

I ESERCIZIO**DETERMINAZIONE STATISTICA DEI PESI**

Il velivolo assegnato, oggetto del nostro studio, è l'*Airbus 380*; di seguito riportiamo la **specifica di progetto** per la progettazione del velivolo Airbus A-380.

Specifica di missione	
Tipo velivolo	Quadrimotore Turbofan trasporto Long range
Equipaggio	2 piloti + 19 assistenti cabina
Carico pagante	550 passeggeri
Normativa	FAR 25
Autonomia di percorso(fase 5)	8000 nm alla quota di 43000 ft a $M=0.84$
Riserva	+100 nm per aeroporto alternativo a 20000 ft e $M=0.7$
Velocità di crociera ($f_i=0.90$) alla quota di crociera	0.85 Mach a 43000 ft
	Per la stima dei pesi assumere una linea di tendenza diversa dai velivoli da trasporto a getto.
Quota di crociera	43000 ft
Lunghezza di decollo fino ai (50 ft) (T-O field lenght)	11000 ft at S/L
Lunghezza di atterraggio dai 15 m (50 ft)	8000 ft at S/L e peso $W_L=0.85 W_{TO}$
Motori Pressurizzazione	4 turbofan 5000 ft cabina a 43000 ft
Riserva di carburante	45 minuti di attesa
Velivoli simili	Boeing 747-400



figura 1.1 - Velivolo Airbus A-380

Prima di cominciare con la progettazione di un velivolo è necessario affrontare la prima fase di design preliminare, cioè la stima per via statistica del peso del velivolo stesso.

Più correttamente si può parlare di pesi del velivolo, in quanto è possibile suddividere il peso di riferimento in vari contributi.

In fase di progettazione, il peso cui si fa riferimento è il peso massimo al decollo, che indicheremo con W_{TO} . Questo può essere definito come la somma dei seguenti contributi:

- W_{OE} → peso a vuoto operativo
- W_F → peso del combustibile
- W_{PL} → peso del carico pagante

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL}$$

Ora analizziamo i singoli contributi che determinano il peso massimo al decollo.

Il peso a vuoto operativo, W_{OE} , è dato dalla somma di tre contributi:

- W_E → peso degli equipaggiamenti fissi (avionica, impianto del condizionamento, rivestimenti, arredi, unità di potenza ausiliaria, etc)
- W_{tfo} → peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili
- W_{crew} → peso dell'equipaggio

$$W_{OE} = W_E + W_{tfo} + W_{crew}$$

E quindi, in conseguenza delle precedenti relazioni, l'espressione del peso massimo al decollo diventa la seguente.

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

Per calcolare il peso massimo al decollo W_{TO} e il peso degli equipaggiamenti fissi W_E è necessario imporre due condizioni.

1. La *prima condizione* è di *natura statistica*, in particolare dipende dalla classe di appartenenza del velivolo esaminato e risente di fattori connessi con l'innovazione tecnologica come, ad esempio, l'impiego di materiali non convenzionali o l'adozione di soluzioni che consentano di ottenere elevate capacità di carico pagante o la realizzazione di velivoli UAV.

Tale condizione è rappresentata analiticamente da un'equazione del tipo

$$\log_{10} W_{TO} = a + b \cdot \log_{10} W_E$$

I coefficienti a e b presenti in questa relazione assumono valori differenti a seconda della categoria di velivoli considerata e concretizzano un modello matematico ottenuto attraverso lo smoothing di dati relativi a velivolo già esistenti.

2. La *seconda condizione* da imporre invece viene determinata sulla base di informazioni contenute all'interno della specifica di progetto e della tecnica che utilizzeremo e descriveremo di seguito.

Per quanto riguarda la determinazione del peso del carico pagante, W_{PL} , del peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili, W_{tfo} , del peso dell'equipaggio, W_{crew} , e del peso del combustibile, W_F , si procede per via statistica come illustrato di seguito.

