

Capitolo 2: Determinazione dei pesi

Il primo passo in un progetto di un velivolo è la stima dei pesi del velivolo stesso in diverse condizioni di esercizio. Per capire meglio si può pensare il peso massimo al decollo W_{TO} diviso in varie aliquote diverse:

$$W_{TO} = W_E + W_{PL} + W_{CREW} + W_F + W_{tf0}$$

nell'ordine peso a vuoto, carico pagante, equipaggio, carburante (comprensivo di riserva) e lubrificanti non consumabili. Nel seguito vengono calcolati i diversi contributi:

Carico pagante

Dalla specifica è stato calcolato il peso del carico pagante, che nel nostro caso è costituito dai passeggeri e dal loro bagaglio: si è assunto un peso di 175lb per ogni passeggero e un peso di 30lb per il bagaglio di un passeggero di classe *economy* e di 40lb per la classe *business*.

Equipaggio

L'equipaggio è composto da 9 membri: analogamente a quanto fatto per il carico pagante, per ciascun membro si è assunto un peso di 175lb con bagaglio di 30lb (come per la classe *economy*).

Lubrificanti non consumabili

Su base statistica, si considera che questa componente costituisce il 5‰ del peso massimo al decollo per velivoli da trasporto a getto di peso superiore alle 100000lb.

Carburante

Per stimare il peso del carburante è stato preso in considerazione il profilo di missione, indicato nelle specifiche. In particolare conoscendo il rapporto tra peso alla fine e peso all'inizio per ogni fase della missione è possibile determinare la frazione di W_{TO} costituita da carburante. Si è ottenuto:

	Fase	W_i/W_{i-1}
1	Warmup	0.990
2	Taxi	0.990
3	Decollo	0.995
4	Salita	0.980
5	Crociera	0.707
6	Attesa	0.977
7	Discesa	0.990
	Aeroporto	
8	Alternativo	0.986
9	Atterraggio	0.992

Tabella 2.1: Fuel Fraction Method

Per le prime quattro fasi i rapporti W_i/W_{i-1} sono stati stimati a partire da dati statistici relativi a velivoli simili.

Per la fase di crociera è stata usata la formula di Breguet dell'autonomia di distanza:

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

Dalla specifica sappiamo che l'autonomia di distanza R_{cr} è 5000 nm, la velocità e il STFC (Specific Trust Fuel Consumption) in condizioni di crociera, indicato nella formula con c_j , valgono

rispettivamente 853 Km/h (Mach 0.8 a 35000 ft) e 0.65 lb/lb e l'efficienza in crociera è 15: da questi dati si ottiene che il rapporto W_5/W_4 è 0.707.

Analogamente per la fase di attesa è stata invece usata la formula di Breguet per l'autonomia oraria:

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

nella quale è stato assunto $c_j=0.55$, $L/D=18$ e (da specifica) un tempo di attesa di 45 minuti.

Per le fasi 7 e 9, i suddetti rapporti sono stati stimati ancora una volta a partire da statistiche, mentre per l'atterraggio su un aeroporto alternativo è stata usata sempre la formula di Breguet per l'autonomia di distanza con un percorso di 100 nm alla velocità di 407 Km/h ad una quota di 9000 ft (efficienza e STFC sono gli stessi della crociera).

Infine il peso massimo al decollo è stato calcolato usando la seguente relazione statistica:

$$\text{Log} W_{TO} = A + B \text{Log} W_E$$

Dove i coefficienti A e B dipendono dal tipo di velivolo e nel nostro caso sono $A=0.0833$ $B=1.041$. W_E può essere espresso in funzione di W_{TO} per cui si ottiene un'equazione nella sola incognita W_{TO} :

$$\text{Log} W_{TO} = A + B \text{Log} (C W_{TO} + D)$$

Dove $C = \prod_{i=1}^9 W_i / W_{i-1} - M_{ft0}$ con M_{ft0} si è indicato il rapporto tra W_{ft0} e peso massimo al decollo (è stato assunto $M_{ft0}=0.005$) e D è la somma di carico pagante ed equipaggio.

Calcolato il peso massimo al decollo risulta facile calcolare tutti gli altri pesi caratteristici, che qui riportiamo messi a confronto con quelli di un Boeing 757-200

		757-3J	757-200
Peso max al decollo	W_{TO}	304000 lb	255000 lb
Peso a vuoto operativo	W_{EO}	157000 lb	114160 lb
Peso del carburante	W_F	110000 lb	75550 lb
Carico pagante	W_{PL}	37000 lb	38290 lb

Tabella 2.2: Stima dei pesi e confronto con il Boeing 757-200

Capitolo 3: Punto di progetto

Per il dimensionamento del carico alare e del rapporto spinta peso sono stati presi in considerazione tre vincoli: la distanza di decollo, la distanza di atterraggio e la velocità di crociera.

