

Capitolo 3

DETERMINAZIONE DEI PESI

3.1 - GENERALITA'.

La prima operazione che si compie in un processo di analisi preliminare consiste nella determinazione dei pesi del velivolo e del combustibile minimi necessari per lo svolgimento di una particolare missione, caratterizzata dalle informazioni riportate all'interno della specifica di progetto. Questa analisi viene di norma eseguita attraverso l'applicazione di metodologie semplici, di tipo semiempirico e quindi basate su dati di origine statistica.

Il metodo, ivi adoperato nel perseguimento di tale scopo, permette la determinazione del peso del carburante, del peso a vuoto e del peso massimo al decollo ed è basato sulla definizione del profilo di missione tipico del velivolo oggetto di studio nonché sull'utilizzo di una serie di grafici e relazioni di derivazione statistica, che descrivono l'andamento del peso a vuoto in funzione del peso massimo al decollo, per differenti classi di velivoli.

Il programma DS06 implementa tale tecnica di calcolo, consentendo all'utente di affrontare questa fase del processo di dimensionamento preliminare attraverso un apposito modulo di calcolo, denominato *Weight Estimation*, al quale è possibile accedere attraverso la ormai nota finestra del Menù Principale.

Figura 3. 1 – Schermata del modulo di calcolo del programma DS06, utile per la stima dei pesi.

3.2 - METODO DI CALCOLO PER LA STIMA DEI PESI.

Il peso massimo al decollo W_{TO} (indicato nel DS06 con MTOW) può essere definito come la somma del peso a vuoto operativo W_{OE} (OEW), del peso del combustibile W_F (MIFW) e del carico pagante W_{PL} .

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL} \quad (3.1)$$

Il peso a vuoto operativo può essere descritto come la somma del peso a vuoto W_E (EW) a sua volta dato dalla unione del peso a vuoto di fabbrica e del peso degli equipaggiamenti fissi (quali avionica, impianto di condizionamento, rivestimenti, arredi,

unità di potenza ausiliaria, ecc), del peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili W_{tfo} e del peso dell'equipaggio W_{crew} .

$$W_{OE} = W_E + W_{tfo} + W_{crew} \quad (3.2)$$

In conseguenza delle relazioni (3.1) e (3.2) si ha che il peso massimo al decollo può essere espresso come segue.

$$W_{TO} = W_E + W_{tfo} + W_{crew} + W_F + W_{PL} \quad (3.3)$$

Il procedimento di calcolo delle quantità W_{TO} e W_E si basa sulla ricerca di due condizioni da imporre. La prima condizione è di origine statistica, 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. Essa è rappresentata analiticamente da una equazione del tipo

$$\log_{10} W_{TO} = a + b \cdot \log_{10} W_E, \quad (3.4)$$

in cui compaiono i coefficienti a e b che assumono valori differenti a seconda della categoria di velivoli considerata e che concretizzano un modello matematico ottenuto attraverso lo *smoothing* di dati relativi a velivoli già esistenti. A titolo esemplificativo, si riportano nelle pagine successive i diagrammi in scala logaritmica del peso a vuoto in funzione del peso massimo al decollo per i casi dei velivoli bimotori ad elica e da trasporto a getto, con le relative tabelle dal testo a riferimento [15]. Nei grafici delle figure 3.2 e 3.3 sono riportati i punti rappresentativi dei velivoli che sono elencati nelle tabelle proposte alla pagina seguente. Inoltre, negli stessi diagrammi sono disegnate le rette attraverso cui si realizza l'operazione di *fitting* dei dati disponibili e che rappresentano graficamente l'equazione (3.4).

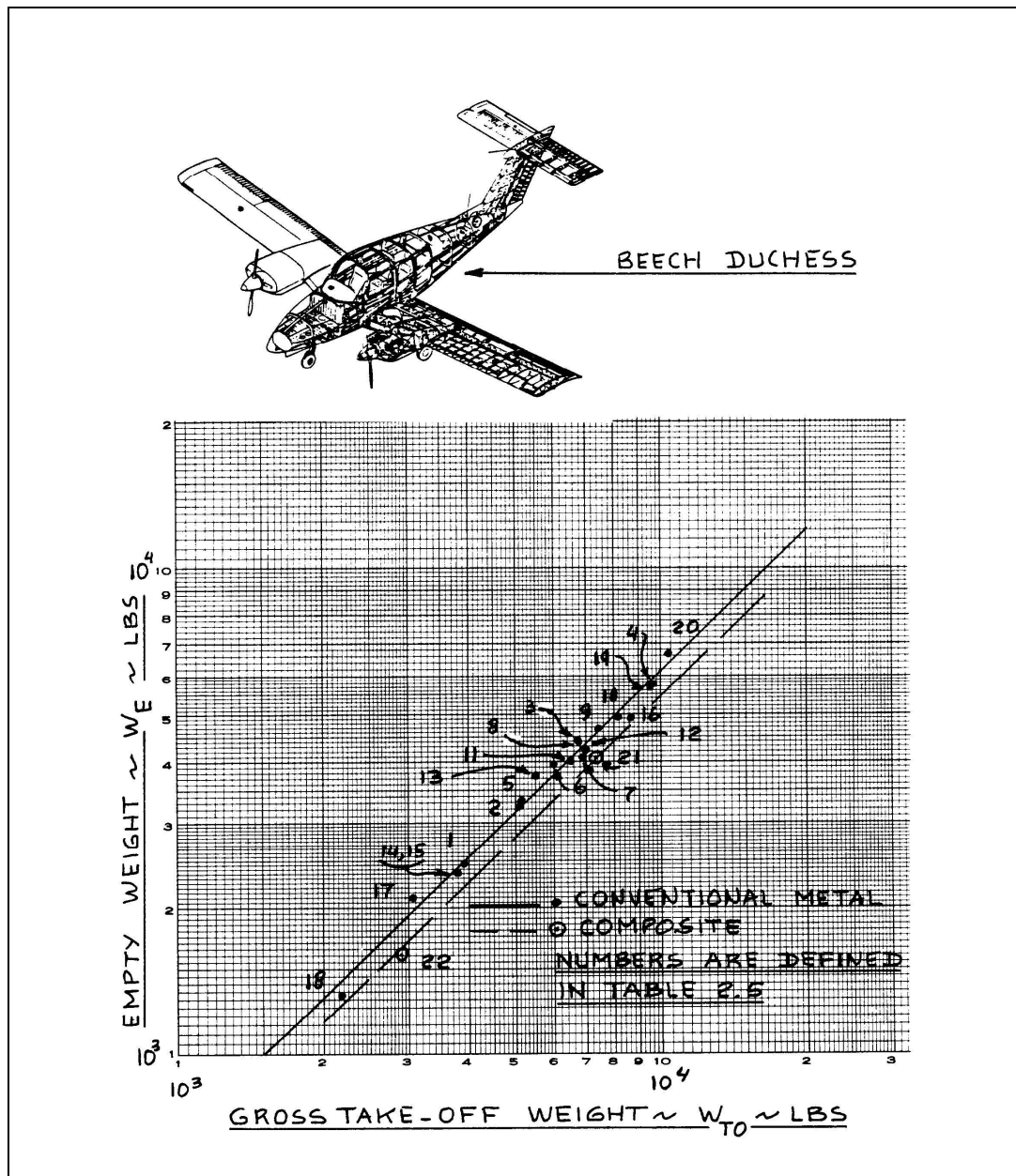


Figura 3. 2 – Diagramma del peso a vuoto in funzione del peso massimo al decollo per la classe di velivoli bimotori ad elica. [15]

$$\text{Velivoli bimotori ad elica} - \log_{10} W_{TO} = 0.0966 + 1.0298 \cdot \log_{10} W_E \quad (3.5)$$

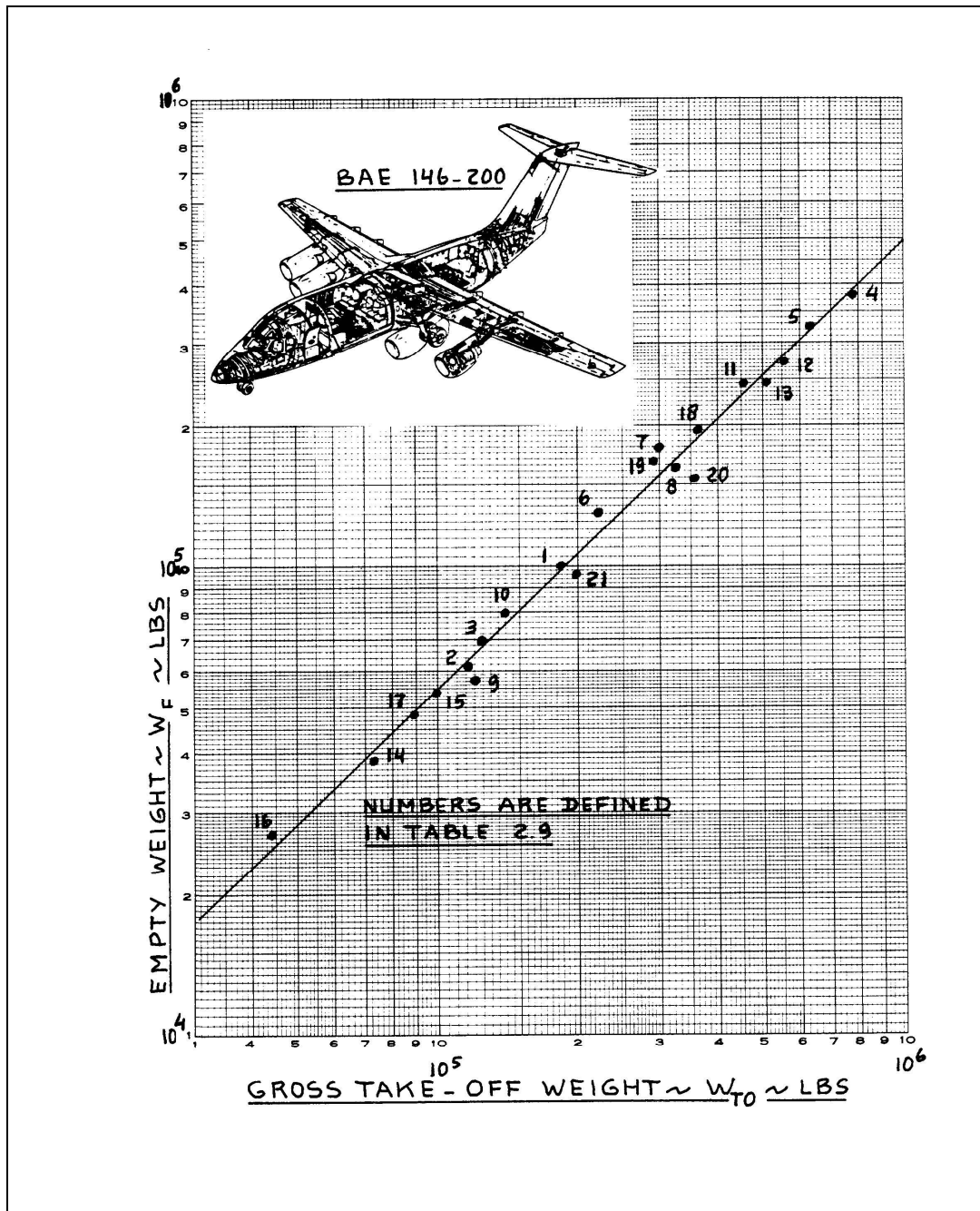


Figura 3.3 - Diagramma del peso a vuoto in funzione del peso massimo al decollo per la classe di velivoli da trasporto a getto. [15]

$$\text{Velivoli da trasporto a getto} - \log_{10} W_{TO} = 0.0833 + 1.0383 \cdot \log_{10} W_E \quad (3.6)$$

Table 2.5 Weight Data for Twin Engine Propeller Driven Airplanes

No.	Type	Gross Take-off Weight, W_{TO} (lbs)	Empty Weight, W_E (lbs)	Maximum Landing Weight, W_{Land} (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W_{MIF} (lbs)
BEECH					
1	Duchess 76	3,900	2,466	3,900	587
2	Baron 95-B55	5,100	3,236	5,100	587
3	Duke B60	6,775	4,423	6,775	834
4	King Air C90 (TBP)	9,650	5,765	9,168	2,515
CESSNA					
5	Crusader T303	5,150	3,305	5,000	898
6	340A	5,990	3,948	5,990	1,192
7	402C Businessliner	6,850	4,077	6,850	1,250
8	414A Chancellor	6,750	4,368	6,750	1,250
9	421 Golden Eagle	7,450	4,668	7,450	1,250
10	Conquest I (TBP)	8,200	4,915	8,000	2,443
PIPER					
11	Navajo	6,500	4,003	6,500	1,127
12	Chieftain	7,000	4,221	7,000	1,127
13	Aerostar 600A	5,500	3,737	5,500	1,018
14	Seminole PA-44-180	3,800	2,354	3,800	646
15	Seminole PA-44-180T	3,800	2,430	3,800	646
16	Cheyenne I (TBP)	8,700	4,910	8,700	2,017
17	Wing Derringer D-1	3,050	2,100	2,900	511
18	Partenavia P66C-160	2,183	1,322	2,183	251
19	Piaggio P166-DL3 (TBP)	9,480	5,732	8,377	1,850
20	Gulf-Am 840A (TBP)	10,325	6,629	10,325	2,784
21	Learfan 2100 (TBP)	7,350*	4,100	7,000	1,572
22	Rutan 40 Defiant	2,900*	1,610	2,900	528

