

2 – Determinazione dei pesi

2.1 La determinazione dei pesi

In base alla specifica di progetto, tramite un metodo semiempirico, è possibile ricavare il peso a vuoto e il peso massimo al decollo per il velivolo in corso di progettazione.

Il peso a vuoto si lega al peso massimo al decollo tramite una relazione ricavata dalla definizione del peso massimo al decollo stesso :

$$W_{TO} = W_E + W_{crew} + W_{PL} + W_F + W_{tfo} \quad (2.1)$$

I cui termini rispettivamente rappresentano:

W_{TO} = Peso massimo al decollo

W_E = Peso a vuoto

W_{crew} = Peso dell'equipaggio

W_{PL} = Peso del carico pagante

W_F = Peso del combustibile

W_{tfo} = Peso dei lubrificanti non consumabili

E da una relazione ricavata su base statistica :

$$\log_{10} W_{TO} = a + b \log_{10} W_E \quad (2.2)$$

Ove a e b sono coefficienti ricavati su base statistica a partire da dati riguardanti velivoli simili per dimensioni e categoria.

2.2 Determinazione del peso del carico pagante e dell'equipaggio

Dalla specifica di progetto si evince che il numero di passeggeri è 50.

Per ciascuno di essi si assume un peso di 173 libbre più un peso di 30 libbre di bagaglio.

Si sono scelte solo trenta libbre di bagaglio essendo il velivolo in progetto destinato al trasporto regionale e non si prevede, quindi grossa quantità di bagaglio imbarcata dal passeggero.

Da questo si calcola che:

$$W_{PL} = 50 \cdot (175 + 40) = 10250lb \quad (2.3)$$

La specifica non dà invece indicazioni sull'equipaggio. Si è quindi assunta la presenza di due piloti, come da regolamento, e di un unico assistente di bordo, essendo i viaggi brevi e dovendo assistere solo 50 passeggeri.

Sia per i piloti sia per l'assistente di volo si considerano 175 libbre di peso più 30 libbre di bagagli.

Da cui:

$$W_{crew} = 3 \cdot (175 + 30) = 615lb \quad (2.4)$$

2.3 Peso dei lubrificanti non consumabili

Essendo il velivolo in progetto come i velivoli della sua categoria, inferiore alle 100000 libbre, si è considerato il peso dei lubrificanti non consumabili trascurabile rispetto al peso del velivolo.

$$W_{tfo} = 0 \quad (2.5)$$

2.4 Peso del combustibile

Il peso del combustibile è ricavabile mediante il *Fuel fraction method*. Esso consiste nel dividere in profilo di missione in diverse fasi operative

Accensione e riscaldamento

Taxi

Decollo

Salita ed accelerazione a quota e velocità di crociera

Crociera

Attesa

Discesa

Deviazione ad aeroporto alternativo

Atterraggio, taxi e spegnimento

e nel calcolare i rapporti di peso alla fine e all'inizio di ciascuna delle otto fasi.

Il valore dei rapporti per le fasi 1, 2, 3, 4, 7 e 9 è ricavabile da considerazioni statistiche su velivoli di simile categoria e per essi valgono i seguenti risultati:

	1	2	3	4	7	9
$\frac{W_{finale}}{W_{iniziale}}$	0.990	0.993	0.995	0.980	0.990	0.992

Per la fase 5 è necessario utilizzare la formula di Breguet per l'autonomia di percorso per i velivoli a getto:

$$R_{cr} = \frac{V}{c_j} \cdot E \cdot \ln \frac{W_5}{W_4} \quad (2.6)$$

Ove R_{cr} è il range di crociera indicato dalla specifica, decurtato di un aliquota di distanza che il velivolo ha percorso in fase di salita e quindi non competente alla crociera, in particolare

$$R_{cr} = R - R_4 = 1750 - 59 = 1691nm \quad (2.7)$$

la velocità, V , è pari a 448 knt corrispondente al Mach di crociera e alla quota di crociera riportate nella specifica. L'efficienza, E ed il consumo specifico, c_j , sono riportati anche essi nella specifica.

