

Corso di PROGETTO GENERALE DEI VELIVOLI

ESERCITAZIONI

1. STIMA DEI PESI DI UN VELIVOLO

F. Nicolosi

PROGETTO PRELIMINARE

STIMA DEI PESI

DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO
(superficie alare e spinta/potenza massima necessaria)

DIMENSIONAMENTI

IPERSOSTENTATORI

MOTORI

FUSOLIERA

ALA

IMPENNAGGI

ALETTONI

POLARI AERODINAMICHE

PRESTAZIONI DI
DECOLLO E
ATTERRAGGIO

PRESTAZIONI DI
VOLO

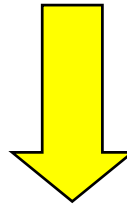
STABILITA' E CONTROLLO
LONGITUDINALE E
LATERO-DIREZIONALE

CONTROLLO
LATERALE

PROGETTO PRELIMINARE

Passo n°1

SPECIFICA DI PROGETTO

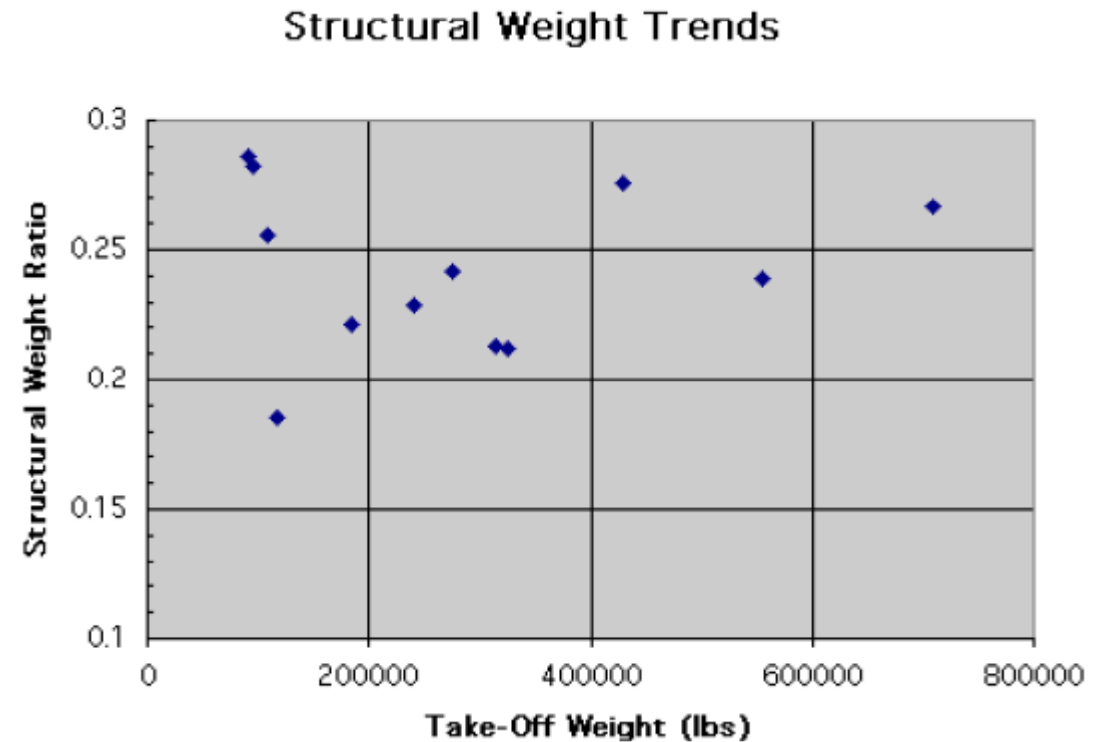


Passo n°2

STIMA PRELIMINARE DEI PESI

IL PESO DEL VELIVOLO

- Da cosa dipende il peso di un velivolo ?
- E' legato in qualche modo alle sue dimensioni ?



Legge del quadrato-cubo

Ci si potrebbe aspettare che il peso possa essere influenzato dalle dimensioni al cubo, essendo il volume del materiale proporzionale al cubo della dimensione. La capacità di assorbire la sollecitazione dipende invece dalla dimensione al quadrato (sezione).

