E_{ltr} = 1$ h (specifica)

Scelgo $(c_j)_{ltr} = 0.6 \quad \left(\frac{L}{D}\right)_{ltr} = 18 \quad \Rightarrow \frac{W_6}{W_5} = 0.967$

discesa $W_7/W_6 = 0.990$ (tab. 2.1)

volo verso l'aeroporto alternato

si usa ancora
$$R = \left(\frac{V}{C_j}\right)\left(\frac{L}{D}\right) \ln \frac{W_7}{W_8}$$ con $R = 100$ nm (specifica)

si usa $C_j \simeq 0.9$

$$\left(\frac{L}{D}\right) = 10 \qquad V = 250 \text{ Kts}$$

(per tenere in conto che la fase avviene a bassa quota , < 10000 ft , in accordo con le FAR) -

$$\Rightarrow \frac{W_8}{W_7} = 0.965$$

$M_{ff} = 0.796$

Poiché il comb. di riserva è già stato conteggiato

$M_{res} = 0$ e
$$W_F = (1 - 0.796) W_{TO} = 0.204\, W_{TO}$$

$$C = 1 - (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - M_{tfo} = 1 - 0.204 - 0.005 = 0.791$$
(con $W_{tfo} = 0.005\, W_{TO}$)

$D = 30750 + 1025 = 31775$

$A = 0.0833 \qquad B = 1.0383$ (tab 2.15)

Risolvendo numericam.

$W_{TO} \simeq 127000$ lbs

$W_E \simeq 68450$ lbs

$W_F = 25908$ lbs

# ANALISI DELLA MUTUA INFLUENZA DEI VARI PARAMETRI (SENSITIVITÀ)

Influenza di :

1) CARICO PAGANTE
2) PESO A VUOTO
3) AUTONOMIA R di percorso
4) AUTONOMIA E di durata
5) EFFICIENZA AEROD (L/D)

Importanza

a) Determinare quali parametri guidano il progetto
b) Determinare quali cambiamenti tecnologici devono essere perseguiti, se si vogliono ottenere possibilità di sviluppo
c) Stima dell'impatto di una scelta ottimistica o pess di L/D, $c_p$, $c_j$, $\eta_p$ .

---

Metodo numerico : valuto il $\Delta W_{TO}$ variando ..., $W_E$, .. di un $5 \div 10\%$

Metodo analitico :

$$W_E = W_{TO}\left[1-(1+M_{res})(1-M_{ff})-M_{tfo}\right]-(W_{PL}+W_{crew})$$

$$W_E = C\,W_{TO} - D$$

ed inoltre $\log_{10} W_{TO} = A + B \log_{10} W_E$

$$\frac{1}{W_{TO}}\frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = \frac{B\left(W_{TO}\frac{\partial C}{\partial y}+C\frac{\partial W_{TO}}{\partial y}-\frac{\partial D}{\partial y}\right)}{(C\,W_{TO}-D)}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = \left[B(W_{TO})^2\frac{\partial C}{\partial y} - B W_{TO}\frac{\partial D}{\partial y}\right] \Big/ \left[C(1-B)W_{TO}-D\right]$$

$y = \boxed{W_{PL}}$ $$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = B W_{TO} \Big/ \left[ D - C(1-B) W_{TO} \right]$$

$y = \boxed{W_E}$ $$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = B W_{TO} \left\{ \text{inv} \log_{10} \left[ \left( \log_{10} W_{TO} - A \right) / B \right] \right\}^{-1}$$

(si ottiene da $\log_{10} W_{TO} = A + B \log_{10} W_E$

---

$\boxed{R}$

Se $\frac{W_{i+1}}{W_i}$ è dip. dall'auton. percorso

- $$\frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = F \frac{\partial \bar{R}}{\partial y}$$