- $W_{PL} \rightarrow$ **peso del carico pagante**

Per determinare il peso del carico pagante di un velivolo della tipologia "long range" assumiamo un peso di $175[lb] \cong 79[kg]$ per ogni passeggero e in più un peso di $40[lb] \cong 18[kg]$ per ogni bagaglio, per un peso complessivo pari a $(175 + 40)[lb] = 215[lb] \cong 97[kg]$.

Dalla specifica del velivolo ricaviamo che il numero di passeggeri, sempre per un velivolo del tipo "long range", è pari a 550, quindi il peso complessivo del carico pagante è pari a

$$W_{PL} = (550 * 215)[lbs] = 118250[lbs] = 53637[kg]$$

- $W_{crew} \rightarrow$ **peso dell'equipaggio**

Per determinare il peso dell'equipaggio consideriamo le stesse assunzioni fatte per la determinazione del peso del carico pagante relativamente ai pesi delle persone e del bagaglio di ciascuna di esse può disporre, quindi consideriamo un peso pari a $215[lb] \cong 97[kg]$ per ogni membro.

Dalla specifica del velivolo ricaviamo che l'equipaggio è formato da 2 piloti e 19 assistenti, quindi è composto complessivamente da 21 persone.

Il peso dell'equipaggio è pari a

$$W_{crew} = (21 * 215)[lbs] = 4515[lbs] = 2048[kg]$$

- W_{tfo} → **peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili**

Dalla normativa, per velivoli con $W_{TO} > 100000lbs$ si assume che

$$W_{tfo} = 0.005W_{TO}$$

- W_F → **peso del combustibile**

Per la stima del peso del combustibile si utilizza il *fuel fraction method*.

$$W_F = W_{F_used} + W_{F_res}$$

Dove i termini W_{F_used} e W_{F_res} sono

- W_{F_used} → peso del combustibile di tratta, dipende dal *design range*, cioè dalla tratta che il velivolo deve percorrere
- W_{F_res} → peso del combustibile di riserva

Per valutare le frazioni di combustibile si fa riferimento al profilo tipico di missione del velivolo in esame. Il profilo di missione del nostro velivolo è riportato di seguito.

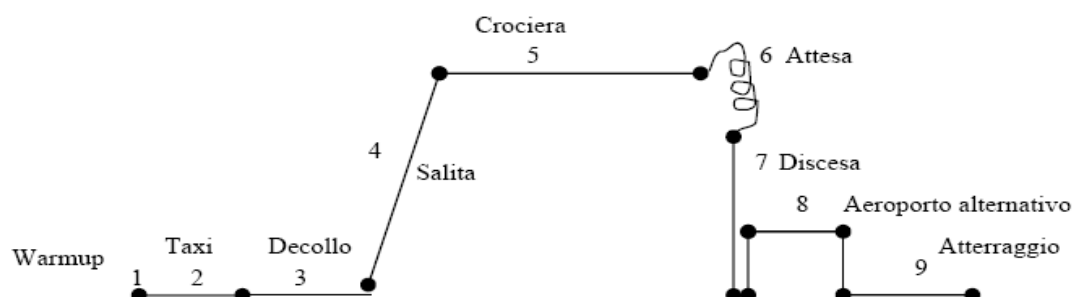


figura 1.2 - profilo di missione del velivolo Airbus 380

Per ciascuna delle fasi elencate viene stimata la frazione di combustibile in termini di $W_{finale}/W_{iniziale}$.

Per quanto riguarda le fasi **1-2-3-4-7-9** la frazione di combustibile $W_{finale}/W_{iniziale}$ viene ricavata a partire dai valori riportati nella seguente tabella.