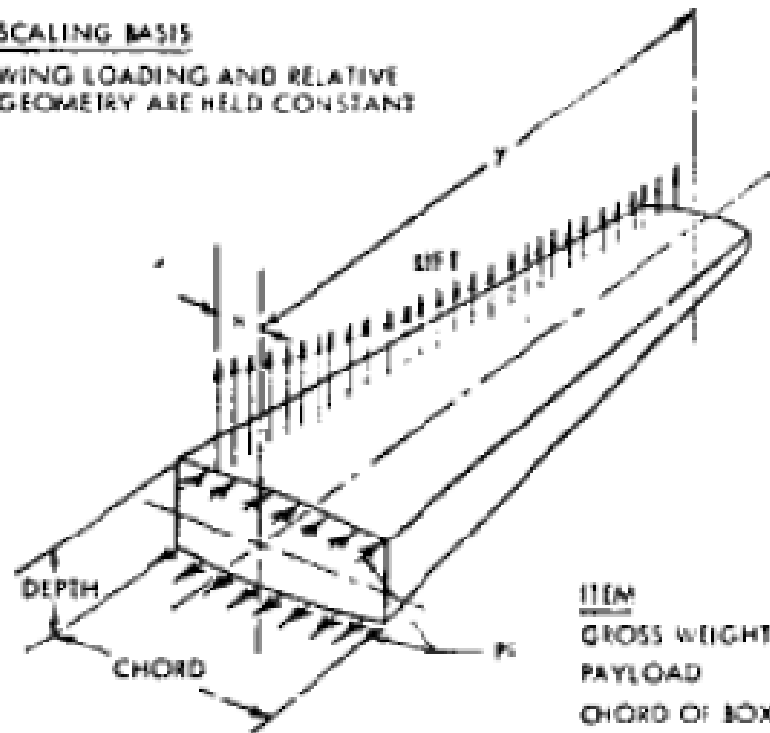
Ci sono ragioni che non rendono vera questa osservazione:

1. Some aircraft components are not affected very much by the square-cube law.
2. New and better materials and techniques have helped empty weight.
3. Higher wing loadings are used for larger aircraft.
4. Some portions of airplanes have material size fixed by minimum "handling" thickness.

Legge del quadrato-cubo

SCALING BASIS

WING LOADING AND RELATIVE
GEOMETRY ARE HELD CONSTANT



ITEM

GROSS WEIGHT	_____
PAYLOAD	_____
CHORD OF BOX	_____
DEPTH OF BOX	_____
DEPTH X CHORD	_____
BENDING MOMENT = $(\text{LIFT} \times \text{SPAN})$	_____
$P_s = \text{SURFACE LOADING* INTENSITY} = \frac{\text{BENDING MOMENT}}{\text{DEPTH X CHORD}}$	_____
WING WEIGHT	_____

* (AXIAL LOAD PER INCH IN SURFACES
OF WING BOX BEAM)

SCALING BASIS

<u>A</u>	<u>B</u>
1	2
1	2
1	$\sqrt{2}$
2	$\sqrt{2}$
1	2
1	$2\sqrt{2}$
1	$\sqrt{2}$
1	$2\sqrt{2}$