- dip auton durata

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = F \frac{\partial \bar{E}}{\partial y}$$

$$F = - B W_{TO}^2 \left[ C W_{TO} (1-B) - D \right]^{-1} (1 + M_{res}) M_{ff}$$

# SENSITIVITA' AD R ed E

## VEL. ELICA

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial R} = F\, c_p \left(375\, \eta_p \frac{L}{D}\right)^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial E} = F\, V\, c_p \left(375\, \eta_p \frac{L}{D}\right)^{-1}$$

## VEL GETTO

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial R} = F\, c_j \left(V L/D\right)^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial E} = F\, c_j \left(L/D\right)^{-1}$$

1-16

Tabella 2.20 - *Derivate parziali di Breguet per velivoli ad elica e a getto*

| | | Ad elica | | A getto |
|---|---|---|---|---|
| Autonomia di percorso | $y = R$ | $\partial\bar{R}/\partial y = c_p(375\eta_p L/D)^{-1}$ | | $\partial\bar{R}/\partial y = c_j(VL/D)^{-1}$ |
| Autonomia di durata | $y = E$ | $\partial\bar{E}/\partial y = Vc_p(375\eta_p L/D)^{-1}$ | | $\partial\bar{E}/\partial y = c_j(L/D)^{-1}$ |
| Autonomia di percorso | $y = c_p$ | $\partial\bar{R}/\partial y = R(375\eta_p L/D)^{-1}$ | $y = c_j$ | $\partial\bar{R}/\partial y = R(L/D)^{-1}$ |
| Autonomia di durata | $y = c_p$ | $\partial\bar{E}/\partial y = EV(375\eta_p L/D)^{-1}$ | $y = c_j$ | $\partial\bar{E}/\partial y = E(L/D)^{-1}$ |
| Autonomia di percorso | $y = \eta_p$ | $\partial\bar{R}/\partial y = -Rc_p(375\eta_p^2 L/D)^{-1}$ | | Non applicabile |
| Autonomia di durata | $y = \eta_p$ | $\partial\bar{E}/\partial y = -EVc_p(375\eta_p^2 L/D)^{-1}$ | | Non applicabile |
| Autonomia di percorso | $y = V$ | Non applicabile | | $\partial\bar{R}/\partial y = -Rc_j(V^2 L/D)^{-1}$ |
| Autonomia di durata | $y = V$ | $\partial\bar{R}/\partial y = Ec_p(375\eta_p(L/D)^2]^{-1}$ | | $\partial\bar{R}/\partial y = -Rc_j[V(L/D)^2]^{-1}$ |
| Autonomia di durata | $y = L/D$ | $\partial\bar{E}/\partial y = -EVc_p[375\eta_p(L/D)^2]^{-1}$ | | $\partial\bar{E}/\partial y = -Ec_j(L/D)^{-2}$ |
| | | Nota: R in sm<br>V in mph | | Nota: R in nm o sm<br>V in kts o mph |

35

1-17

$$W_F = (1\text{-}0{,}713)\times 60000 = 17220 \text{ lbs.}$$

4. Il valore di $W_{OEtent}$ si ottiene dall'equazione 2.4 e risulta:

$$W_{OEtent} = 60000\text{-}17220\text{-}12000 = 30780 \text{ lbs.}$$

5. Un valore di prima approssimazione di $W_E$ si ottiene dall'equazione 2.5 e risulta:

$$W_{Etent} = 30780\text{-}0{,}005\times 60000\text{-}200 = 30280 \text{ lbs.}$$

6. Il valore plausibile di $W_E$ si ottiene dalla figura 2.11 e risulta:

$$W_E = 31000 \text{ lbs.}$$

7. La differenza tra $W_E$ e $W_{Etent}$ è di 720 lbs e risulta eccessiva. Si rileva necessaria quindi un'iterazione. È richiesto al lettore di mostrare che, dopo l'iterazione, risulta $W_{TO} = 64500$ lbs.

Per riassumere, un velivolo da caccia d'attacco al suolo con una specifica di missione quale quella descritta in tabella 2.19 è definito dalla seguente stima preliminare di pesi:

$W_{TO}$ = 64500 lbs (con carichi esterni)

$W_{TO}$ = 54500 lbs (senza carichi esterni)

$W_E$ = 33500 lbs

$W_F$ = 18500 lbs.