* 21 and 22 are composite built airplanes

Figura 3. 4 – Tabella dei dati relativi ai velivoli rappresentati nel diagramma di figura 3.2. [15]

Table 2.9 Weight Data for Transport Jets

No.	Type	Gross Take-off Weight, W_{TO} (lbs)	Empty Weight*, W_E (lbs)	Maximum Landing Weight, W_{Land} (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W_{MIF} (lbs)
BOEING					
1	727-200	184,800	100,000	154,500	52,990
2	737-200	115,500	61,630	103,000	39,104
3	737-300	124,500	69,930	114,000	35,108
4	747-200B	775,000	380,000	564,000	343,279
5	747-SP	630,000	325,000	450,000	329,851
6	757-200	220,000	130,420	198,000	73,229
7	767-200	300,000	179,082	270,000	109,385
MCDONNELL-DOUGLAS					
8	DC8-Super 71	325,000	162,700	240,000	156,733
9	DC9-30	121,000	57,190	110,000	24,117
10	DC9-80	140,000	79,757	128,000	37,852
11	DC10-10	455,000	244,903	363,500	142,135
12	DC10-40	555,000	271,062	403,000	239,075
13	Lockheed L1011-500	510,000	245,500	368,000	155,982
14	Fokker F28-4000	73,000	38,683	69,500	16,842
15	Rombac-111-560	99,650	53,762	87,000	24,549
16	VFW-Fokker 614	44,000	26,850	44,000	10,928
17	BAe 146-200	89,500	48,500	77,500	22,324
AIRBUS					
18	A300-B4-200	363,760	195,109	295,420	195,109
19	A310-202	291,000	168,910	261,250	94,798
20	Ilyushin-Il-62M	357,150	153,000	231,500	183,700
21	Tupolev-154	198,416	95,900	176,370	73,085

* W_E here means typical airline operating weight empty, W_{OE}

Figura 3. 5 - Tabella dei dati relativi ai velivoli rappresentati nel diagramma di figura 3.3. [15]

Per i velivoli appartenenti ad altre classi valgono le informazioni riportate in figura 3.6.

Table 2.15 Regression Line Constants A and B of Equation
=====

Airplane Type	A	B	Airplane Type	A	B
1. Homebuilts			8. Military Trainers		
Pers. fun and transportation	0.3411	0.9519	Jets	0.6632	0.8640
Scaled Fighters	0.5542	0.8654	Turboprops	-1.4041	1.4660
Composites	0.8222	0.8050	Turboprops without No.2	0.1677	0.9978
			Piston/Props	0.5627	0.8761
2. Single Engine			9. Fighters		
Propeller Driven	-0.1440	1.1162	Jets(+ ext.load)	0.5091	0.9505
3. Twin Engine			Jets(clean)	0.1362	1.0116
Propeller Driven	0.0966	1.0298	Turboprops(+ ext.load)	0.2705	0.9830
Composites	0.1130	1.0403			
4. Agricultural	-0.4398	1.1946	10. Mil. Patrol, Bomb and Transport		
5. Business Jets	0.2678	0.9979	Jets	-0.2009	1.1037
6. Regional TBP	0.3774	0.9647	Turboprops	-0.4179	1.1446
7. Transport Jets	0.0833	1.0383	11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	0.1703	1.0083
			12. Supersonic Cruise	0.4221	0.9876

$$W_E = \text{invlog}_{10}\{(\log_{10}W_{TO} - A)/B\}$$

Figura 3. 6 – Tabella con i valori dei coefficienti A e B per la definizione dell’equazione (3.4). [15]

La seconda condizione viene determinata sulla base di informazioni contenute all’interno della specifica di progetto e della tecnica di seguito esposta.

Il W_{PL} ed il W_{crew} possono calcolarsi a partire dalla conoscenza del numero di passeggeri e dei componenti dell’equipaggio, del peso medio del generico passeggero e del suo bagaglio, e del carico di merci trasportabili.

Il peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili W_{tfo} può essere indicato dall’utente in ingresso in termini della percentuale del peso massimo al decollo: in

particolare, si indica con M_{tfo} il rapporto W_{tfo} / W_{TO} . Tipicamente si assegna un W_{tfo} pari allo 0.5% del W_{TO} .

La quantità e quindi il peso del combustibile che deve essere imbarcato a bordo del velivolo è dato dalla somma del combustibile effettivamente necessario al completamento della missione e di una aliquota di riserva.

$$W_F = W_{Fused} + W_{Freserve} \quad (3.7)$$

Il peso del combustibile di riserva può essere espresso in percentuale del peso del combustibile utilizzato per la missione ($M_{res} = W_{Reserve} / W_{Fused}$): ad esempio, per velivoli leggeri propulsi ad elica tipicamente la riserva è di circa il 25% W_{Fused} .

Resta dunque da stabilire il valore di W_{Fused} . Allo scopo di determinare questa quantità si adopera il metodo delle frazioni di combustibile, basato sulla definizione del profilo di missione tipico del velivolo in questione. Il profilo di missione è caratterizzato da una successione di fasi, ciascuna delle quali presenta delle peculiarità: possono aversi fasi di avviamento e riscaldamento motori, rullaggio, decollo, salita, crociera, attesa in quota, discesa, trasferimento verso aeroporto alternativo ed atterraggio. Ognuna di esse è caratterizzata da un valore del rapporto tra il peso del velivolo al termine della fase ed il peso del velivolo all'inizio della fase, pari a quello finale più il peso del combustibile consumato.

$$\frac{W_{j+1}}{W_j} \quad (3.8)$$

Il valore di tale rapporto viene prevalentemente ricavato attraverso delle tabelle in cui si riportano dati di natura statistica, come avviene nel riferimento [15]; nel caso delle fasi di crociera, di attesa in quota o di trasferimento verso aeroporto alternativo, esso può essere calcolato facendo ricorso alle note formule di Breguet per la stima dell'autonomia oraria e dell'autonomia di distanza.

$$\text{Velivoli ad elica} \left\{ \begin{array}{l} \text{Autonomia di distanza } R = 375 \cdot \frac{h_p}{c_p} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right) \\ \text{Autonomia oraria } En = 375 \cdot \frac{1}{V} \cdot \frac{h_p}{c_p} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right) \end{array} \right. \quad (3.9)$$

$$\text{Velivoli a getto} \left\{ \begin{array}{l} \text{Autonomia di distanza } R = \frac{V}{c_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right) \\ \text{Autonomia oraria } En = \frac{1}{c_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right) \end{array} \right. \quad (3.10)$$

La frazione dei pesi può essere agevolmente ricavata invertendo le relazioni sopra riportate, una volta noti i valori delle altre grandezze che vi compaiono quali l'autonomia oraria En , l'autonomia di distanza R espressa in miglia statutarie, l'efficienza aerodinamica $E = L/D$, il rendimento dell'elica h_p , il consumo specifico c_p per i velivoli ad elica, espresso in libbre di combustibile consumato per produrre una potenza di un cavallo vapore per un'ora, il consumo specifico per i velivoli getto c_j , espresso in libbre di combustibile consumato per produrre una libbra di spinta per un'ora, e la velocità V espressa in miglia statutarie all'ora.

Talvolta si fa ricorso alle stesse formule anche per la determinazione del rapporto dei pesi della fase di salita di quei velivoli a getto che hanno quote di crociera e ratei di salita significativamente elevati e grazie ai quali essi sono in grado di compiere un segmento del percorso complessivo durante lo svolgimento di tale fase.

L'intera frazione di combustibile della missione M_{ff} , data dal rapporto dei pesi del velivolo alla fine ed all'inizio della missione, si ricava attraverso il prodotto

$$M_{ff} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_3} \cdot \frac{W_3}{W_4} \cdot \dots \cdot \frac{W_{n-1}}{W_{n-2}} \cdot \frac{W_n}{W_{n-1}} = \frac{W_n}{W_{TO}} \quad (3.11)$$

Il peso del combustibile consumato è esprimibile in funzione del peso massimo al decollo attraverso la seguente formula.

$$W_{Fused} = W_{TO} - W_{fin} = (1 - M_{ff}) \cdot W_{TO} \quad (3.12)$$

Complessivamente il peso del combustibile (utilizzato più riserva) è espresso in funzione del W_{TO} in questo modo.

$$W_F = (1 + M_{res}) \cdot (1 - M_{ff}) \cdot W_{TO} \quad (3.13)$$

Sostituendo la (3.12) nella (3.3) e risolvendo rispetto a W_E , si ottiene

$$W_E = W_{TO} \cdot [1 - (1 + M_{res}) \cdot (1 - M_{ff}) - M_{tfo}] - (W_{PL} + W_{crew}) = W_{TO} \cdot c - d \quad (3.14)$$

dove le quantità c e d sono espresse come

$$c = [1 - (1 + M_{res}) \cdot (1 - M_{ff}) - M_{tfo}] \quad (3.15)$$

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

La (3.14) è l'equazione che rappresenta analiticamente la seconda condizione cercata.

I valori del peso a vuoto e del peso massimo al decollo del velivolo in fase di studio possono, dunque, ottenersi attraverso la risoluzione del seguente sistema di due equazioni in due incognite.

$$\begin{cases} W_E = W_{TO} \cdot c - d \\ W_E = \text{inv log}_{10} \left[\frac{\log_{10} W_{TO} - a}{b} \right] \end{cases} \quad (3.16)$$

Si tratta di un sistema algebrico e non lineare per la risoluzione del quale si rende necessario il ricorso a tecniche di calcolo di tipo iterativo come, ad esempio, il metodo di bisezione. In termini grafici, la determinazione delle quantità suddette si concretizza nella ricerca dell'eventuale punto di intersezione delle curve rappresentate dalle equazioni del sistema (3.16).

3.3 - DESCRIZIONE DEL MODULO DEL PROGRAMMA DS06.

L'interfaccia utente del modulo utile per la stima preliminare dei pesi è costituita, come si può notare dalla figura 3.1, da un'area dedicata alla fase di immissione dei dati e da un'area dedicata alla visualizzazione dei risultati numerici del calcolo in differenti unità di misura.

Nella sezione di *input* l'utente è invitato a specificare il numero di passeggeri, il numero di piloti ed il numero di eventuali assistenti di volo, con i relativi pesi medi corporei e di bagaglio, il carico di merci, il carico bellico (il metodo di calcolo adoperato è infatti valido anche per velivoli addestratori militari, da caccia, per il pattugliamento, il bombardamento ed il trasporto), la riserva di combustibile in percentuale del combustibile usato nella missione, il peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili in percentuale del peso massimo al decollo, e quindi la classe dei velivoli. In particolare, selezionando quest'ultima dal menù a tendina che si

trova in basso, vengono automaticamente riportati nelle caselle soprastanti i valori dei coefficienti a e b della linea di regressione rappresentata dall'equazione (3.4) e relativi al tipo di velivolo scelto. L'utente ha comunque la facoltà di modificare tali valori agendo direttamente sul contenuto delle caselle suddette oppure aggiornando i valori attualmente utilizzati nel programma, che sono presi dal riferimento [15] e che sono riportati nel file `DS06\Tabelle\Weight\AB.txt`.

Nell'area di immissione dei dati è anche presente un pulsante attraverso il quale si accede alla finestra che consente di definire il profilo di missione del velivolo che si sta studiando.

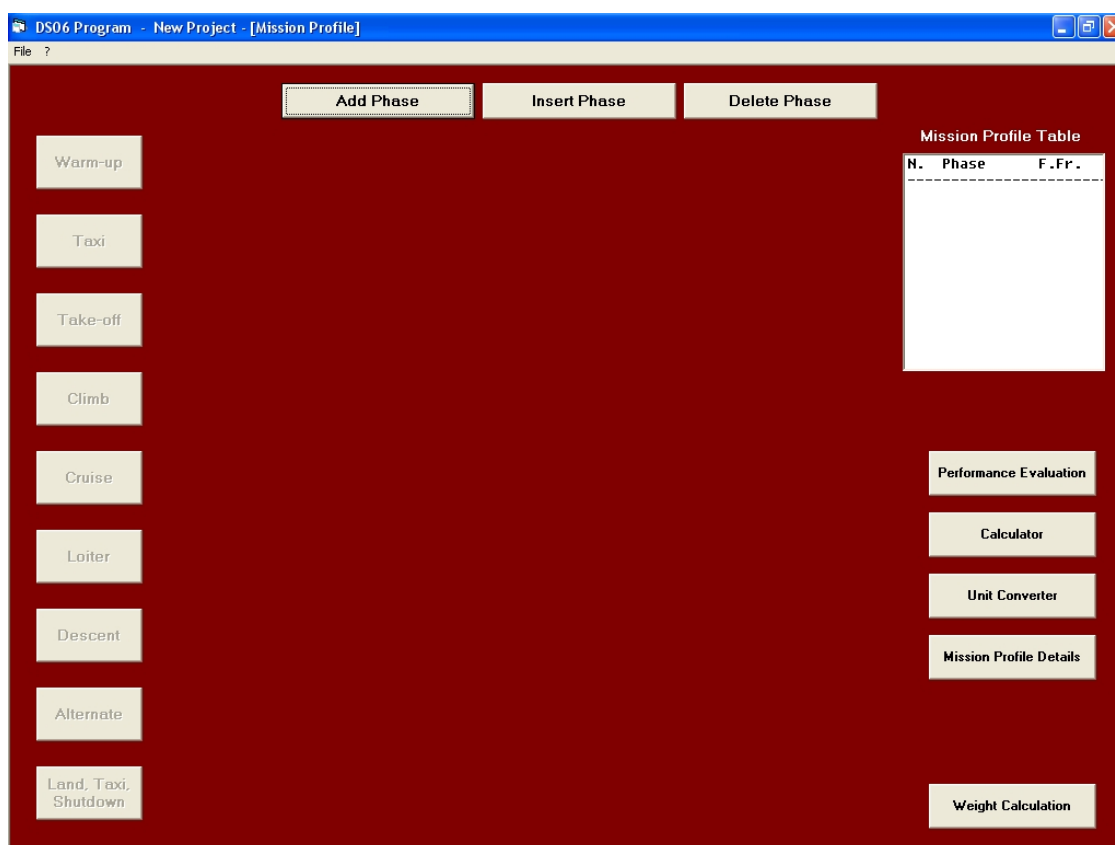


Figura 3. 7 – Schermata del programma DS06 per l'immissione del profilo di missione.