Distanza di decollo

Per la distanza di decollo è stata usata la seguente formula statistica:

$$S_{TOfl} = 37.5 TOP_{25} \quad TOP_{25} = \frac{(W/S)_{TO}}{\sigma c_{Lmax-TO} (T/W)_{TO}}$$

dove la distanza di decollo va in ft e il carico alare in psf.

Ammettendo di decollare al livello del mare e conoscendo il coefficiente di portanza massimo in decollo nonché imponendo la distanza di decollo come da specifiche si ottiene una relazione tra carico alare e rapporto spinta peso.

Ovviamente in questa fase non si conoscono ancora le polari del velivolo e quindi sono stati ipotizzati 3 diversi $C_{Lmax-TO}$ possibili, ossia: 1.8 2.0 e 2.2.

Distanza di atterraggio

Per la distanza di atterraggio è stata usata la seguente formula statistica:

$$\frac{S_L}{0.6} = S_{FL} = 0.3 V_A^2$$

dove le distanze di atterraggio sono espresse in ft e la velocità di approccio in kts.

Considerando che per la normativa $V_A = 1.3 V_{SL}$, si ottiene un vincolo per il carico alare dato che:

$$\left(\frac{W}{S} \right)_L = \frac{1}{2} \rho V_{SL}^2 c_{Lmax-L}$$

Per il c_{Lmax-L} sono stati ipotizzati tre valori: 2.5, 2.8, 3

Velocità di crociera

Per la velocità di crociera è stata considerata la seguente equazione:

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{CR} = C_{D0} q \left(\frac{S}{W} \right)_{CR} + \left(\frac{W}{S} \right)_{CR} \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot q}$$

Derivata dalle equazioni di equilibrio alla traslazione in condizioni di crociera e dall'equazione della polare parabolica: $C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$.

Si è assunto $c_{D0} = 0.017$ e $e = 0.80$.

L'allungamento alare, invece, è stato stimato considerando l'efficienza di crociera dataci dalle specifiche e ricordando che per i velivoli a getto si vola nel punto A della polare parabolica (punto di massima autonomia di distanza):

$$AR = \frac{16 \cdot C_{D0} \cdot E_A^2}{3\pi e} = 8.12$$

La pressione dinamica q è nota dato che sono note da specifica quota e velocità di crociera, quindi è stata trovata una relazione tra carico alare e rapporto di spinta.

Inoltre poi è stata considerata la riduzione della potenza dovuta alla quota e al numero di mach, assumendo che $T_{CR}/T_0 = 0.23$.

In fine questi tre vincoli, concretizzati in funzioni che legano carico alare e rapporto di spinta, sono stati diagrammati sullo stesso grafico dopo aver avuto cura di ridurre tutti i suddetti rapporti alle condizioni di decollo (tenendo conto quindi del consumo di carburante).