Table 2.1 Suggested Fuel-Fractions For Several Mission Phases

	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
Mission Phase No. (See Fig.2.1) 1	2	3	4	7	8	
Airplane Type:						
1. Homebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995
2. Single Engine	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993
3. Twin Engine	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992
4. Agricultural	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.998
5. Business Jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992
6. Regional TBP's	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995
7. Transport Jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
8. Military	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995
9. Trainers	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995
10. Mil. Patrol, Bomb, Transport	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990
12. Supersonic Cruise	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992

figura 1.3 – tabella relativa alla frazione di combustibile per vari tipi di velivoli

I valori riportati in figura 1.3 sono ottenuti per via statistica e sono riferiti a diverse categorie di velivoli.

Noi sceglieremo, per quanto riguarda le fasi indicate precedentemente, i valori della frazione di combustibile $W_{finale}/W_{iniziale}$ relativi alla categoria *velivoli da trasporto*, cioè i valori della settima riga.

Sappiamo che prima dell'accensione il peso del velivolo è il peso massimo al decollo, W_{TO} , mentre a fine accensione è W_I , quindi come peso relativo alla prima fase avremo W_{TO}/W_I , analogamente si considera per le altre fasi.

Di seguito riportiamo i valori relativi alle fasi **1-2-3-4-7-9** presi dalla settima riga della *tabella 2.1* riportata in figura 1.3.

Fase 1 : Warm up $\rightarrow W_I/W_{TO} = 0.990$

Fase 2 : Taxi → $W_2/W_1 = 0.990$

Fase 3 : Decollo → $W_3/W_2 = 0.995$

Fase 4 : Salita → $W_4/W_3 = 0.980$

Fase 7 : Discesa → $W_7/W_6 = 0.990$

Fase 9 : Atterraggio → $W_9/W_8 = 0.992$

Per quanto riguarda le fasi **5-6-8** invece la frazione di combustibile $W_{finale}/W_{iniziale}$ viene ricavata a partire dalle formule di Breguet.

CONSIDERAZIONI SULLA FASE DI SALITA DEL VELIVOLO A-380

Prima di analizzare queste fasi faremo delle considerazioni riguardo la fase di salita del velivolo assegnato.

Durante la fase di salita, un velivolo quale l'Airbus A380, percorre un segmento di crociera non trascurabile, che schematizziamo in figura.

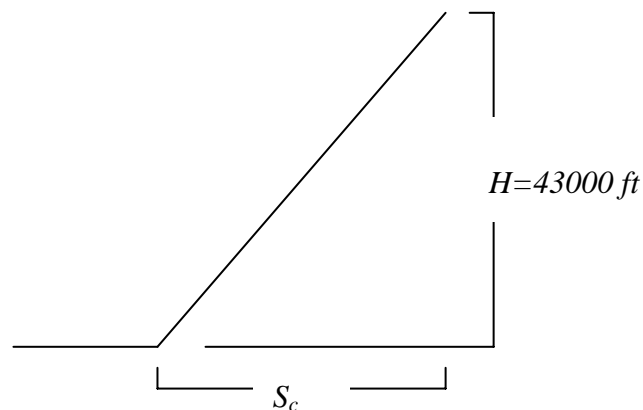


figura 1.4 – percorso del velivolo Airbus A-380 durante la fase di salita

Assumendo i seguenti valori di velocità media di salita, rateo di salita e quota di crociera

- velocità media di salita → $V_{mc} = 300kts$

-rateo di salita → $R_C = 1500 fpm$

-quota di crociera → $H = 43000 ft$

si ottiene che la durata della fase di salita è pari a

$$T_C = H/R_C = 28.7 \text{ min}$$

E quindi il segmento di crociera percorso durante la fase di salita sarà pari a

$$S_C = V_{mc}/60 * T_C = 143.5 \text{ nm}$$

Infine la fase di crociera sarà pari a

$$(8000 - 106) \text{ nm} = 7856.5 \text{ nm}$$

Fase 5 : Crociera $\rightarrow W_5/W_4$

Per la determinazione della frazione di combustibile W_5/W_4 relativa alla fase di crociera utilizziamo la formula di Breguet per l'autonomia di percorso o distanza.

$$R = \frac{V}{C_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right)$$

dove $R = [\text{nm}]$

$V = [\text{kts}]$

$C_j = [\text{lbs/lbs} \cdot \text{hr}]$

Il valore dell'autonomia è riportato nella specifica. I valori di C_j e L/D sono invece tabellati per categorie standard dei velivoli.