Al suo interno si trovano subito in alto tre comandi attraverso cui l'utente può scegliere l'operazione da eseguire tra quelle di aggiunta in coda di una nuova fase del profilo di missione, di inserimento di una nuova fase e di eliminazione di una fase già presente.

Una volta scelta l'operazione di aggiunta in coda di una nuova fase, i pulsanti presenti sulla sinistra in colonna consentono il selezionamento del tipo di fase che si desidera inserire e quindi l'accesso alla zona di immissione dei relativi dati. In quest'area si trovano alcuni menù a tendina attraverso i quali si è inteso dare all'utente un suggerimento sul valore da inserire per il relativo dato, in funzione della classe di appartenenza del velivolo. Ancora una volta, i numeri adoperati nel programma possono essere eventualmente aggiornati dall'utente stesso, agendo in maniera del tutto analoga a quella descritta in precedenza per i valori dei coefficienti a e b .

Per l'operazione di inserimento di una nuova fase, il *software* richiede di specificare il numero che si desidera darle nell'elenco delle fasi già presenti, che viene riportato sulla destra della schermata. In modo del tutto simile si procede per l'eliminazione di una delle fasi già create.

Sempre sul lato destro della finestra, è riportato, oltre ai tasti di accesso ai consueti strumenti utili quali calcolatrice, convertitore di unità di misura e dati dell'atmosfera standard internazionale, un pulsante che consente l'accesso al modulo di valutazione delle prestazioni di un velivolo, che sarà approfonditamente descritto nel relativo capitolo. Basti dire in questa sede che il modulo delle prestazioni rappresenta in questo frangente uno strumento potenzialmente utile per il calcolo di alcuni parametri relativi a velivoli simili, e quindi della stessa categoria di quello oggetto di studio, e richiesti in *input* nella fase di definizione del profilo di missione.

Il pulsante "*Mission Profile Details*" permette l'accesso ad una nuova finestra in cui vengono riportati tutti i dati che vanno a definire l'attuale profilo di missione nonché la rappresentazione grafica dello stesso.

Terminata la fase di immissione dei dati necessari, non resta altro che eseguire il calcolo attraverso il comando "*Estimate*". L'esito positivo della ricerca del punto di intersezione delle curve rappresentate dal sistema di equazioni (3.16) comporta l'apertura automatica di una finestra che mostra tre grafici rappresentativi dei risultati ottenuti: il primo, a sinistra, costituisce un istogramma dei pesi nelle unità di misura libbre e chilogrammi; il secondo, in alto a destra, è un diagramma a torta che facilita la comprensione della suddivisione del peso massimo al decollo nelle sue parti principali; il terzo, in basso a destra, riporta l'andamento delle due curve del sistema (3.16).

I risultati numerici del calcolo effettuato vengono riportati nel file `\\DS06\\Projects\\Nomeprogetto\\WeightOut.txt` nonché nelle apposite caselle della finestra principale del modulo (mostrata nella figura 3.1), alla quale è possibile accedervi a partire dalla schermata dei grafici con un semplice *click* del *mouse* su uno dei diagrammi. Essi possono essere, inoltre, confrontati con i dati di altri velivoli accedendo alla finestra “*Results Comparison*”. Le informazioni relative ai velivoli ivi elencati possono essere agevolmente modificate, aggiornate ed ampliate dall’utente intervenendo sul file `\\DS06\\Tabelle\\Weight\\Pesi per confronti.txt`.

	Maximum Take-off Operating Weight (MTOW)	Operating Empty Weight (OEW)	Maximum Internal Fuel	Payload (PL)	OEW/ MTOW	MIFU/ MTOW	Range (nmi)
Weight Estimate Results							
	0	0	0	0	0	0	0
Other Aircraft Data Weight							
Homebuilts - Personal fun and transportation							
Rutan Varieze	1050	560	141		0.533	0.134	
Zenith CH-200	1499	881	139		0.588	0.093	
Stelio Frati Falco F8L	1808	1212	183		0.670	0.101	
Homebuilts - Scaled Fighters							
NAA P51 2/3	780	460	135		0.590	0.173	
Boeing F4B/P12	2100	1530	235		0.729	0.112	
Spitfire 6/10	1100	805	71		0.732	0.065	
Single Engine - Propeller Driven							
Beech Sierra 200	2750	1694	335		0.616	0.122	686
Cessna Skylane RG	3100	1757	517		0.566	0.167	820
Cessna Caravan 208 (TBP)	7750	3385	2104		0.436	0.283	1115
Beagle B.121-2 Pup	1900	1090	169		0.573	0.089	600
Twin Engine - Propeller Driven							
Beech Baron 95-B55	5100	3236	587		0.634	0.115	1063
Piper Cheyenne I (TBP)	8700	4910	2017		0.564	0.232	840
Agricultural							
Piston Props PZL-104	2866	1880	1145		0.655	0.400	

Weight Calculation =>

Figura 3. 10 - Schermata del programma DS06 per il confronto dei risultati ottenuti con i dati di altri velivoli.

3.4 - ESEMPIO APPLICATIVO: VELIVOLO BIMOTORE AD ELICA.

Si considerino i dati riportati in tabella 3.1 e provenienti dalla specifica di progetto del velivolo bimotore ad elica presentata nel capitolo 2 in figura 2.3. L'applicazione a questo specifico caso della tecnica di calcolo sopra descritta, attraverso il programma DS06, produce i seguenti risultati numerici e grafici.

Tabella 3. 1 – Dati per la determinazione dei pesi del velivolo bimotore ad elica.

Numero di passeggeri	5
Numero di membri dell'equipaggio (piloti e assistenti di cabina)	1
Peso del passeggero medio [lbs]	175
Peso del bagaglio complessivo [lbs]	200
Autonomia di distanza [sm]	1000
Quota di crociera [ft]	10000
Efficienza dell'elica	0.820
Consumo specifico [lbs/hp/h]	0.500
Efficienza aerodinamica per la fase di cricera	11
Velocità di crociera al 75% della potenza [kts]	250
Risera di combustibile (% del combustibile usato per la missione)	25

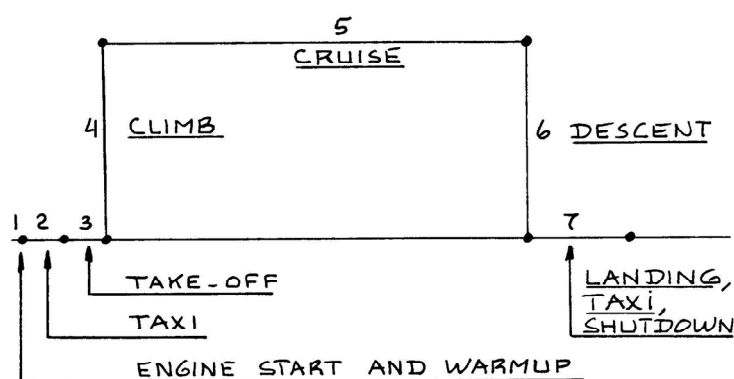


Figura 3. 11 – Profilo di missione del velivolo bimotore ad elica.

Tabella 3. 2 – Risultati del calcolo dei pesi per il caso del velivolo bimotore ad elica.

	libbre	chilogrammi
Peso massimo al decollo - MTOW	7921	3593
Peso a vuoto operativo - OEW	5136	2330
Peso a vuoto - EW	4922	2233
Peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili	40	18
Peso dell'equipaggio	175	79
Peso del combustibile complessivo - MIFW	1709	775
Peso del combustibile di riserva	342	155
Peso del combustibile utilizzato	1367	620
Peso del carico pagante - PL	1075	488
OEW / MTOW	0.648	
MIFW / MTOW	0.216	
PL / MTOW	0.136	
PL / OEW	0.209	
MIFW / PL	1.590	
Mff	0.827	

Tabella 3. 3 – Confronto dei risultati ottenuti per il caso del velivolo bimotore ad elica con i dati di due velivoli simili.

	Bimotore ad elica		<i>Piper PA-31T Cheyenne</i>		<i>Raytheon 90 King Air</i>	
	libbre	chilogrammi	libbre	chilogrammi	libbre	chilogrammi
MTOW	7921	3593	8700	3946	9300	4218
OEW	5136	2330			5318	2412
EW	4922	2233	4910	2227		
MIFW	1709	775	2017	915		
PL	1075	488	1100	500	1300	590

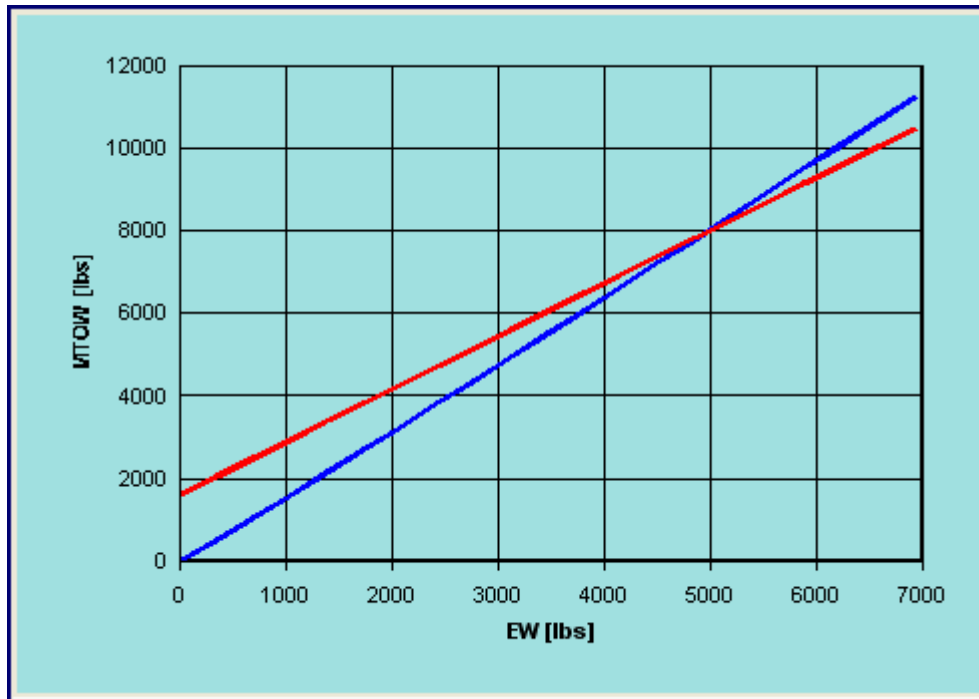


Figura 3. 12 – Diagramma per la ricerca della soluzione del sistema di equazioni (3.15) nel caso del velivolo bimotore ad elica: $W_E = W_{TO} \cdot c - d$ in rosso, $W_E = \text{inv log}_{10} \left[\frac{\log_{10} W_{TO} - 0.966}{1.0298} \right]$ in blu.

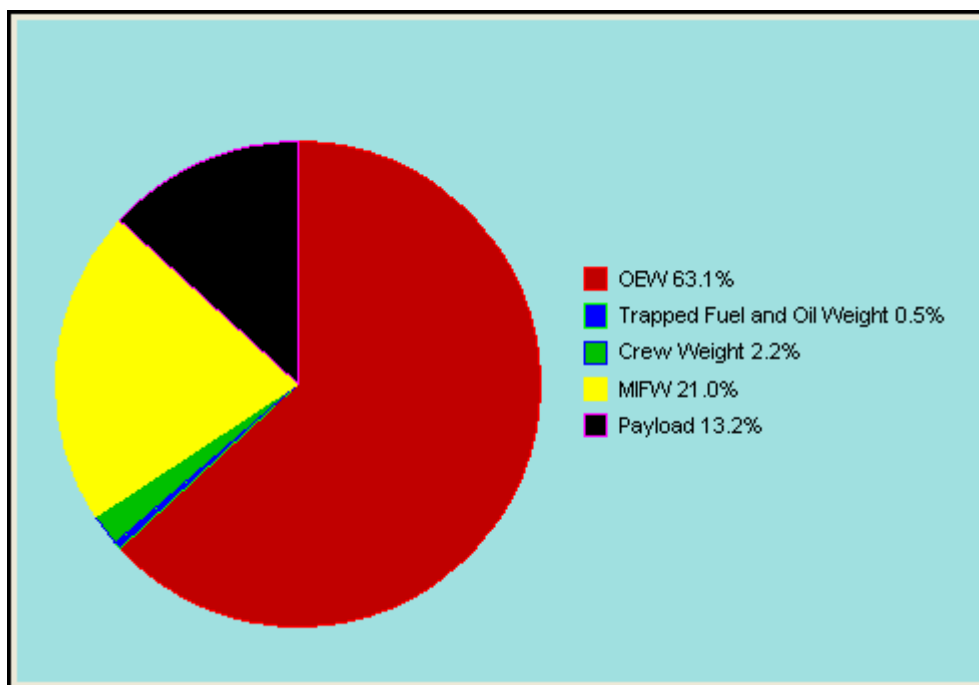


Figura 3. 13 – Diagramma a torta della composizione del peso massimo al decollo per il caso del velivolo bimotore ad elica.