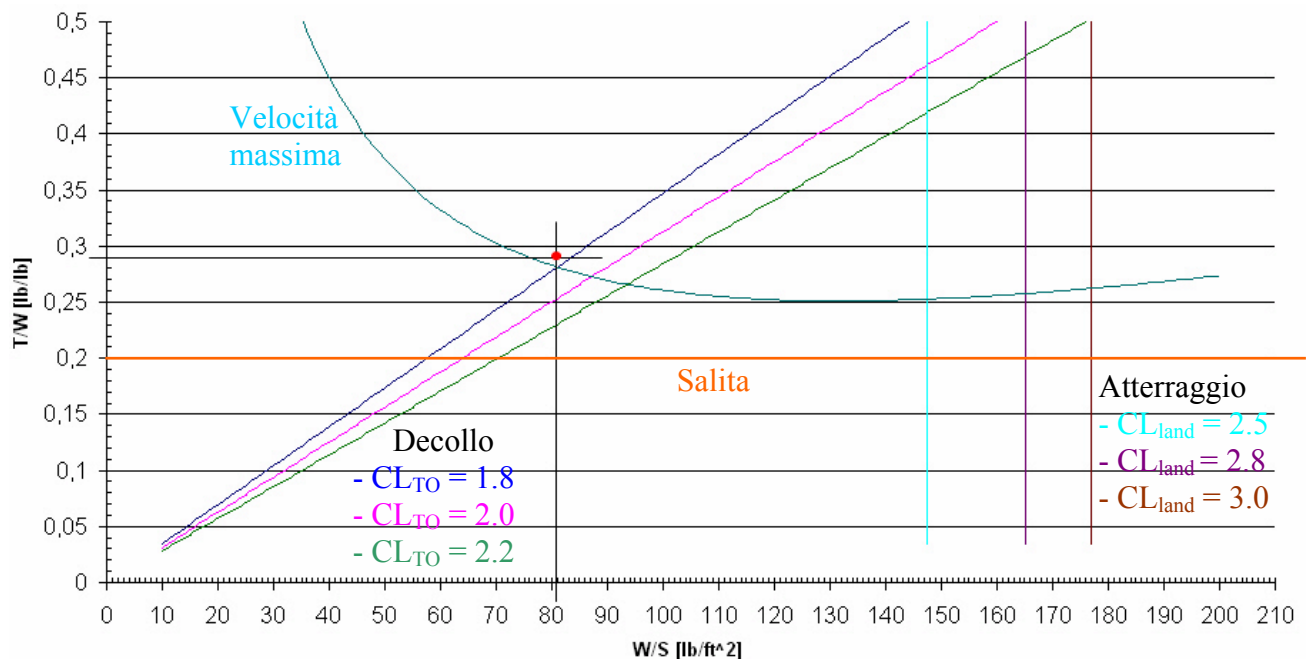


Figura 3.1: Punto di progetto

Si ricordi che le linee rappresentano solo delle condizioni limite. In particolare verificano i vincoli i punti alla sinistra del limite di atterraggio, i punti al di sopra della curva della velocità di crociera e quelli sopra la retta del limite di decollo.

Il punto di progetto, evidenziato in figura, è stato scelto ricordando che il nostro velivolo ha 3 motori uguali e prendendo in considerazione i possibili motori presenti in commercio.

E' stato dunque scelto questo punto di progetto $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 81 \frac{lb}{ft^2}$ $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = 0.29$.

Confrontiamo questi rapporti con velivoli simili:

VELIVOLO	MOTORI	T_0 / W [-]	W / S [lb/ft ²]
Boeing 737-900	2	0.3168	128.61
Boeing 757-200	2	0.2935	127.84
Boeing 767-200ER	2	0.2993	126.68
Airbus A320-230	2	0.3125	129.64
Airbus A321	2	0.3322	142.00
Tupolev TU-154M	3	0.3118	103.72
DC - 8 - 72	4	0.2629	114.46