L'*Airbus A-380* è un velivolo moderno con caratteristiche migliori rispetto a quelle dei velivoli precedenti, sia per quanto riguarda l'efficienza L/D , sia per quanto riguarda il coefficiente di spinta C_j .

In particolare i valori che consideriamo sono i seguenti

$$L/D=18$$

$$C_j=0.5$$

In questo modo, visto che i valori elencati sono noti, così come lo è l'autonomia, l'unica incognita che rimane nella formula di Breguet è proprio il rapporto $W_i/W_f = W_5/W_4$, cioè la frazione di combustibile che dobbiamo determinare.

Abbiamo valutato la velocità nell'ipotesi di atmosfera standard, a partire dal valore del numero di $Mach=0.85$.

$$M = \frac{V}{a} \quad \rightarrow \quad V = M \cdot a = M \cdot (\gamma \cdot R \cdot T)^{\frac{1}{2}}$$

Visto che per $11000m < h < 25000m$ ovvero $36089 ft < h < 82021 ft$

la temperatura è costante ed è pari a

$$T(43000 ft) = T(13106.4m) = 216.5K = -56.65^\circ C$$

Dunque la velocità è pari a

$$V = 239.81m/s = 481.63kts$$

Dalla formula di Breguet quindi ricaviamo il rapporto $W_i/W_f = W_5/W_4$

$$W_5/W_4 = 0.635$$

Fase 6 : Attesa $\rightarrow W_6/W_5$

Per la determinazione della frazione di combustibile W_6/W_5 relativa alla fase di crociera utilizziamo la formula di Breguet per l'autonomia oraria.

$$E = \frac{1}{C_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_i}{W_f}\right)$$

dove $E = [hr]$

Come nel caso della crociera, nella formula di Breguet sono note tutte le quantità tranne il rapporto $W_i/W_f = W_6/W_5$, cioè la frazione di combustibile che dobbiamo determinare.

Per la fase di attesa sono stati considerati i seguenti valori

$$L/D=20$$

$$C_j=0.5$$

$$E=3/4 \text{ hr}$$

Quindi si ha che

$$W_6/W_5 = 0.982$$

Fase 8 : Volo aeroporto alternativo $\rightarrow W_8/W_7$

Per la determinazione della frazione di combustibile W_8/W_7 relativa alla fase di volo in aeroporto alternativo utilizziamo di nuovo la formula di Breguet per l'autonomia di distanza.

$$R = \frac{V}{C_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right)$$

Dalle specifiche è noto che il trasferimento per un aeroporto alternativo viene effettuato secondo i seguenti valori di autonomia, numero di Mach e quota

$$R = 100[nm]$$

$$M = 0.7$$

$$H = 20000[ft]$$

Inoltre per questa fase consideriamo i seguenti valori

$$L/D=16$$

$$C_j=0.7$$

Analogamente a quanto fatto prima, cioè nella fase **5**, di crociera, nell'ipotesi di atmosfera standard determiniamo la velocità

$$V_{lir} = 221.14[m/s] = 429.86[kts]$$

Quindi dalla formula di Breguet ricaviamo il rapporto $W_i/W_f = W_8/W_7$

$$W_8/W_7 = 0.989$$

Avendo determinato, per ogni fase del profilo di missione del velivolo assegnato, i valori della frazione di combustibile $W_{finale}/W_{iniziale}$, facendo il prodotto di tutte queste frazioni si ottiene

$$W_9/W_{TO} = 0.579 = M_{ff}$$

Ora possiamo determinare il peso del combustibile, avendo ricavato tutti i dati necessari.