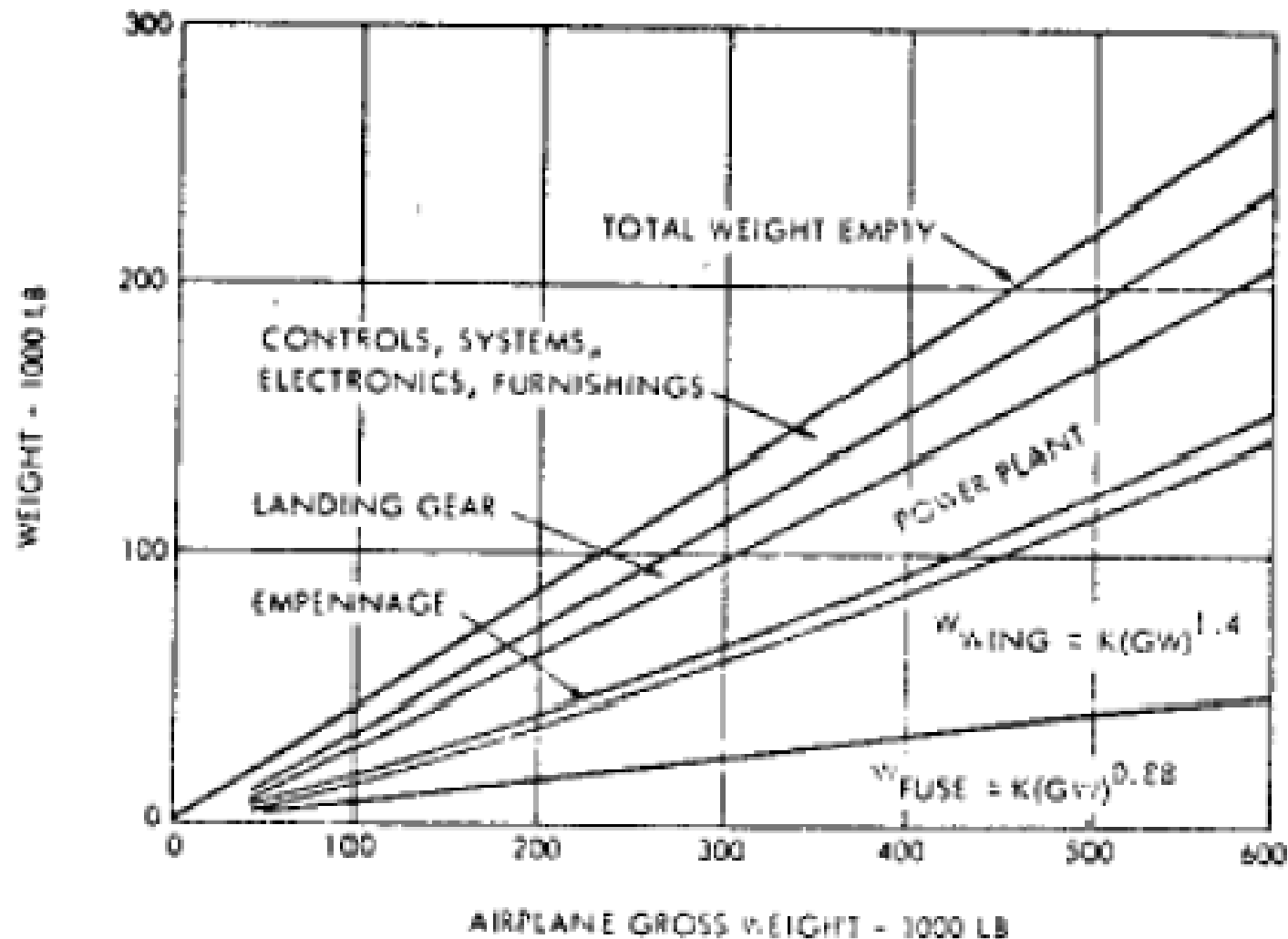
Legge del quadrato-cubo

Ci sono elementi strutturali come l'ala che risentono molto delle dimensioni, ma elementi come la fusoliera il cui peso strutturale è meno influenzata dalla dimensione. I sistemi e gli impianti sono anch'essi molto meno influenzati dalle dimensioni del velivolo (il loro peso cresce con esponenti molto bassi, prossimi a 1).

Alla fine si può notare come il peso dei velivoli da trasporto cresce con un fattore pari a circa 2.1 con le dimensioni.

Componenti del velivolo e loro peso

Ci sono elementi strutturali il cui peso cresce in modo modesto, altri come l'ala in cui il peso cresce come il peso dell'intero velivolo elevato ad 1.4.