Sostituendo i valori e invertendo la formula di Breguet si arriva al valore del rapporto:

$$\frac{W_5}{W_4} = 0.840 \quad (2.8)$$

Nello stesso modo procediamo per ricavare il rapporto di peso derivante da una deviazione ad aeroporto alternativo

Stavolta però consideriamo un range pari a 100 nm ed una velocità di 220 nm, come da specifica.

Si otterrà in fine:

$$\frac{W_8}{W_7} = 0.979 \quad (2.9)$$

Per la fase di attesa si è, invece, utilizzata la formula di Breguet per l'autonomia oraria del velivolo a getto.

$$En = \frac{1}{c_j} \cdot E \cdot \ln \frac{W_6}{W_5} \quad (2.10)$$

Il tempo di attesa, En , è indicato dalla specifica ed è pari a 25 minuti, mentre si è ritenuto opportuno prendere un'efficienza maggiorata, pari a 15 e un consumo specifico minore, pari a 0.5, tenendo in considerazione il fatto che, l'attesa è generalmente effettuata in condizioni che massimizzino l'autonomia oraria.

Trovati, quindi, tutti i rapporti di peso posso finalmente ricavare che

$$\frac{W_f}{W_{to}} = 0.236 \quad (2.11)$$

2.5 Stima dei coefficienti a e b

Per poter opportunamente sfruttare la relazione 2.2 è necessario conoscere i coefficienti a e b.

Essi sono generalmente indicati su numerosi testi ma si è ritenuto opportuno ricalcolarli per la nostra categoria di velivoli, avendo trovato solo coefficienti adatti per velivoli a getto di dimensioni sensibilmente superiori o inferiori.

Si è anzitutto effettuata una ricerca su velivoli simili riportando peso a vuoto e peso massimo al decollo:

	Wto	We
Embraer 145	44150 lb	25754 lb
CRJ 700	72594 lb	43256 lb
Fokker F28-4000	71082 lb	37786 lb
Fokker 70	84106 lb	50296 lb
Jet Star	39024 lb	18490 lb
Falcon 50	39746 lb	20199 lb

Si è individuata una linea di tendenza su un diagramma Wto We

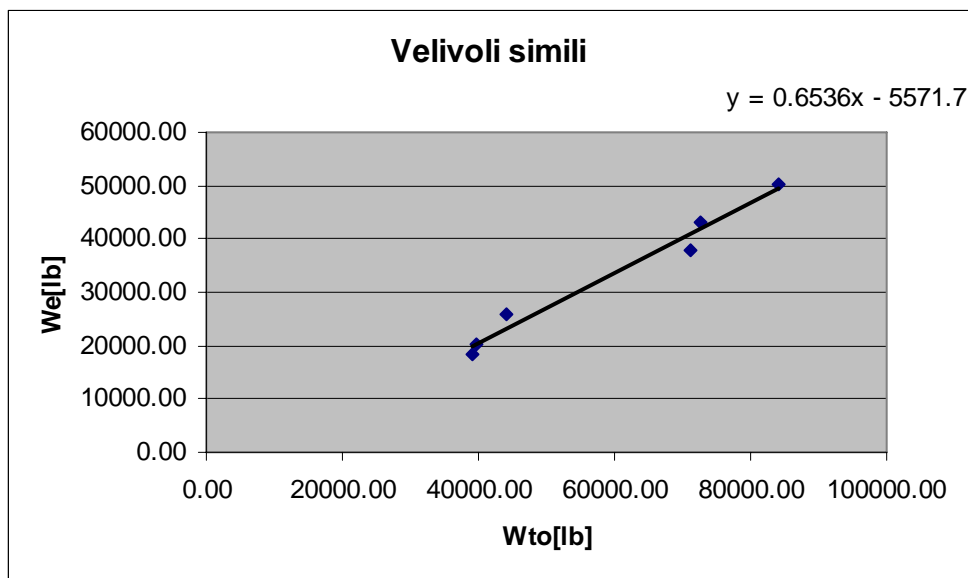


Fig. 2.1 – Linea di tendenza per velivoli simili

Si sono infine ricavati i coefficienti a e b per la nostra classe di velivoli che messi a paragone con quelli delle due classi di velivoli più simili a quello in progetto appaiono così:

	a	b
<u>Regional transport jet</u>	1.06	0.82
Business jet	0.268	0.998
Transport jet	0.0833	1.0383