Come abbiamo visto all'inizio, per la stima del peso del combustibile si utilizza il *fuel fraction method*.

$$W_F = W_{F_used} + W_{F_res}$$

Dove i termini W_{F_used} e W_{F_res} vengono determinati in base al profilo di missione del velivolo assegnato.

Considerando che il peso del combustibile si può esprimere come

$$W_F = W_{TO} \cdot (1 - M_{ff})$$

- W_E → **peso degli equipaggiamenti fissi (avionica, impianto del condizionamento, rivestimenti, arredi, unità di potenza ausiliaria, etc)**

In questa relazione non compare M_{res} perché è già incluso in M_{ff} .

Definendo poi $C = [1 - (1 - M_{ff}) - M_{tfo}]$

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

si ottiene che

$$W_E = W_{TO} * C - D = 0.566W_{TO} - 122555$$

Infine, avendo ricavato tutti i pesi, la relazione statistica per il velivolo Airbus A380 assume la seguente espressione

$$\log(W_{TO}) = 0.0913 + 1.0425 \log(W_E)$$



figura 1.5 – valore dei coefficienti a e b per la legge statistica relativa al velivolo Airbus A-380

Andando a diagrammare ora le due espressioni ricavate si ottengono le seguenti curve

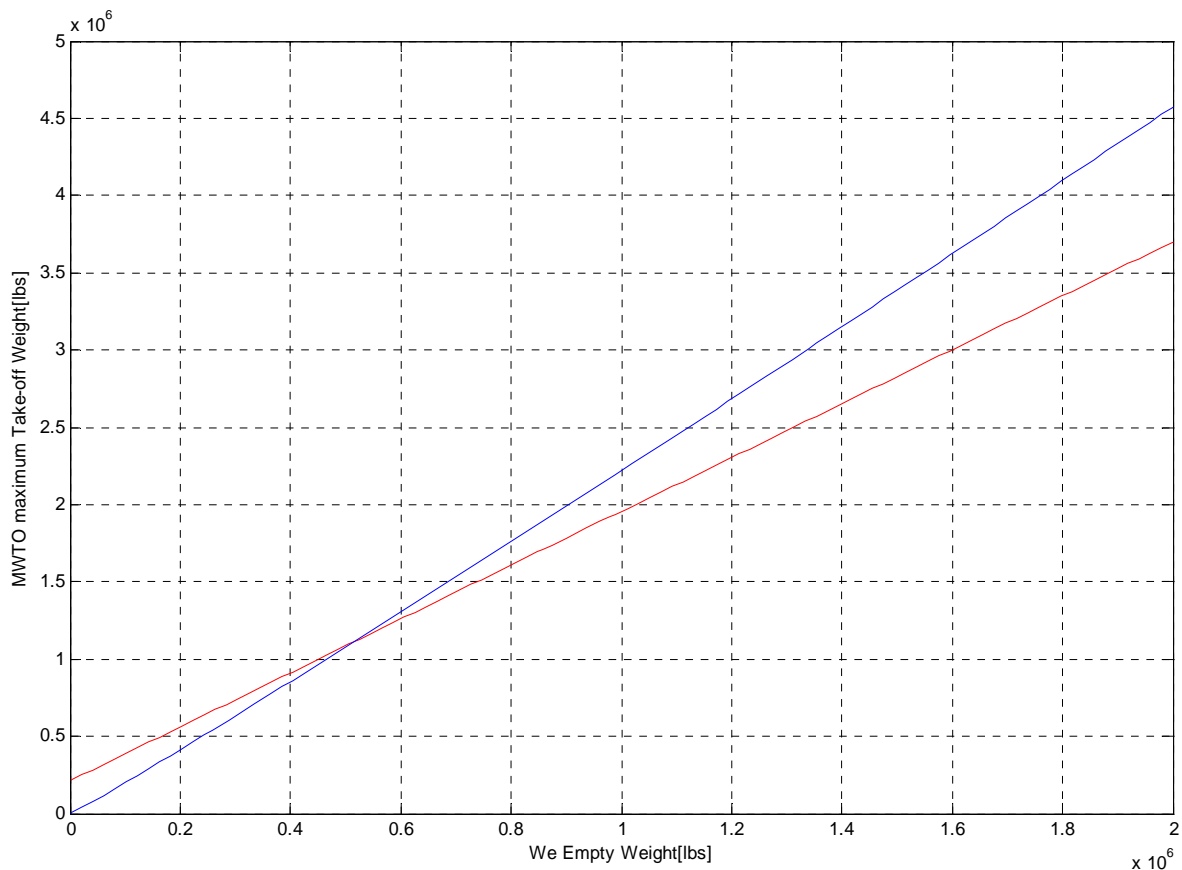


figura 1.6 – grafico delle curve della relazione statistica e di quella analitica

Riportiamo di seguito un ingrandimento del grafico ottenuto andando a diagrammare le due espressioni ricavate, già riportato in figura 1.6.

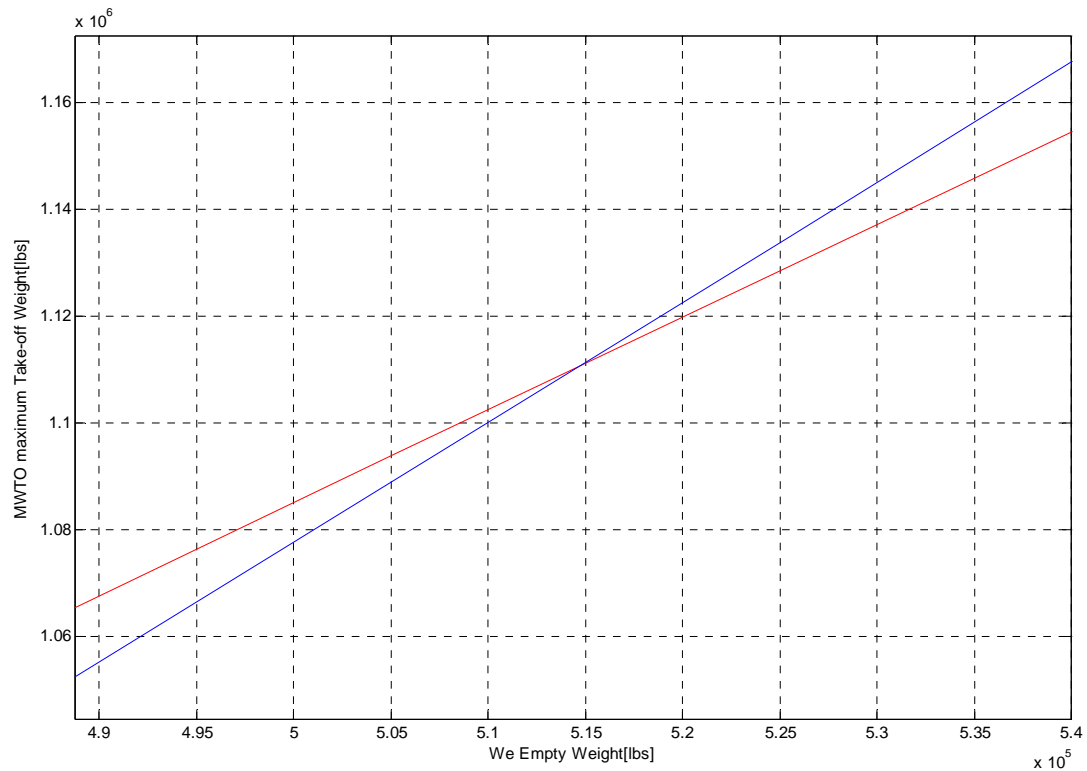


figura 1.7 – ingrandimento del grafico delle curve della relazione statistica e di quella analitica

Riportiamo poi di seguito una tabella riassuntiva in cui elenchiamo tutti i pesi del velivolo.