Tabella 3.2: Punto di progetto di velivoli simili

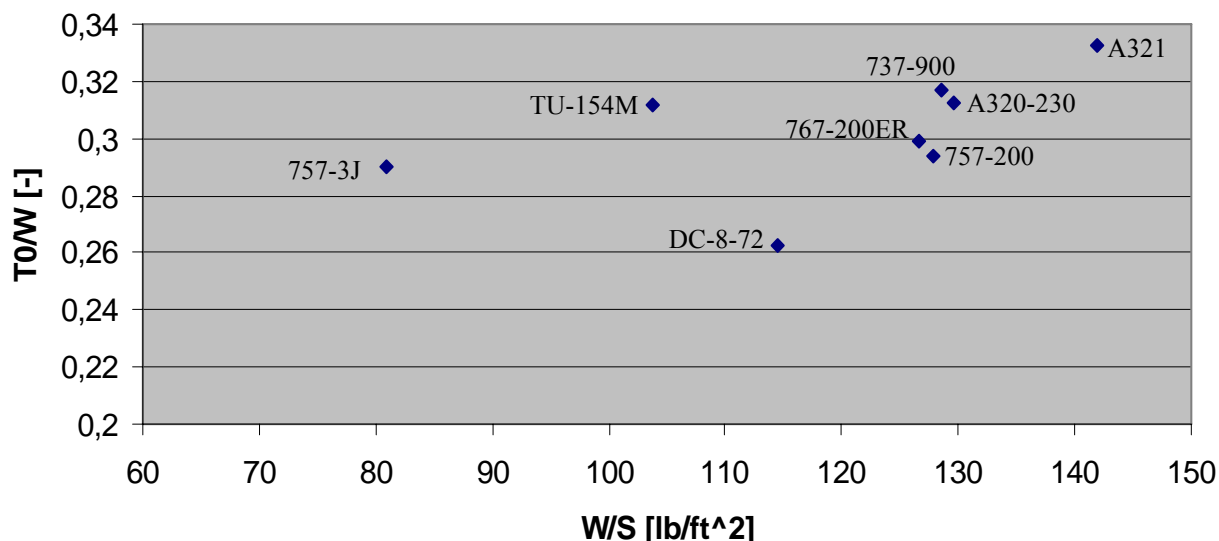


Figura 3.2: Confronto con velivoli simili

Una possibile motorizzazione è costituita da 3 motori Roll Royce V2528-D5 da 28,000lb di spinta. Si noti come il vincolo di atterraggio non incide nella determinazione del punto di progetto e quindi si può pensare di dotare questo velivolo di un sistema di ipersostentazione più semplice e più leggero: è da tenere in conto, tuttavia, che la scelta fatta impone comunque un coefficiente di portanza massimo in configurazione di decollo di almeno 1.8.

▪ Verifica dei requisiti di salita

La normativa impone precise prestazioni di salita per garantire la sicurezza in condizioni particolarmente critiche, ad esempio decollo con un motore piantato o atterraggio abortito; tuttavia queste sono generalmente non dimensionanti per grandi velivoli da trasporto a getto (in particolare se hanno più di due motori), ma bisogna comunque controllare che i vincoli siano rispettati sulla base delle scelte progettuali fatte. Per poter valutare le prestazioni di salita, è necessario conoscere la curva polare del velivolo: in questa fase di dimensionamento preliminare, prima del progetto delle singole parti del velivolo, si deve ricorrere all'approssimazione teorica di polare parabolica, già utilizzata nella discussione del requisito di velocità di crociera. Questa andrà modificata per tenere conto delle diverse configurazioni, in particolare per flap e carrello nelle posizioni retratti ed estesi.

In configurazione di crociera, la curva polare determinata in precedenza ha equazione

$$C_D = 0.017 + 0.049 \cdot C_L^2$$

L'apertura dei flap, attraverso la modifica della curvatura dell'ala, introduce sia un aumento del C_{D0} che una riduzione del fattore di Oswald: per la condizione di decollo (apertura parziale) sono quantificabili rispettivamente in 0.015 e 0.05, mentre per quella di atterraggio (apertura totale) l'aumento del C_{D0} sale a 0.055, poiché l'aumento di resistenza è positivo per ridurre la corsa. L'estensione del carrello invece produce solo un incremento del C_{D0} , stimabile in 0.020. Otteniamo quindi le seguenti equazioni delle curve polari:

Configurazione di decollo con carrello retratto	$C_D = 0.032 + 0.0523 \cdot C_L^2$
Configurazione di decollo con carrello esteso	$C_D = 0.052 + 0.0523 \cdot C_L^2$

Configurazione di atterraggio con carrello retractor	$C_D = 0.072 + 0.0523 \cdot C_L^2$
Configurazione di atterraggio con carrello estratto	$C_D = 0.092 + 0.0523 \cdot C_L^2$