2.6 Stima del peso a vuoto e del peso massimo al decollo

È possibile ricavare il peso a vuoto e il peso massimo al decollo risolvendo il sistema di equazioni a due equazioni e due incognite composto dalla 2.2 e dalla 2.1 riscritta nella seguente maniera

$$W_E = C \cdot W_{TO} - D \quad (2.12)$$

Ove

$$C = 1 - \frac{W_f}{W_{TO}} \quad (2.13) ; \quad D = W_{PL} + W_{crew} \quad (2.14)$$

Risolvendo numericamente il sistema ottengo che $W_{TO} = 49496$ e $W_E = 26350$

Per avere una più immediata sensazione della distribuzione dei pesi si riporta il seguente grafico

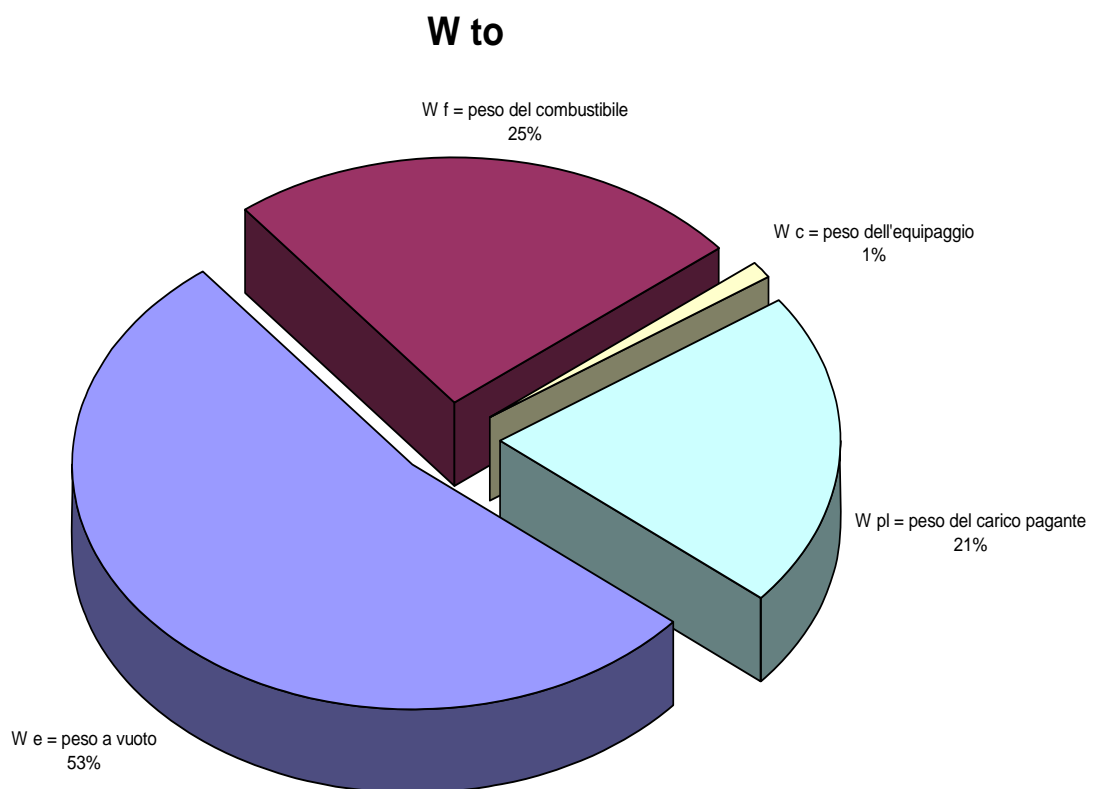


Fig. 2.2 – Distribuzione dei pesi