## 2.7 Analisi della mutua influenza dei vari parametri (sensitività) e studio dei fattori di crescita

È evidente che i risultati ottenuti nel precedente paragrafo 2.6 dipendono dai valori assegnati ai vari parametri che sono stati inseriti nelle equazioni dell'autonomia.
In questo paragrafo si vuole mostrare con alcuni esempi come il peso al decollo $W_{TO}$ sia funzione di:

1. Carico pagante, $W_{PL}$;
2. Peso a vuoto, $W_E$;
3. Autonomia di percorso, R;
4. Autonomia di durata, E;
5. Efficienza aerodinamica, L/D;
6. Consumo specifico del combustibile, $c_p$ o $c_j$;
7. Rendimento delle eliche, $\eta_p$.

Dopo il dimensionamento preliminare di un nuovo velivolo effettuato con il metodo descritto al paragrafo 2.4, è obbligatorio svolgere studi sulla mutua influenza fra i parametri sopra elencati. Le ragioni di ciò sono:

A. Determinare quali parametri "guidano" il progetto.

B. Determinare quali cambiamenti tecnologici devono essere perseguiti, se si vogliono ottenere possibilità di sviluppo di nuove missioni.

C. Se i parametri 5, 6 e 7 sopra descritti sono stati scelti ottimisticamente (o pessimisticamente), l'analisi della mutua influenza fornisce una rapida stima dell'impatto di tale ottimismo (o pessimismo) sul progetto.

### 2.7.1 *Un metodo analitico per il calcolo dell'influenza dei vari parametri sul peso massimo al decollo*

Ricordando le equazioni 2.4 e 2.5, si può scrivere:

$$W_E = W_{TO} - W_F - W_{PL} - W_{tfo} - W_{crew} \tag{2.17}$$

L'equazione 2.6 può essere riscritta nel seguente modo:

$$W_F = (1 - M_{ff})W_{TO} + W_{Fres} \tag{2.18}$$

La riserva di combustibile, $W_{Fres}$ può a sua volta essere scritta come:

$$W_{Fres} = M_{res}(1 - M_{ff})W_{TO},$$

dove $M_{res}$ è la frazione di combustibile di riserva espressa in rapporto al combustibile usato per la missione.

Se $M_{tfo}$ è la frazione di combustibile ed olio non utilizzabili espressa in rapporto del peso totale al decollo, $W_{TO}$, allora si ottiene:

$$W_E = W_{TO}[1 - (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - M_{tfo}] + \\ - (W_{PL} + W_{crew}) \tag{2.20}$$

$W_E$ può anche essere riscritto nel seguente modo:

$$W_E = C \times W_{TO} - D \tag{2.21}$$

dove

$$C = [1 - (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - M_{tfo}] \tag{2.22}$$

e

$$D = (W_{PL} + W_{crew}) \tag{2.23}$$

1-19

Si lascia al lettore dimostrare che $W_E$ può essere eliminato dalle equazioni 2.21 e 2.16, ottenendosi:

$$\log_{10}W_{TO} = A + B\times\log_{10}(C\times W_{TO} - D) \quad (2.24)$$

I coefficienti A e B rappresentano le costanti delle linee di regressione della tabella 2.15. I coefficienti C e D sono quelli delle equazioni 2.22 e 2.23.
Si osservi che l'equazione 2.24 offre inoltre l'opportunità di risolvere numericamente il processo iterativo descritto al paragrafo 2.4.
Se si desidera valutare il comportamento di $W_{TO}$ al variare del generico parametro "y", bisogna fare la derivata parziale di $W_{TO}$ nell'equazione 2.24, ottenendosi:

$$(1/W_{TO})\partial W_{TO}/\partial y =$$

$$= B(W_{TO}\partial C/\partial y + C\partial W_{TO}/\partial y - \partial D/\partial y)/(CW_{TO}-D) \quad (2.25)$$