Tabella 3.2: Stima delle polari

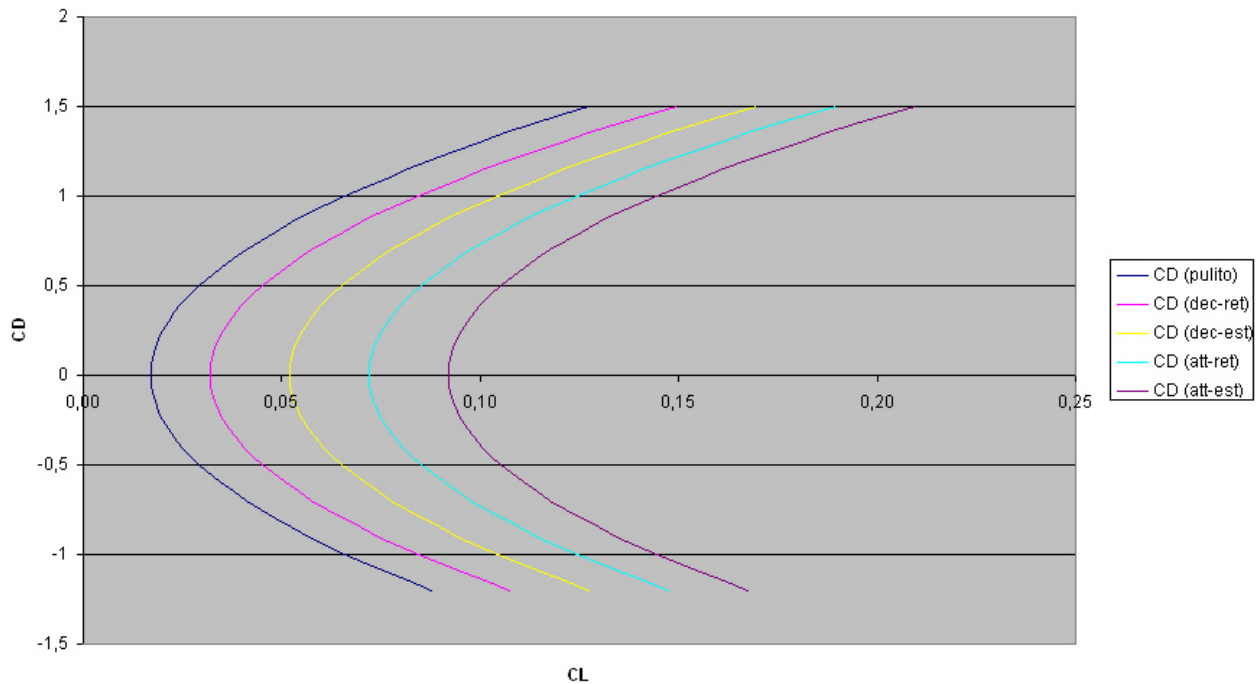


Figura 3.3: Grafico delle polari teoriche di pre-progetto

FAR 25.111 – Tratto iniziale di salita

- $CGR \geq 0.017$
- Configurazione di decollo $C_{Lmax-TO} = 1.8$
- Carrello retractor
- Velocità $V = 1.2 V_{S-TO} = 71.2 \text{ m/s}$
- Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.25 \quad C_D = 0.1137 \quad E = 11 \quad \left(\frac{T}{W} \right)_{TO} \geq \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E} \right) = 0.16$$

FAR 25.121a - Transizione di salita

- $CGR \geq 0.005$
- Configurazione di decollo $C_{Lmax-TO} = 1.8$
- Carrello estratto
- Velocità $V_{LOF} = 1.1 V_{S-TO} = 68.2 \text{ m/s}$
- Spinta al decollo
- OEI – un motore in operativo

$$C_L = 1.36 \quad C_D = 0.1489 \quad E = 9.14 \quad \left(\frac{T}{W} \right)_{TO} \geq \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E} \right) = 0.17$$

FAR 25.121b – Secondo tratto di salita

- $CGR \geq 0.030$
- Configurazione di decollo $C_{Lmax-TO} = 1.8$

- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.2 V_{S-TO} = 71.2 \text{ m/s}$
- Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.25 \quad C_D = 0.1137 \quad E = 11 \quad \left(\frac{T}{W} \right)_{TO} \geq \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E} \right) = 0.18$$

FAR 25.121c – Salita in rotta

- $CGR \geq 0.017$
- Configurazione di crociera $C_{Lmax} = 1.5$
- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.25 V_S = 87.2 \text{ m/s}$
- Spinta massima continuata = 93% spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 0.83 \quad C_D = 0.0682 \quad E = 12.2 \quad \left(\frac{T}{W} \right)_{TO} \geq \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E} \right) = 0.16$$

FAR 25.119 – Atterraggio mancato

- $CGR \geq 0.032$
- Configurazione di atterraggio $C_{Lmax} = 2.5$
- Carrello estratto
- Velocità $V = 1.3 V_{SL} = 65.4 \text{ m/s}$
- Peso velivolo $W = 0.90 W_{TO}$
- AEO – tutti i motori operativi

$$C_L = 1.48 \quad C_D = 0.2064 \quad E = 7.1 \quad \left(\frac{T}{W} \right)_{TO} \geq \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E} \right) = 0.15$$

FAR 25.121d – Atterraggio mancato

- $CGR \geq 0.027$
- Configurazione di avvicinamento $C_{Lmax} = 2.1$
- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.5 V_{SA} = 81.4 \text{ m/s}$
- Peso velivolo $W = 0.90 W_{TO}$
- Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 0.96 \quad C_D = 0.1197 \quad E = 7.9 \quad \left(\frac{T}{W} \right)_{TO} \geq \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E} \right) = 0.20$$

Tutte le prestazioni imposte dalla normativa risultano verificate con il valore scelto per il rapporto spinta-peso di progetto, pari a 0.29.