PESI di un velivolo

GRUPPI PRINCIPALI				PESI CARATTERISTICI			
Combustibile (totale)	Comb. prima del decollo						
	Combustibile di tratta						
	Combustibile all'atterraggio	Combustibile Addizionale					
		Riserva					
Carico pagante							
Equipaggio e articoli d'impiego							
Impianti ed equipaggiamenti	Mobili	Optionals					
		Standard					
	Fissi						
Gruppo propulsore							
Cellula							
Peso a vuoto di fabbrica				Peso a vuoto di fabbrica			
Peso a vuoto di consegna				Peso a vuoto di consegna			
Peso a vuoto basico				Peso a vuoto basico			
Peso a vuoto operativo				Peso a vuoto operativo			
Peso a zero combustibile				Peso a zero combustibile			
Peso massimo al decollo				Peso massimo al decollo			
Peso massimo di rampa				Peso massimo di rampa			
Peso all'atterraggio				Peso all'atterraggio			
Peso operativo				Peso operativo			
Carico pagante				Carico pagante			

CARATTERISTICHE DEL METODO

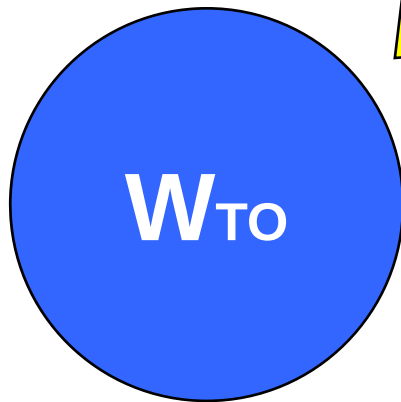


Metodo semiempirico

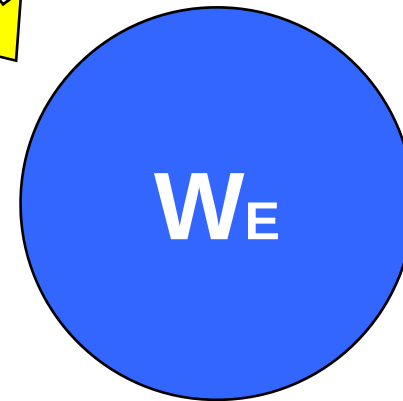


**Metodo basato sulla
risoluzione di un sistema di
due equazioni in due incognite**

INCOGNITE FONDAMENTALI



**Max Take-Off
Weight**



Empty Weight

CONDIZIONI ED EQUAZIONI

1 - Definizione di W_{TO}

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

2 - Legge statistica

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

STUDIO DELLA CONDIZIONE 1

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



Incognite del problema

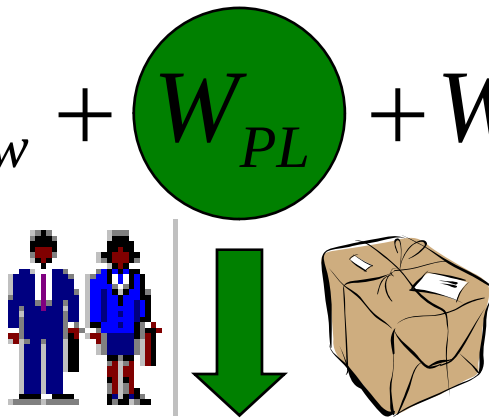
STUDIO DELLA CONDIZIONE 1

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


**Il numero di persone dell'equipaggio è riportato
nella specifica di progetto**

**Assumere sempre 175 + 30 lbs per ogni
componente**

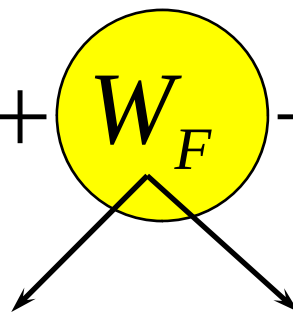
STUDIO DELLA CONDIZIONE 1

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


**Il numero di passeggeri ed il carico merci sono
riportato nella specifica di progetto**

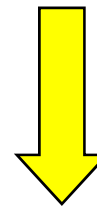
**Assumere sempre 175 lbs per ogni passeggero +
30/40 lbs per il rispettivo bagaglio**

STUDIO DELLA CONDIZIONE 1

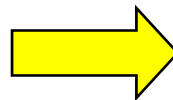
$$W_{TO} = W_E + W_{crew} + W_{PL} + W_F + W_{tfo}$$


A yellow circle containing the term W_F from the equation above. Two arrows originate from the bottom of this circle, pointing downwards towards the equation $W_F = W_{F\text{ used}} + W_{F\text{ reserve}}$.