3.5 - ESEMPIO APPLICATIVO: VELIVOLO DA TRASPORTO A GETTO.

Si considerino i dati riportati in tabella 3.1 e provenienti dalla specifica di progetto del velivolo bimotore ad elica presentata nel capitolo 2 in figura 2.6. L'applicazione a questo specifico caso della tecnica di calcolo sopra descritta, attraverso il programma DS06, produce i seguenti risultati numerici e grafici.

Tabella 3. 4 - Dati per la determinazione dei pesi del velivolo da trasporto a getto.

Numero di passeggeri	150
Numero di membri dell'equipaggio (piloti e assistenti di cabina)	5
Peso del passeggero medio [lbs]	175
Peso del bagaglio medio [lbs]	30
Autonomia di distanza [nm]	1500
Quota di crociera [ft]	35000
Consumo specifico [lbs/lbs/h]	0.500
Efficienza aerodinamica per la fase di crociera	16
Velocità di crociera al 75% della potenza [kts]	M=0.820
Tempo di attesa in quota [min]	60
Distanza percorribile verso aeroporto alternativo [nm]	100

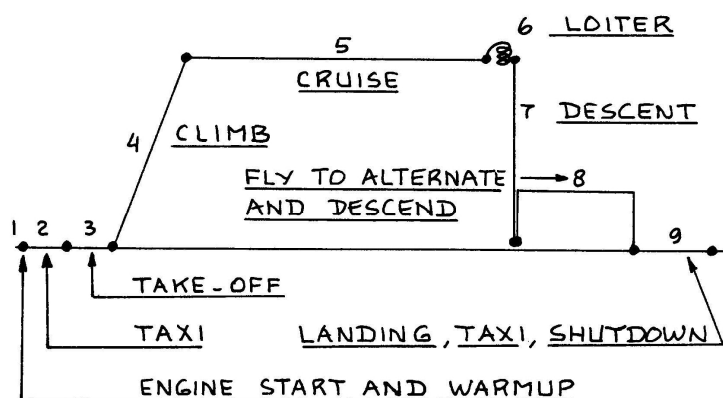


Figura 3. 14 – Profilo di missione del velivolo da trasporto a getto.

Tabella 3. 5 - Risultati del calcolo dei pesi per il caso del velivolo da trasporto a getto.

	libbre	chilogrammi
Peso massimo al decollo - MTOW	126050	57175
Peso a vuoto operativo - OEW	69602	31571
Peso a vuoto - EW	67947	30820
Peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili	630	286
Peso dell'equipaggio	1025	465
Peso del combustibile complessivo - MIFW	25698	11656
Peso del combustibile di riserva	0	0
Peso del combustibile utilizzato	25698	11656
Peso del carico pagante - PL	30750	13948
OEW / MTOW	0.552	
MIFW / MTOW	0.204	
PL / MTOW	0.244	
PL / OEW	0.442	
MIFW / PL	0.836	
Mff	0.796	

Tabella 3. 6 – Confronto dei risultati ottenuti per il caso del velivolo da trasporto a getto con i dati di due velivoli simili.

	Trasporto a getto		Airbus A320		Boeing B737-700	
	libbre	chilogrammi	libbre	chilogrammi	libbre	chilogrammi
MTOW	126050	57175	162040	73500	133000	60330
OEW	69602	31571	93079	42220	83000	37648
EW	67947	30820				
MIFW	25698	11656	42445	19253	46297	21000
PL	30750	13948	36597	16600	31206	14155

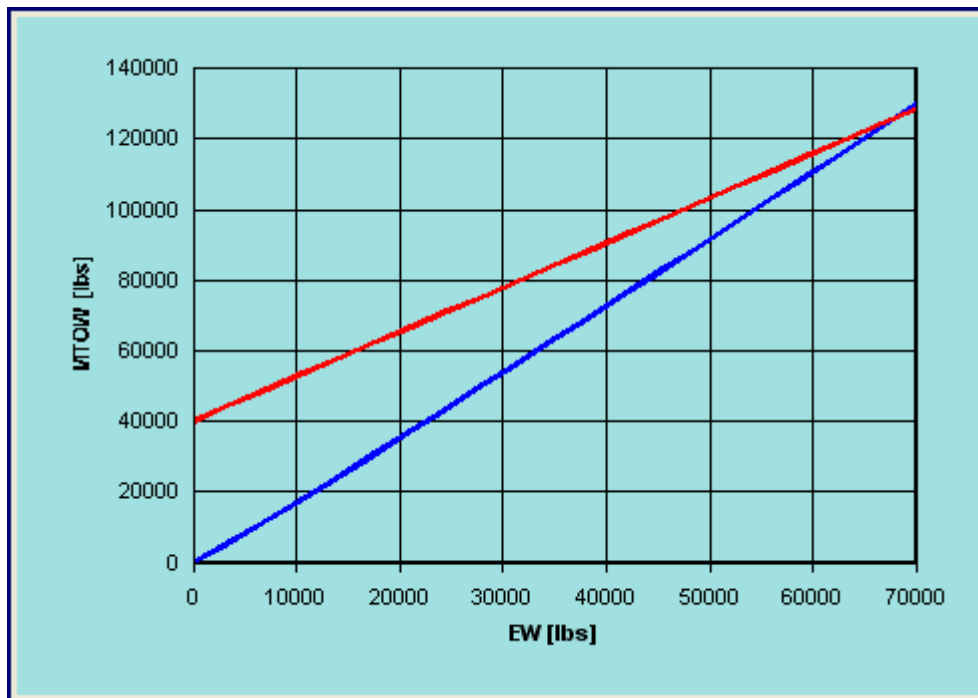


Figura 3. 15 - Diagramma per la ricerca della soluzione del sistema di equazioni (3.16) nel caso del velivolo da trasporto a getto: $W_E = W_{TO} \cdot c - d$ in rosso, $W_E = \text{inv log}_{10} \left[\frac{\log_{10} W_{TO} - 0.0833}{1.0383} \right]$ in blu.

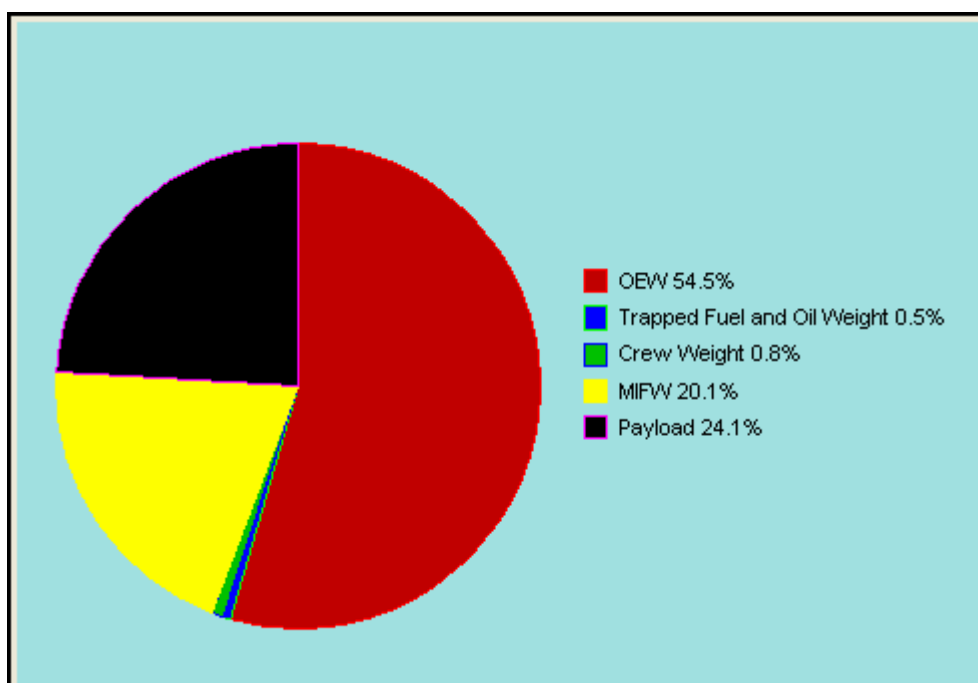


Figura 3. 16 - Diagramma a torta della composizione del peso massimo al decollo per il caso del velivolo da trasporto a getto.

3.6 - ESEMPIO APPLICATIVO: IL CASO DEL “AIRBUS A380-800”

L'applicazione del metodo di calcolo descritto al caso del velivolo di moderna concezione *Airbus A380-800* consente di verificare l'adattabilità del programma anche a casi in cui le leggi statistiche già implementate al suo interno non risultano applicabili. L'aeroplano al quale si fa riferimento rappresenta attualmente lo stato dell'arte nell'ambito della progettazione dei velivoli da trasporto a getto a lungo raggio. Le sue caratteristiche e le sue prestazioni rendono abbastanza netto il divario tecnico esistente con la quasi totalità dei velivoli appartenenti alla stessa categoria, e ciò rende necessario o quanto meno opportuno lo studio preliminare di una apposita legge statistica del tipo

$$\log_{10} W_{TO} = a + b \cdot \log_{10} W_E . \quad (3.17)$$

Tabella 3. 7 –Dati relativi ai velivoli *Airbus A380-800* e *Boeing B747-400*.

	EW [lbs]	MTOW [lbs]	Number of passengers	Autonomia di distanza [nmi]
Airbus A380-800	602000	1230000	555	8000
Boeing B747-400	387000	850000	420	7300

In particolare, relazionando i valori dei pesi del velivolo *A380-800* insieme con i valori dei pesi del velivolo *Boeing B747-400* riportati nella tabella 3.5, si ottengono per i coefficienti a e b i valori di seguito riportati.

$$a = 0.0913 \quad b = 1.0425 \quad (3.18)$$

Sostituendo questi valori nella (3.16), si ottiene

$$\log_{10} W_{TO} = 0.0913 + 1.0425 \cdot \log_{10} W_E . \quad (3.19)$$

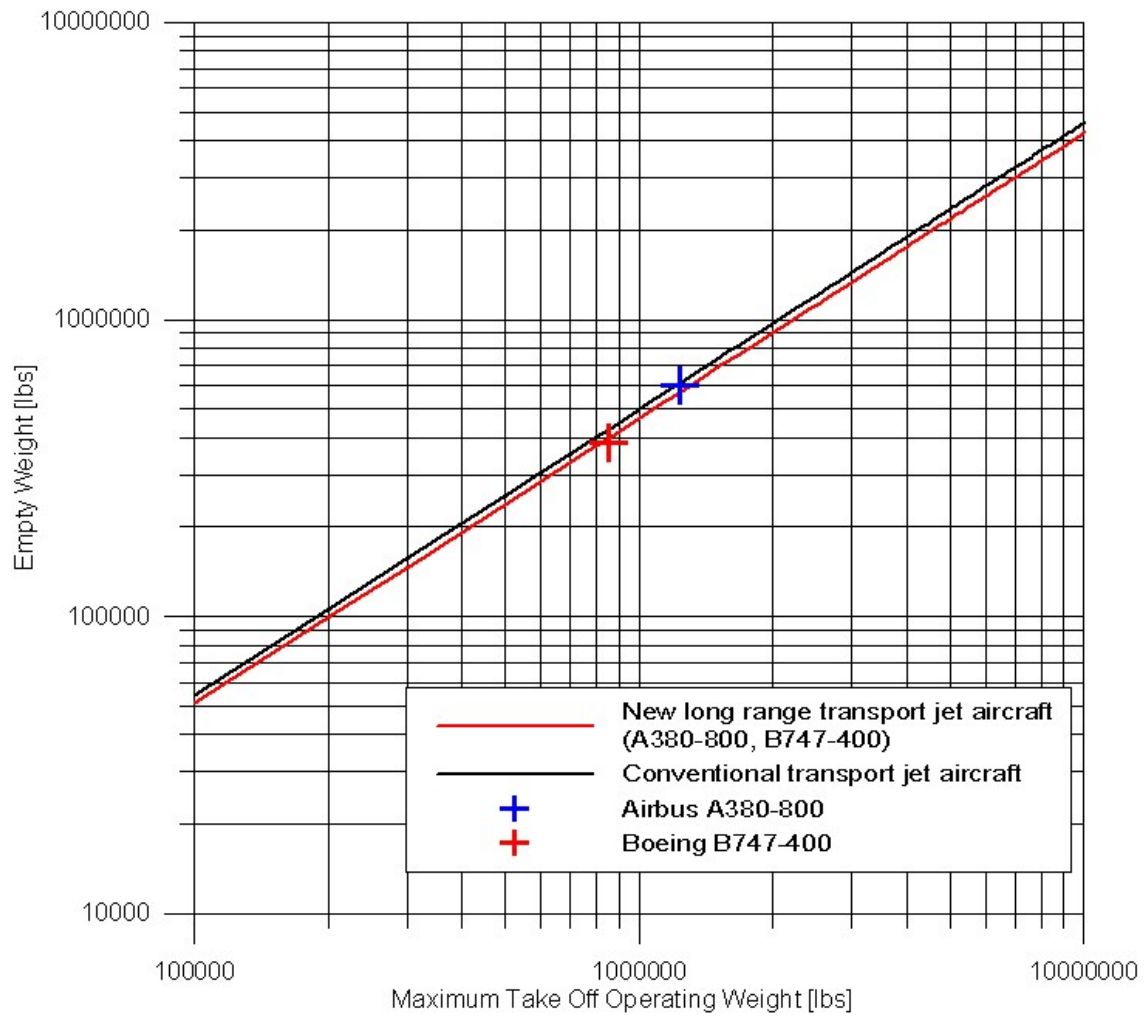


Figura 3. 17 - Diagramma della relazione statistica tra il peso a vuoto ed il peso massimo al decollo per i velivoli Airbus A380-800 e Boeing B747-400.