Poichè le costanti della linea di regressione A e B variano solo con il tipo di velivolo, le derivate parziali $\partial A/\partial y$ e $\partial B/\partial y$ sono nulle.
Esplicitando l'equazione 2.25 rispetto a $\partial W_{TO}/\partial y$ si ottiene:

$$\partial W_{TO}/\partial y =$$

$$= [B(W_{TO})^2\partial C/\partial y - BW_{TO}\partial D/\partial y]/[C(1-B)W_{TO}-D] \quad (2.26)$$

Al posto di "y" si può considerare uno qualsiasi dei parametri elencati in precedenza e numerati da 1 a 7.
Si prenderanno ora in esame le seguenti sensitività:

2.7.2 Variazione del peso al decollo in funzione del carico pagante,

2.7.3 Variazione del peso al decollo in funzione del peso a vuoto,

2.7.4 Variazione del peso al decollo in funzione di autonomia di durata e di percorso, velocità, consumo specifico di combustibile, rendimento delle eliche e efficienza aerodinamica.

### 2.7.2 *Variazione del peso al decollo in funzione del carico pagante*

Se $y = W_{PL}$, allora, dall'equazione 2.23, $\partial D/\partial W_{PL} = 1{,}0$.
Inoltre, dall'equazione 2.22, $\partial C/\partial W_{PL} = 0$.
Quindi

$$\partial W_{TO}/\partial W_{PL} = BW_{TO}[D - C(1-B)W_{TO}]^{-1} \quad (2.27)$$

La derivata $\partial W_{TO}/\partial W_{PL}$ è detta fattore di crescita del velivolo dovuto al carico pagante. Saranno ora esaminati alcuni esempi. Negli esempi si sono impiegati gli stessi velivoli già esaminati nel paragrafo 2.6.

*2.7.2.1 Esempio 1: Velivolo bimotore ad elica*

Per questo bimotore sono stati trovati i seguenti dati:

A = 0,0966 (dalla tabella 2.15)

B = 1,0298 (dalla tabella 2.15)

C = [1 - 1,25(1 - 0,827) - 0,005] = 0,779 (vedi paragrafo 2.6.1)

D = 1,250 lbs (dalla tabella 2.17)

Si noti che la sostituzione di A, B, C e D nell'equazione 2.24 porta a:

$W_{TO}$ = 7935 lbs,

che va abbastanza d'accordo con la soluzione trovata al paragrafo 2.6.1. Con questo valore di $W_{TO}$ è possibile calcolare la variazione di $W_{TO}$ con $W_{PL}$, servendosi dell'equazione 2.27, ottenendo:

$\partial W_{TO}/\partial W_{PL} = 5{,}7.$

Ciò significa che per un aumento del carico pagante di una libbra, il peso al decollo aumenterà di 5,7 libbre. Questo risultato implica che le prestazioni della missione non cambino. Il valore 5,7 è detto fattore di crescita dovuto al carico pagante per il bimotore preso in esame.

*2.7.2.2 Esempio 2: Velivolo da trasporto a getto*

Per questo velivolo sono stati trovati i seguenti dati:

A = 0,0833 (vedi tabella 2.15)

B = 1,0383 (vedi tabella 2.15)

C = [1 - (1 - 0,796) - 0,005] = 0,791 (vedi paragrafo 2.6.2)

D = 31775 lbs (vedi tabella 2.18)

La sostituzione di A, B, C e D nell'equazione 2.24 porta a:

$W_{TO}$ = 126100 lbs.

Tale risultato è in buon accordo con la soluzione iterativa trovata al paragrafo 2.6.2. Usando questo valore di $W_{TO}$ so può calcolare la variazione di $W_{TO}$ con $W_{PL}$, con l'aiuto dell'equazione 2.27:

$\partial W_{TO}/\partial W_{PL} = 3{,}7.$

Ciò significa che per un aumento del carico pagante di una libbra, il peso totale al decollo aumenterà di 3,7 libbre.

Tale risultato implica che le prestazioni della missione non cambino. Il valore 3,7 è detto fattore di crescita dovuto al carico pagante per questo velivolo.