$$W_F = W_{F\text{ used}} + W_{F\text{ reserve}}$$



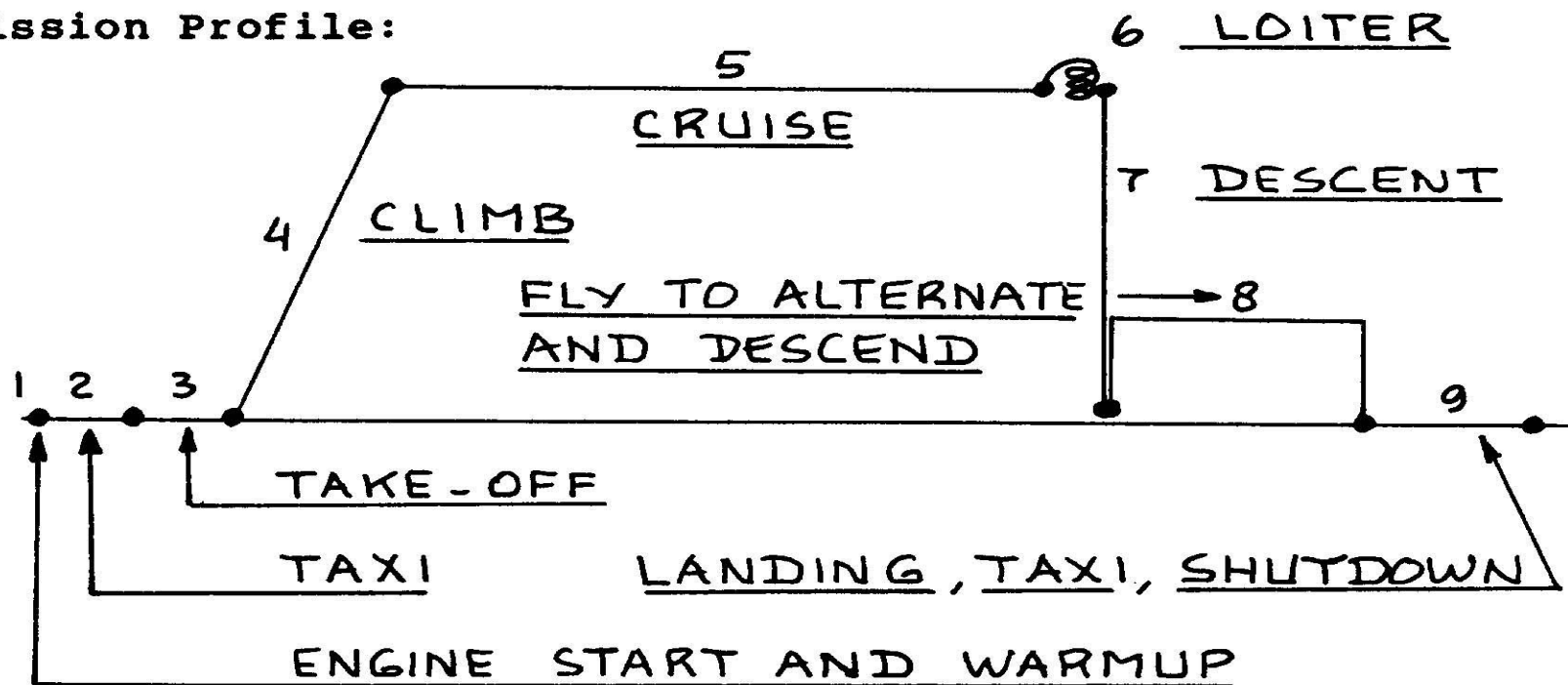
PROFILO DI MISSIONE



FUEL FRACTION METHOD

FUEL FRACTION METHOD

Mission Profile:

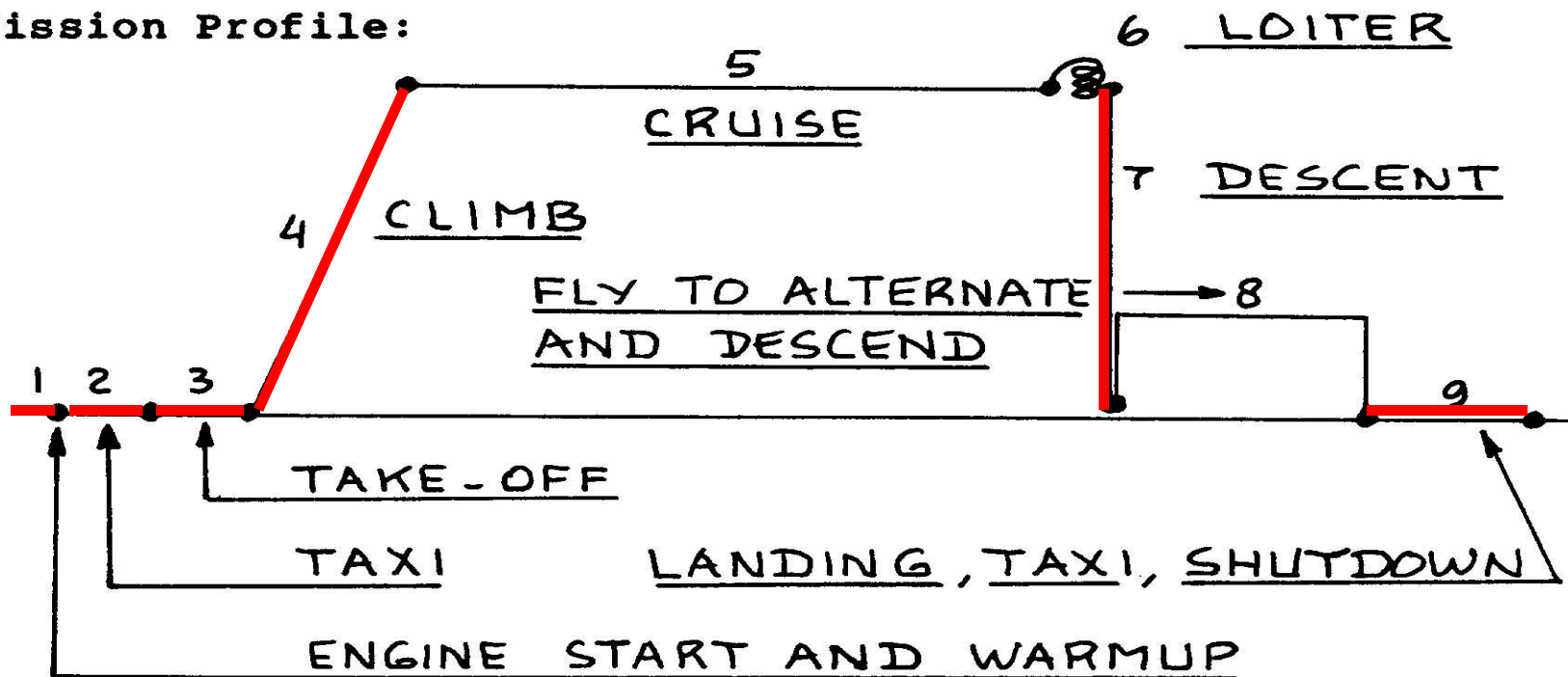


Per ciascuna fase si determina la frazione di combustibile

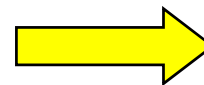
$$\frac{W_{finale}}{W_{iniziale}}$$

FUEL FRACTION METHOD

Mission Profile:



STATISTICA



$$\left(\frac{W_{finale}}{W_{iniziale}} \right)_i$$

FUEL FRACTION METHOD

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	
Trainers							
9. Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995	
10. Mil. Patrol,	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992	
Bomb, Transport							
11. Flying Boats,	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990	
Amphibious,							
Float Airplanes							
12. Supersonic	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992	
Cruise							