Figura 3. 18 – Velivolo Airbus A380-800. [30]

A questo punto è possibile procedere con la fase di immissione dati all'interno del programma, adottando i valori ottenuti per a e b nonché i dati proposti nella seguente specifica di progetto.

SPECIFICA DI MISSIONE DEL VELIVOLO AIRBUS A-380

Tipo:	Velivolo da trasporto civile a lungo raggio.
Carico pagante:	555 passeggeri del peso ciascuno di 175 lbs più bagaglio del peso, per ciascuno passeggero, di 30 lbs. 70000 libbre di carico merci.
Equipaggio:	2 piloti e 18 assistenti di cabina del peso ciascuno di 175 lbs e con bagaglio, ciascuno, di 30 lbs.
Autonomia di percorso:	8000 nm alla quota ed alla velocità di crociera, seguite da un'ora di attesa da 300 nm per raggiungere l'aeroporto alternato.
Quota di inizio crociera:	35000 ft.
Velocità di crociera:	$M=0.85$ a 35000 ft di quota.
Salita:	30 minuti per raggiungere 35000 ft al peso massimo al decollo, W_{TO} .
Decollo ed atterraggio:	Lunghezza totale di decollo di 9800 ft, (ISA +15°C) Peso massimo all'atterraggio $W_L=0.70W_{TO}$.
Impianto propulsivo:	4 turbofan.
Base di certificazione:	FAR25.
Profilo di missione:	

1. Engine start and warmup
2. Taxi
3. Take-off
4. Climb
5. Cruise
6. Loiter
7. Descent
8. Fly to alternate and descend
9. Landig, taxi, shutdown

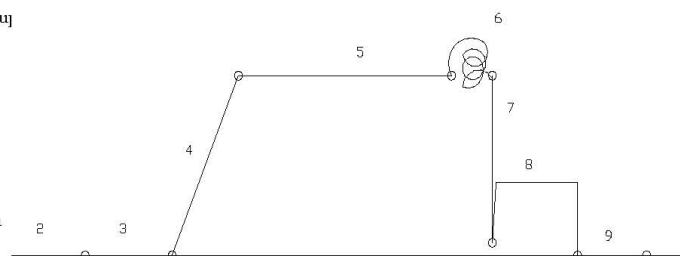


Figura 3. 19 – Specifica di progetto per il velivolo Airbus A380-800.

I risultati che si ottengono dalla esecuzione dei calcoli sono riassunti nelle tabelle 3.6 e 3.7 nonché dai grafici di figura 3.18 e 3.19.

Tabella 3. 8 - Risultati del calcolo dei pesi per il caso del velivolo Airbus A380-800.

	libbre	chilogrammi
Peso massimo al decollo - MTOW	1290000	587000
Peso a vuoto operativo - OEW	606000	275000
Peso a vuoto - EW	596000	270000
Peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili	5180	2350
Peso dell'equipaggio	4100	1860
Peso del combustibile complessivo - MIFW	505000	229000
Peso del combustibile di riserva ¹	0	0
Peso del combustibile utilizzato	505000	229000
Peso del carico pagante - PL	184000	83400
OEW / MTOW	0.468	
MIFW / MTOW	0.390	
PL / MTOW	0.142	
PL / OEW	0.304	
MIFW / PL	2.75	
Mff	0.610	

Tabella 3. 9 – Confronto dei risultati ottenuti per il caso del velivolo Airbus A380-800 .

	DS06 A380-800		Airbus A380-800		Differenza percentuale
	libbre	chilogrammi	libbre	chilogrammi	
MTOW	1290000	587000	1230000	560000	+ 4.82 %
OEW	606000	275000	612000	277000	- 0.722 %
EW	596000	270000	602000	273000	- 0.997 %
MIFW	505000	229000	546000	248000	- 7.51 %
PL	184000	83400	184000	83500	0.00 %

¹ La riserva di combustibile è stata specificata attraverso la descrizione delle fasi di attesa in volo (*Loitering*) e di spostamento verso aeroporto alternativo (*Alternate*).

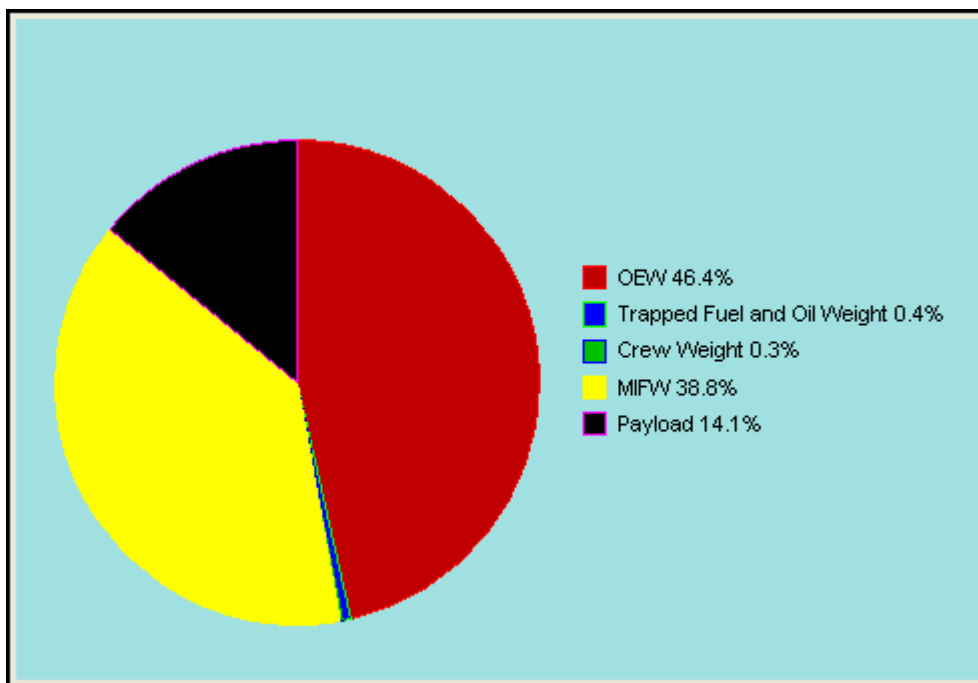


Figura 3. 20 - Diagramma a torta della composizione del peso massimo al decollo per il caso del velivolo Airbus A380-800.

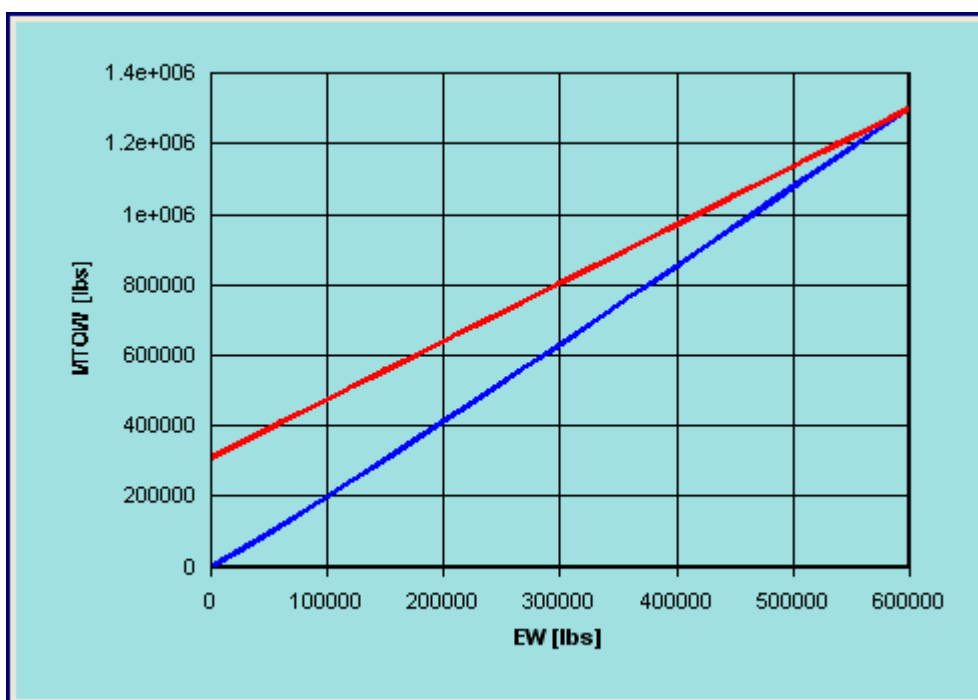


Figura 3. 21 - Diagramma per la ricerca della soluzione del sistema di equazioni (3.16) nel caso del velivolo Airbus A380-800: $W_E = W_{TO} \cdot c - d$ in rosso, $W_E = \text{inv log}_{10} \left[\frac{\log_{10} W_{TO} - 0.0913}{1.0425} \right]$ in blu.

3.7 - ESEMPIO APPLICATIVO: IL CASO DEL “BOEING B787”

Un altro caso di rilevante importanza, dal punto di vista dell’innovazione tecnologica, è rappresentato dal velivolo *Boeing B787*. Esso viene realizzato in buona parte attraverso l’utilizzo di materiali compositi, come è evidente nella illustrazione riportata di seguito.

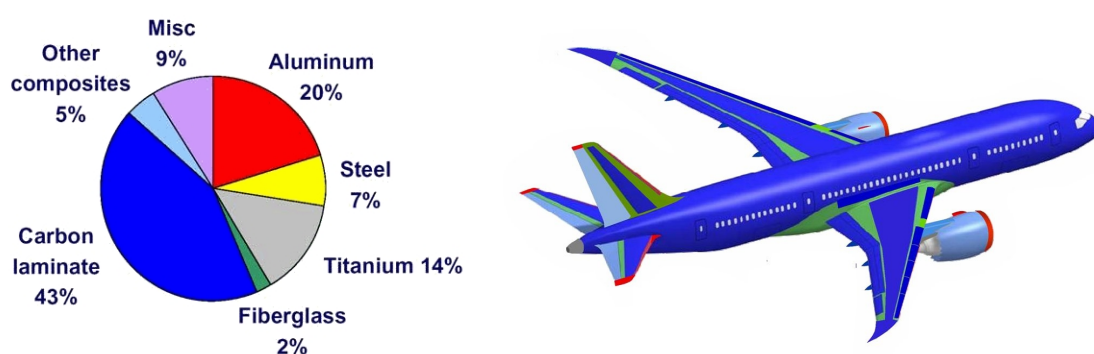


Figura 3. 22 – Grafico illustrativo dei materiali adoperati per la realizzazione del velivolo *Boeing B787*. [32]

La presenza dei materiali tradizionali, quali alluminio ed acciaio, è ivi drasticamente ridotta rispetto a tutti gli altri velivoli appartenenti alla stessa categoria e progettati nel passato. Come conseguenza di ciò è possibile osservare che l’applicazione del metodo studiato a questo caso, per mezzo della relazione statistica definita per velivoli da trasporto a getto di tipo convenzionale, non produce alcun risultato plausibile (per una descrizione più dettagliata del fenomeno, si legga l’ultimo paragrafo del capitolo).

Pertanto, come visto per il velivolo *Airbus A380-800*, si rende opportuno lo studio preliminare di una apposita legge statistica, che leghi il peso massimo al decollo con il peso a vuoto operativo per una classe di velivoli da trasporto a getto, realizzati prevalentemente con materiali innovativi. In assenza di una quantità sufficiente di dati disponibili circa velivoli della stessa tipologia (in effetti, il *B787* rappresenta il primo caso di aeroplano da trasporto a getto realizzato prevalentemente con materiali compositi), si assumono come riferimento delle ipotetiche versioni dei velivoli *Airbus*

A380-800 e *Boeing B747-400*, realizzate prevalentemente con materiali innovativi e quindi caratterizzate da una riduzione del peso a vuoto del 30% rispetto al caso reale, a parità di peso massimo al decollo (il risparmio in termini di peso a vuoto può essere, ad esempio, sfruttato per l'imbarco di una maggiore quantità di combustibile e quindi per il miglioramento delle prestazioni di autonomia del velivolo).

I risultati della ricerca della nuova linea di tendenza si concretizzano nei seguenti valori dei coefficienti che caratterizzano la legge (3.4).

$$a = 0.0810 \quad b = 1.0730. \quad (3.20)$$

Quindi, si ottiene

$$\log_{10} W_{TO} = 0.0810 + 1.0730 \cdot \log_{10} W_E. \quad (3.21)$$

La relazione statistica trovata (il cui diagramma è riportato in figura 3.23) consente l'applicazione del metodo per la stima preliminare dei pesi anche al caso del *B787*, a partire dalle informazioni fornite dalla specifica di progetto proposta in figura 3.25.

Tabella 3. 10 –Dati reali relativi al velivolo Boeing B787.