I valori dei pesi sono i seguenti:

	libbre (lb)	Chilogrammi(Kg)
Peso massimo al decollo - MTOW	1110200	503560
Peso a vuoto operativo - OEW	524310	237823
Peso a vuoto - EW	514460	233350
Peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili - W_{tfo}	5910	2681
Peso dell'equipaggio	4350	1953
Peso del combustibile complessivo - MIFW	507130	230030
Peso del combustibile di riserva¹	0	0
Peso del combustibile utilizzato - W_{FUEL}	467590	212090
Peso del carico pagante - W_{PL}	118250	53637
OEW / MTOW	0.4723	
MIFW / MTOW	0.4211	
W_{PL} / MTOW	0.1065	
W_{PL} / OEW	0.225	
MIFW / W_{PL}	4.289	
M_{ff}	0.579	

¹ Il peso della riserva è già tenuto in conto in quello totale del combustibile

Infine rappresentiamo la distribuzione percentuale dei pesi sul velivolo.

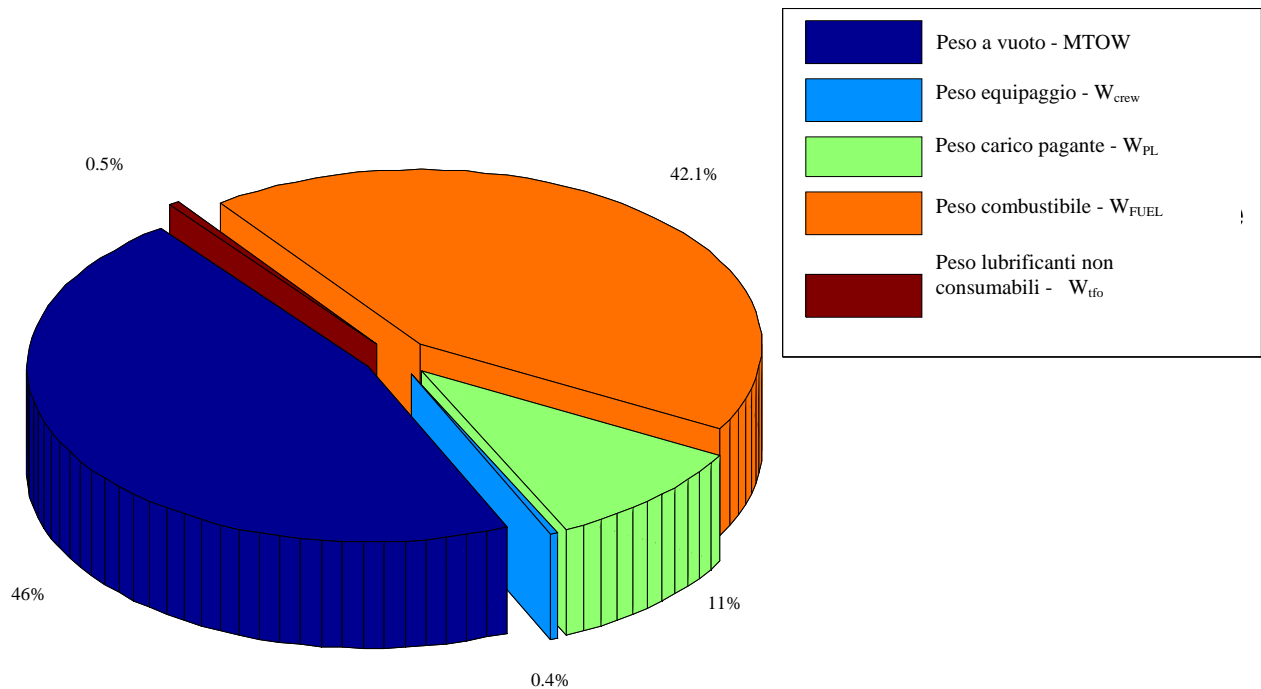


figura 1.8 – rappresentazione percentuale dei pesi del velivolo Airbus A-380