	EW [lbs]	MTOW [lbs]	Number of passengers	Autonomia di distanza [nmi]
<i>Boeing B787</i>	200000	540000	250	8800

I risultati che si ottengono dalla esecuzione dei calcoli sono infine riassunti nelle tabelle 3.11 e 3.12 nonché dal grafico di figura 3.28.

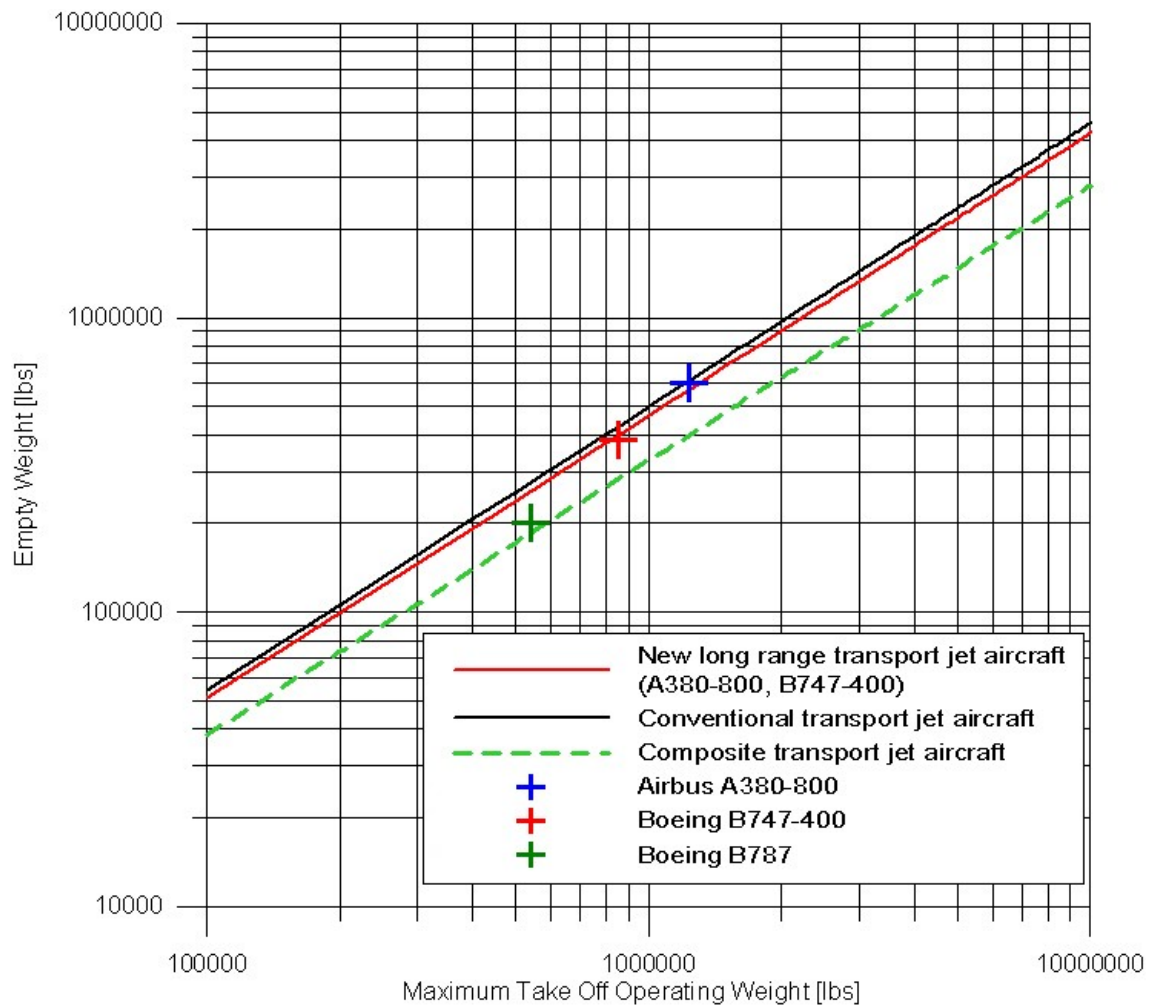


Figura 3. 23 - Confronto dei diagrammi delle relazioni statistiche tra il peso a vuoto ed il peso massimo al decollo per velivoli da trasporto a getto realizzati prevalentemente in composito e velivoli da trasporto a getto convenzionali.



Figura 3. 24 – Ricostruzione grafico del velivolo Boeing B787.

SPECIFICA DI MISSIONE DEL VELIVOLO *BOEING B787*

Tipo:	Velivolo da trasporto civile a lungo raggio.
Carico pagante:	250 passeggeri del peso ciascuno di 175 lbs più bagaglio del peso, per ciascuno passeggero, di 30 lbs.
Equipaggio:	2 piloti e 8 assistenti di cabina del peso ciascuno di 175 lbs e con bagaglio, ciascuno, di 30 lbs.
Autonomia di percorso:	8800 nm alla quota ed alla velocità di crociera, seguite da 100 nm per raggiungere l'aeroporto alternato.
Riserva di combustibile	15% del combustibile utilizzato
Quota di inizio crociera:	35000 ft.
Velocità di crociera:	M=0.85 a 35000 ft di quota.
Impianto propulsivo:	2 turbofan.
Base di certificazione:	FAR25.

Profilo di missione:

1. Engine start and warmup
2. Taxi
3. Take-off
4. Climb
5. Cruise
6. Loiter
7. Descent
8. Fly to alternate and descend
9. Landig, taxi, shutdown

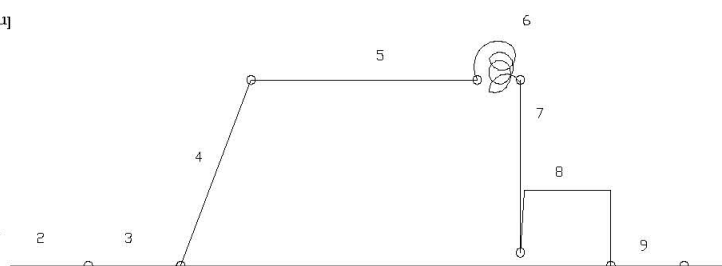


Figura 3. 25 - Specifica di progetto per il velivolo *Boeing B787*.

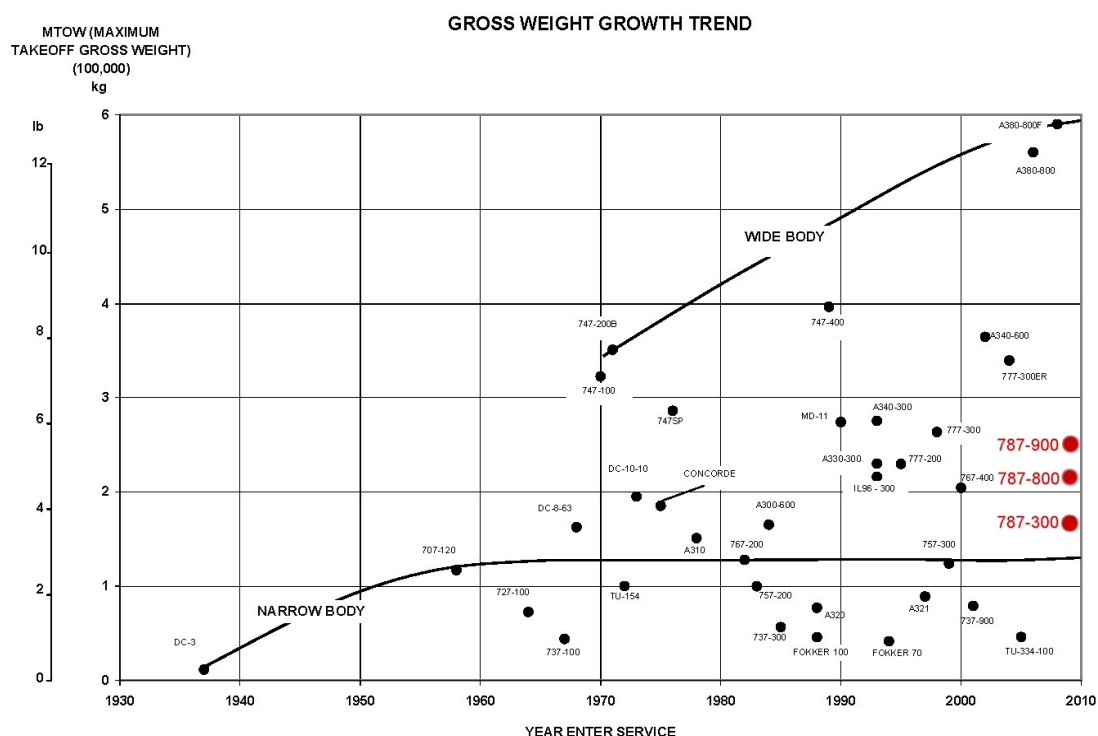


Figura 3. 26 – Andamento del peso massimo al decollo in funzione dell'anno di produzione dei velivoli da trasporto a getto.

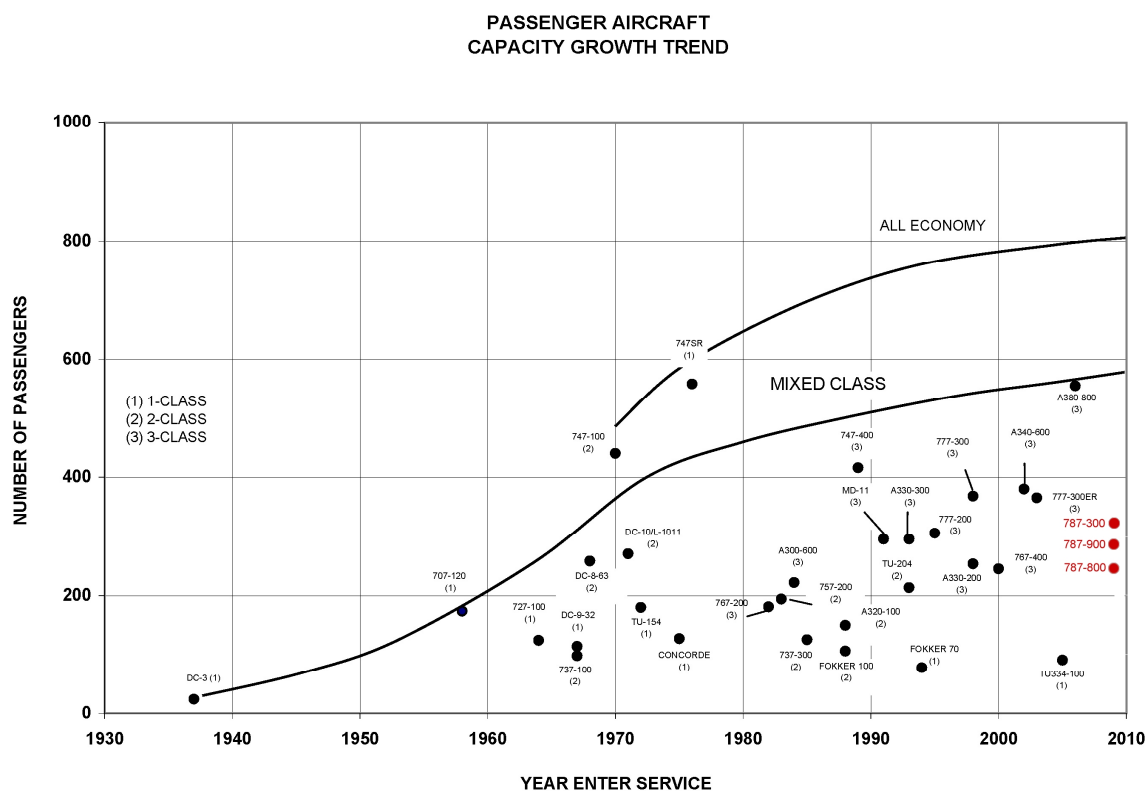


Figura 3. 27 – Andamento del numero di passeggeri in funzione dell'anno di produzione dei velivoli da trasporto a getto.

Tabella 3. 11 - Risultati del calcolo dei pesi per il caso del velivolo Boeing B787.

	libbre	chilogrammi
Peso massimo al decollo - MTOW	559000	253000
Peso a vuoto operativo - OEW	1960000	87800
Peso a vuoto - EW	191000	86600
Peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili	2800	1300
Peso dell'equipaggio	2000	930
Peso del combustibile complessivo - MIFW	312000	141000
Peso del combustibile di riserva	52000	24000
Peso del combustibile utilizzato	260000	118000
Peso del carico pagante - PL	51000	23000
OEW / MTOW	0.350	
MIFW / MTOW	0.558	
PL / MTOW	0.0920	
PL / OEW	0.262	
MIFW / PL	6.09	
Mff	0.535	

Tabella 3. 12 – Confronto dei risultati ottenuti per il caso del velivolo Boeing B787 .

	DS06 Boeing B787		Boeing B787		Errore Percentuale
	libbre	chilogrammi	libbre	chilogrammi	
MTOW	559000	253000	540000	245000	+ 3.52 %
EW	191000	86600	200000	91000	- 4.50 %

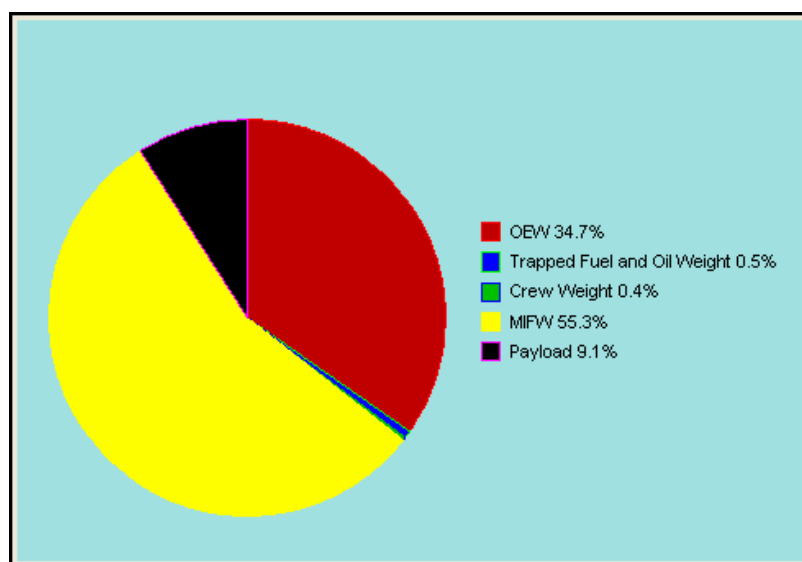


Figura 3. 28 - Diagramma a torta della composizione del peso massimo al decollo per il caso del velivolo Boeing B787.

3.8 - CONSIDERAZIONI FINALI.

3.8.1 – Influenza dei requisiti della specifica di progetto sul peso massimo al decollo

Può essere interessante cercare di capire, in che modo i diversi parametri che entrano in gioco nella determinazione dei pesi possono influenzare i valori dei pesi a vuoto e massimo al decollo di un velivolo. Ad esempio, due requisiti fondamentali, quali il numero di passeggeri e la autonomia di distanza, incidono in maniera vigorosa sulla entità di entrambi i pesi considerati. Per fare riferimento ad un caso concreto, si considerino i dati del velivolo *A380-800*. Assegnando un valore della autonomia di distanza ed applicando la tecnica di calcolo ivi studiata a differenti valori del numero di passeggeri, si ricavano gli andamenti dei pesi a vuoto e massimo al decollo in funzione del numero di passeggeri stesso. Ripetendo l'operazione per diversi valori dell'autonomia di distanza, si ottengono i risultati che sono riportati nel diagramma di figura 3.29.

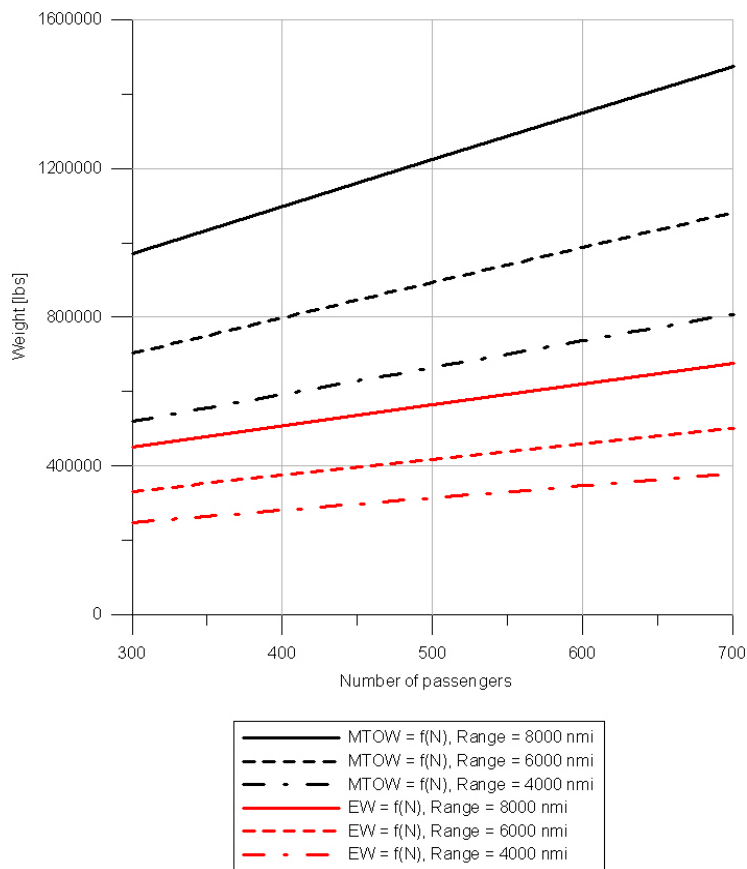


Figura 3.29 – Diagrammi dei pesi a vuoto e massimo al decollo in funzione del numero di passeggeri e della autonomia di distanza

Essi evidenziano come sia il W_{TO} che il W_E hanno dei ratei di crescita con il numero dei passeggeri che diventano sempre maggiori all'aumentare dell'autonomia di distanza. Più in generale, il peso massimo al decollo, oltre a variare con il numero di passeggeri, risulta sensibile anche alle variazioni di altri parametri. Queste dipendenze possono essere sintetizzate attraverso l'introduzione di quantità che prendono il nome di fattori di crescita e che si definiscono con l'ausilio delle equazioni del sistema (3.16).

$$\begin{cases} W_E = W_{TO} \cdot c - d \\ W_E = inv \log_{10} \left[\frac{\log_{10} W_{TO} - a}{b} \right] \end{cases} \quad (3.22)$$

Sostituendo la prima relazione nella seconda, effettuando la derivata parziale di W_{TO} rispetto al generico parametro y (si ricordi che a e b dipendono soltanto dal tipo di velivolo) ed esplicitando il risultato rispetto a $\partial W_{to} / \partial y$, si ottiene quanto riportato di seguito.

$$\frac{\partial W_{to}}{\partial y} = \frac{b \cdot W_{TO}^2 \cdot \frac{\partial c}{\partial y} - B \cdot W_{TO} \cdot \frac{\partial d}{\partial y}}{b \cdot (1 - b) \cdot W_{TO} - d} \quad (3.23)$$

La (3.19) definisce il fattore di crescita dovuto al parametro y per il generico velivolo. Esso consente di conoscere l'eventuale variazione che il peso massimo al decollo subirebbe qualora si verificasse una variazione unitaria del proprio valore.

Di seguito sono riportate due tabelle che mostrano i valori assunti dai diversi fattori di crescita per i casi dei velivoli bimotore ad elica e da trasporto a getto discussi nei paragrafi precedenti.

Tabella 3. 13 – Valori dei fattori di crescita per il caso del velivolo bimotore ad elica.

$\bullet(W_{TO}) / \bullet(W_{PL})$	5.70
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(W_E)$	1.66
$\bullet(W_{TO}) / \bullet R \quad [\text{lbs/nmi}]$	6.90
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(C_p) \quad [\text{lbs/lbs/hp/hr}]$	13800
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(\bullet_p) \quad [\text{lbs}]$	-8430
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(L/D) \quad [\text{lbs}]$	-628

Tabella 3. 14 – Valori dei fattori di crescita per il caso del velivolo da trasporto a getto.

$\bullet(W_{TO}) / \bullet(W_{PL})$	3.70
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(W_E)$	1.93
$\bullet(W_{TO}) / \bullet R \quad [\text{lbs/nmi}]$	24.4
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(E) \quad [\text{lbs/hr}]$	12.3
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(V_{\text{cruise}}) \quad [\text{lbs/kts}]$	-74.1
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(L/D)_{\text{cruise}} \quad [\text{lbs}]$	-2190
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(C_j)_{\text{cruise}} \quad [\text{lbs/lbs/lbs/hr}]$	70100
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(L/D)_{\text{loiter}} \quad [\text{lbs}]$	-684
$\bullet(W_{TO}) / \bullet(C_j)_{\text{lo iter}} \quad [\text{lbs/lbs/lbs/hr}]$	20500

Si nota come, nel caso del bimotore ad elica, un incremento del carico pagante di una libbra si traduce in un incremento del peso massimo al decollo di quasi sei libbre; ciò vuol dire che, mantenendo costante l'autonomia di distanza, un passeggero in più a bordo con le sue 175 libbre di massa corporea più le 30 libbre di bagaglio comporta un incremento del peso massimo al decollo di circa 1170 libbre ovvero di quasi il 15%.

Questa considerazione evidenzia come un incremento del carico pagante a parità di prestazioni interagisce in maniera profonda con altri parametri di progetto: la crescita del peso del velivolo, dovuta alla esclusiva presenza dell'ulteriore passeggero a bordo, rende necessario il volo a più elevati valori del coefficiente di portanza o della velocità, il che comporta un inevitabile incremento della resistenza aerodinamica agente e quindi della spinta e/o della potenza necessaria con conseguenti modifiche dei rendimenti e dei

consumi specifici. Si comprende, pertanto, come da una semplice variazione del valore di uno dei parametri di progetto possa scaturire una serie di considerazioni concatenate che vanno ad influenzare molteplici aspetti relativi alla realizzazione del prodotto.

Nel caso del velivolo da trasporto a getto, l'incremento del peso massimo al decollo dovuto all'aumento del numero di passeggeri di una unità è pari a circa 760 libbre ovvero allo 0.6%. E' evidente che, a parità di ΔW_{PL} , la crescita del W_{TO} relativa ad un velivolo destinato al trasporto di 150 passeggeri è meno influente rispetto al caso del bimotore ad elica.

Ulteriori ragionamenti possono farsi relativamente ad altri fattori di crescita, come quelli dovuti al peso a vuoto ed all'autonomia di distanza.

Il peso a vuoto fornisce un valore del fattore di crescita relativamente simile nei due casi studiati, mentre il prolungamento dell'autonomia di distanza di un miglio nautico comporta una crescita del peso massimo al decollo del velivolo da trasporto a getto uguale a circa il quadruplo di quella che si realizza nel bimotore ad elica.

3.8.2 – Utilizzo del codice per condizioni limite.

Un'altra considerazione può essere discussa in merito alla eventualità che l'ormai noto sistema di equazioni (3.16) non ammetta soluzione. Una volta fissati i coefficienti della seconda equazione e quindi la classe di appartenenza del velivolo studiato, resta da definire soltanto la prima equazione del sistema. Quest'ultima, come è noto, dipende dal carico pagante e dalla frazione di combustibile totale, una volta fissato il peso dell'equipaggio, il peso della riserva di carburante, ed il peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili.

L'esistenza di una soluzione è analiticamente subordinata al comportamento della funzione

$$\Delta = \log_{10} W_{TO} - a - b \cdot \log_{10} (c \cdot W_{TO} - d). \quad (3.24)$$

data da una opportuna combinazione delle equazioni del sistema (3.22).

Uguagliando a zero la derivata prima della (3.24) si ottiene

$$\frac{\partial \Delta}{\partial W_{TO}} = 0 \Leftrightarrow W_{TO} = \frac{d}{c \cdot (1-b)} \quad (3.25)$$

da cui si intuisce che la funzione $\Delta = f(W_{TO})$ ammette l'esistenza di un valore minimo o massimo se e soltanto se $b < 1$. Si presentano, quindi, i seguenti tre casi:

1. $b > 1$ - la funzione $\Delta = f(W_{TO})$ non ammette né minimo né massimo e il sistema (3.22) ammette una sola soluzione;
2. $b < 1$ - la funzione $\Delta = f(W_{TO})$ ha un valore minimo dato da

$$\Delta_{\min} = \log_{10} \left(\frac{d}{c \cdot (1-b)} \right) - a - b \cdot \log_{10} \left(\frac{d}{1-b} - d \right). \quad (3.26)$$

- 2.1 se $\Delta_{\min} < 0$, il sistema (3.22) ammette due soluzioni di cui soltanto la più piccola ha significato
- 2.2 se $\Delta_{\min} > 0$, il sistema (3.22) non ammette soluzioni ed il metodo proposto per la stima preliminare dei pesi non converge.

Il verificarsi dei casi 2.1 e 2.2 è subordinato al valore assunto dal parametro c , il quale dipende a sua volta in maniera determinante dal rapporto M_{ff} . In particolare, richieste di combustibile quantitativamente eccessive comportano la mancata convergenza del metodo di calcolo.

3. $b = 1$ - è possibile dimostrare che il sistema (3.22) ammette un'unica soluzione, se e solo se $c > 10^a$

$$W_{TO} = \frac{d \cdot 10^a}{c \cdot 10^a - 1} \quad (3.27)$$

Anche quando la soluzione analitica del problema esiste, non è detto necessariamente che essa sia caratterizzata da valori accettabili dal punto di vista progettuale. Infatti, è necessario considerare che i valori dei parametri a e b sono determinati a partire dalla conoscenza del peso massimo al decollo e del peso a vuoto di una serie di velivoli già esistenti, per ciascuna delle categorie considerate. Ciò comporta la necessità di adoperare il metodo di calcolo su di essi basato per velivoli le cui caratteristiche, le cui prestazioni e le cui tecnologie non siano eccessivamente distanti da quelle dei velivoli campione.

Allo scopo di ragionare su dati concreti si faccia riferimento, ad esempio, al caso del velivolo *Airbus A380-800*.

$$W_E = W_{TO} \cdot [1 - (1 + M_{res}) \cdot (1 - M_{ff}) - M_{tfo}] - (W_{PL} + W_{crew}) = W_{TO} \cdot c - d \quad (3.28)$$

A partire dai dati utilizzati nell'esempio riportato al paragrafo 3.6, un aumento forzato e cospicuo della autonomia di distanza produce una forte decrescita della frazione di combustibile totale e conseguentemente un valore del peso massimo al decollo di diversi milioni di libbre inaccettabile da un punto di vista realizzativo.

Lo stesso tipo di fenomeno si verifica nel caso della stima dei pesi del velivolo *Boeing B787*, effettuata adoperando come relazione statistica quella relativa ai velivoli da trasporto a getto convenzionali.

$$\text{Velivoli da trasporto a getto convenzionali} - \log_{10} W_{TO} = 0.0833 + 1.0383 \cdot \log_{10} W_E \quad (3.29)$$

Il sistema (3.22) ammette un'unica soluzione caratterizzata da un peso a vuoto di 18 milioni di libbre e da un peso massimo al decollo di 40 milioni di libbre! Il diagramma di figura 3.30 mostra chiaramente come le curve rappresentative delle condizioni imposte non si intersecano per valori fisicamente plausibili del peso a vuoto. Allo stesso tempo, esso mostra anche come la linea di tendenza dei velivoli da trasporto a getto, realizzati con materiali innovativi, intersechi opportunamente il diagramma rappresentativo della equazione (3.28) relativa al caso del velivolo *Boeing B787*.

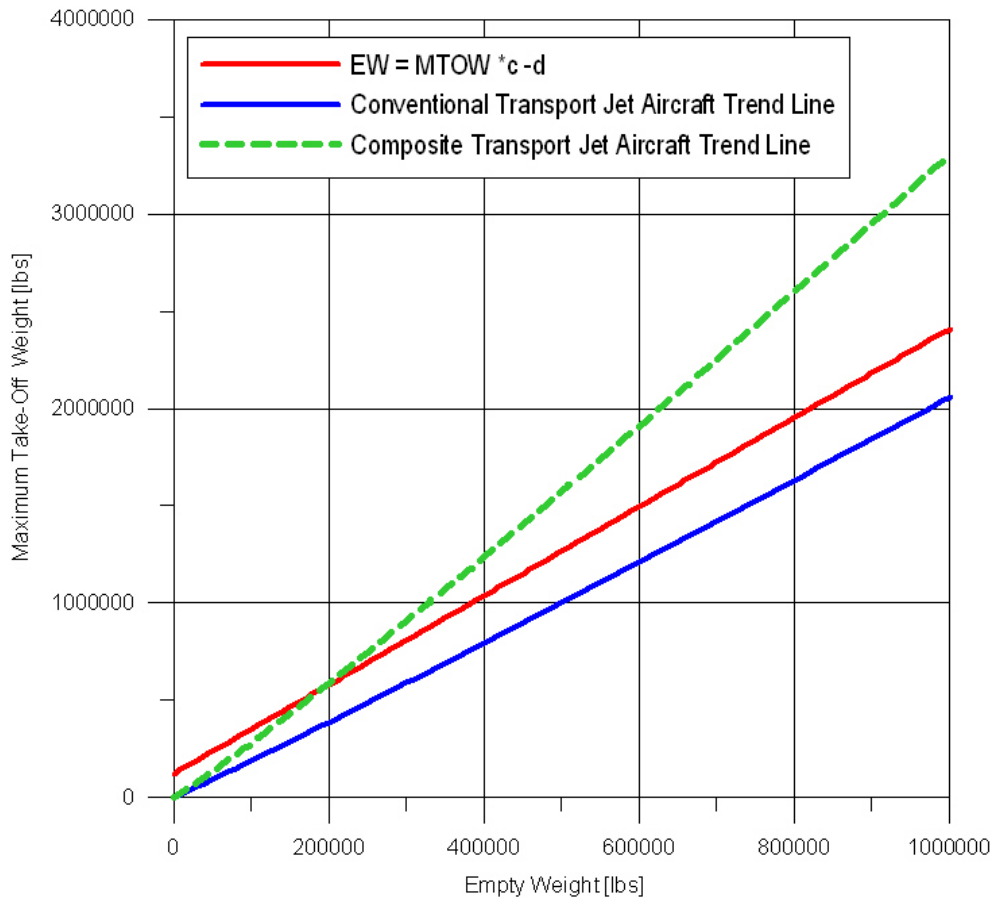


Figura 3.30 - Diagramma per la ricerca della soluzione del sistema di equazioni (3.22) nel caso del velivolo *Boeing B787*.

Più in generale si può osservare che, applicando ripetutamente la tecnica di calcolo studiata con le leggi semiempiriche relative ai velivoli da trasporto a getto convenzionali ed ai velivoli basati sull'utilizzo di materiali innovativi (si ricorda che entrambe queste relazioni sono diagrammate in figura 3.23), si ottiene il diagramma dei valori del peso massimo al decollo in funzione dell'autonomia di distanza e del numero di passeggeri, riportato alla pagina seguente. Gli andamenti grafici riportati sono ottenuti considerando i valori di consumo specifico, efficienza aerodinamica, quota e velocità di crociera tipici dei tradizionali velivoli da trasporto a getto:

$$E = \frac{L}{D} = 15 \quad c_j = 0.5 \frac{\text{lbs}}{\text{lbs} \cdot \text{h}} \quad Mach_{cruise} = 0.800 \quad z_{cruise} = 35000 \text{ ft} \quad (3.30)$$

Attraverso di essi si nota come l'utilizzo della legge statistica, relativa ai velivoli da trasporto a getto di tipo convenzionale, comporti un andamento fortemente crescente del peso massimo al decollo a partire da valori dell'autonomia di distanza pari a circa 6000 miglia nautiche per numero di passeggeri che oscilla tra 200 e 800. Invece, nel caso della legge statistica, relativa ai velivoli da trasporto a getto costituiti in prevalenza da materiali innovativi, la forte variazione di pendenza si verifica in corrispondenza di autonomie di distanza dell'ordine di 10000 nmi.

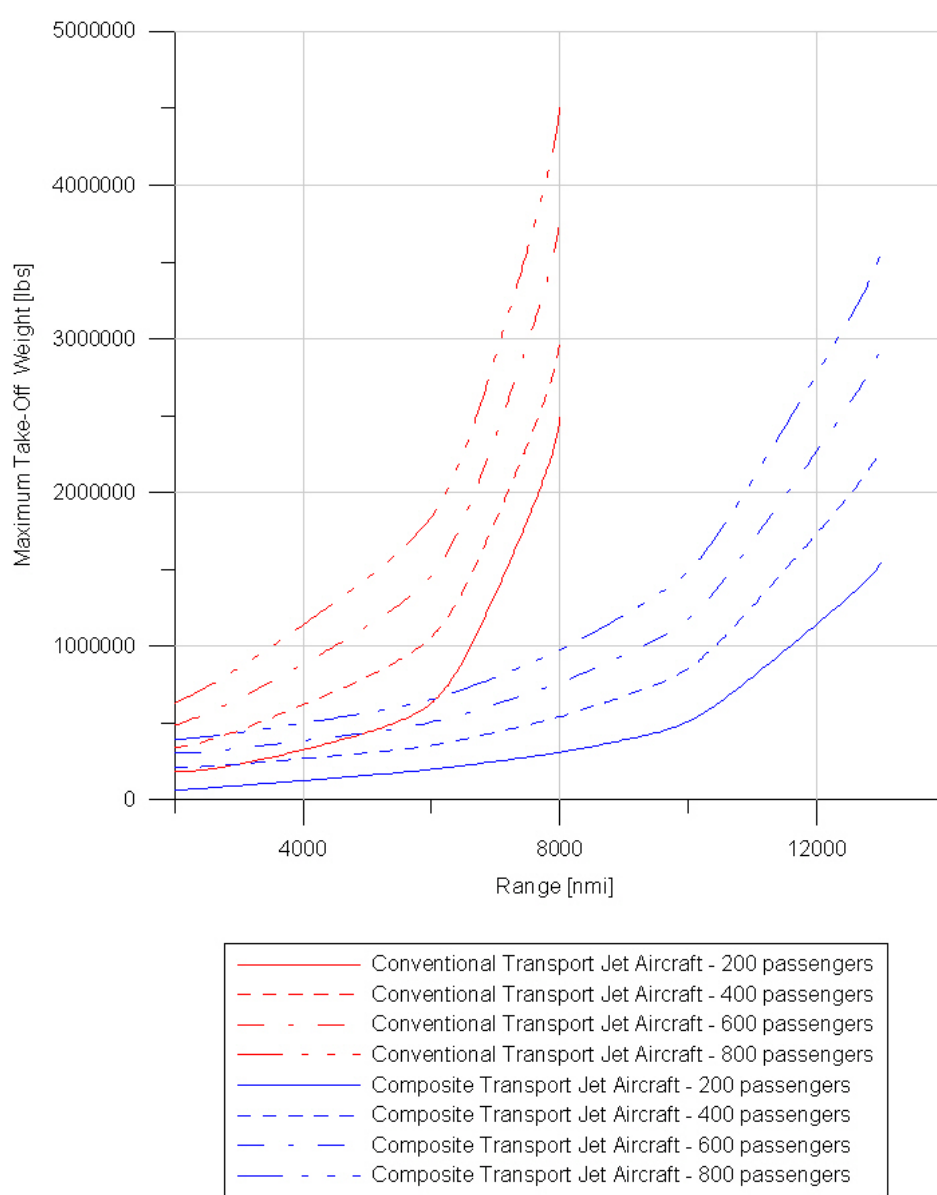


Figura 3. 31 – Diagramma del peso massimo al decollo in funzione dell'autonomia di distanza, calcolato col metodo per la stima dei pesi proposto in questo capitolo, servendosi delle leggi statistiche relative a velivoli da trasporto a getto convenzionali e realizzati con materiali innovativi.

E' necessario altresì osservare come le curve riportate in figura 3.31 siano sensibili alle variazioni di efficienza aerodinamica e di consumo specifico, eventualmente prodotte da miglioramenti della finitura superficiale dei profili alari o da un incremento delle prestazioni dell'impianto propulsivo o da altri fattori comunque connessi con la innovazione tecnologica. Nella figura seguente, si propone un confronto grafico tra le curve $W_{TO} = f(R)$ riferite ad un numero di 500 passeggeri, basate sui dati riportati nella tabella 3.15 e relative alla linea di tendenza dei velivoli da trasporto a getto convenzionali.

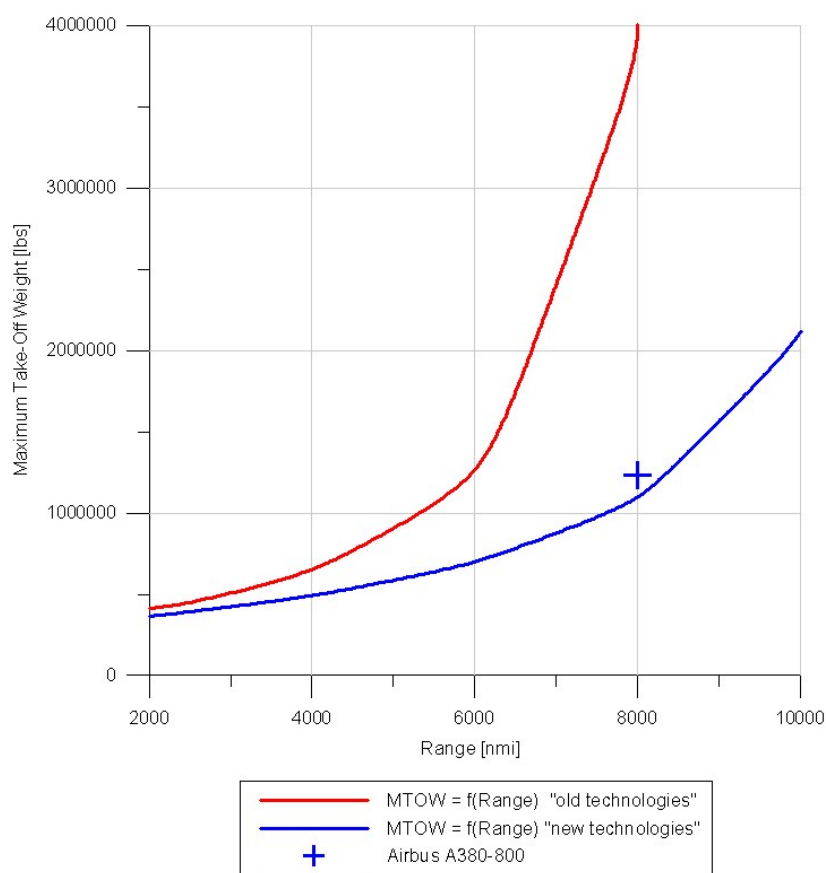


Figura 3. 32 – Diagrammi del peso massimo al decollo in funzione dell'autonomia di distanza per un numero di 500 passeggeri e per i valori delle prestazioni di crociera riportati nella tabella 3.15. Le curve sono basate sulla linea di tendenza dei velivoli da trasporto a getto convenzionali.

Tabella 3. 15 – Dati per la determinazione dei diagrammi di figura 3.32.

Efficienza aerodinamica	Consumo Specifico [lbs/lbs/h]	Mach (in crociera)	Quota (di crociera)
15	0.500	0.800	35000
17	0.400	0.800	35000

In definitiva, si rivela come il raggiungimento di valori di autonomia di distanza superiori a 7000 o 8000 miglia nautiche (ad esempio, tali sono le distanze tra New York e Sydney o tra Tokyo e Città del Capo) sia realizzabile soltanto attraverso un cambiamento tecnologico rispetto ai velivoli da trasporto a getto costruiti in passato, sia esso concretizzato dal miglioramento delle prestazioni aerodinamiche e propulsive oppure dall'impiego di materiali di nuova generazione.



Figura 3. 33 – Prestazioni del velivolo Airbus A380-800 in termini di autonomia di distanza. [29]