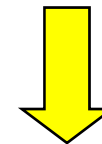
FUEL FRACTION METHOD

SALITA VELIVOLI PROPULSI AD ELICA



**1 – Quota di crociera
non elevata**

**2 – Velocità di salita
sulla traiettoria non
elevata**



**Il segmento di crociera
percorso è trascurabile**

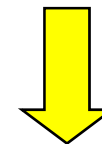
FUEL FRACTION METHOD

SALITA VELIVOLI PROPULSI A GETTO



1 – Quota di crociera elevata

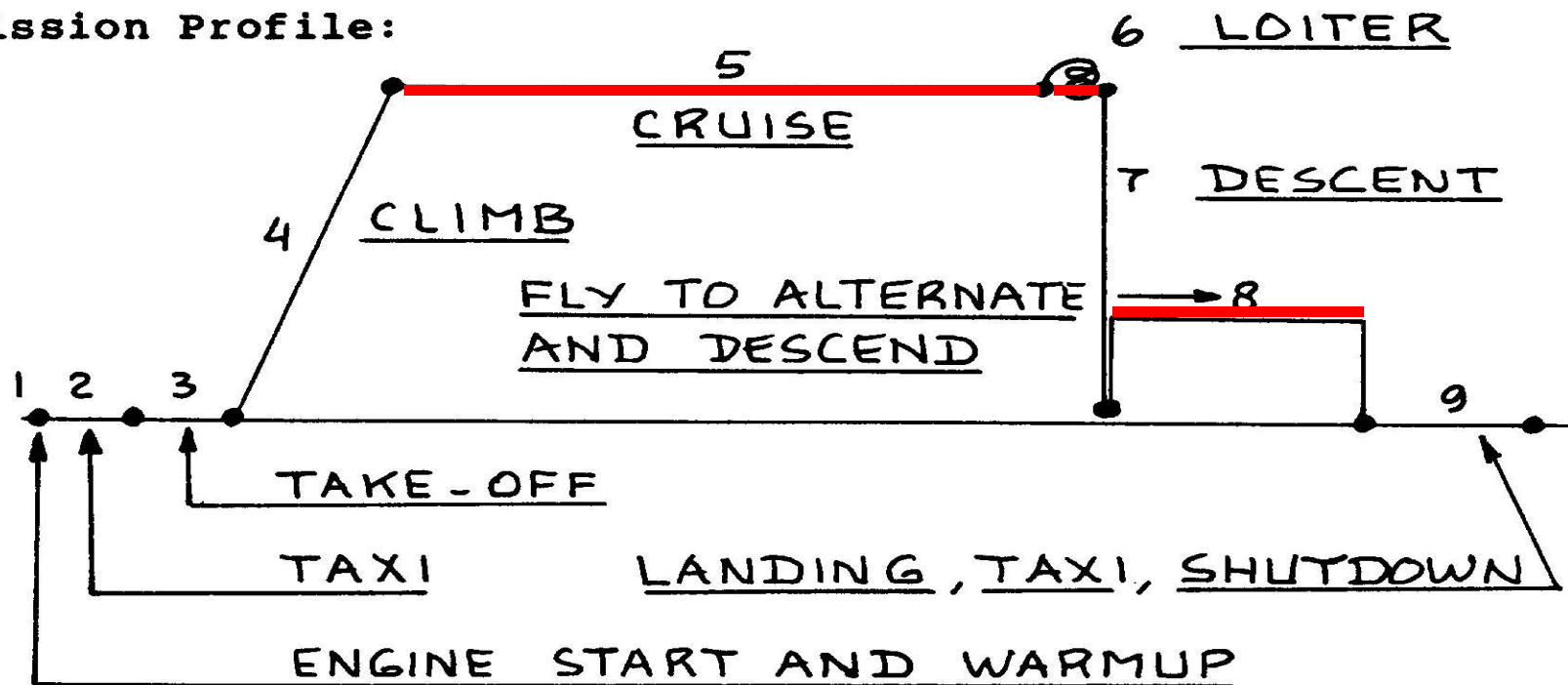
2 – Velocità di salita sulla traiettoria elevata



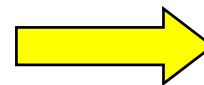
Il segmento di crociera percorso non è trascurabile

FUEL FRACTION METHOD

Mission Profile:



BREGUET



$$\left(\frac{W_{finale}}{W_{iniziale}} \right)_i$$

FUEL FRACTION METHOD

FORMULE DI BREGUET

Velivoli ad elica

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

Velivoli a getto

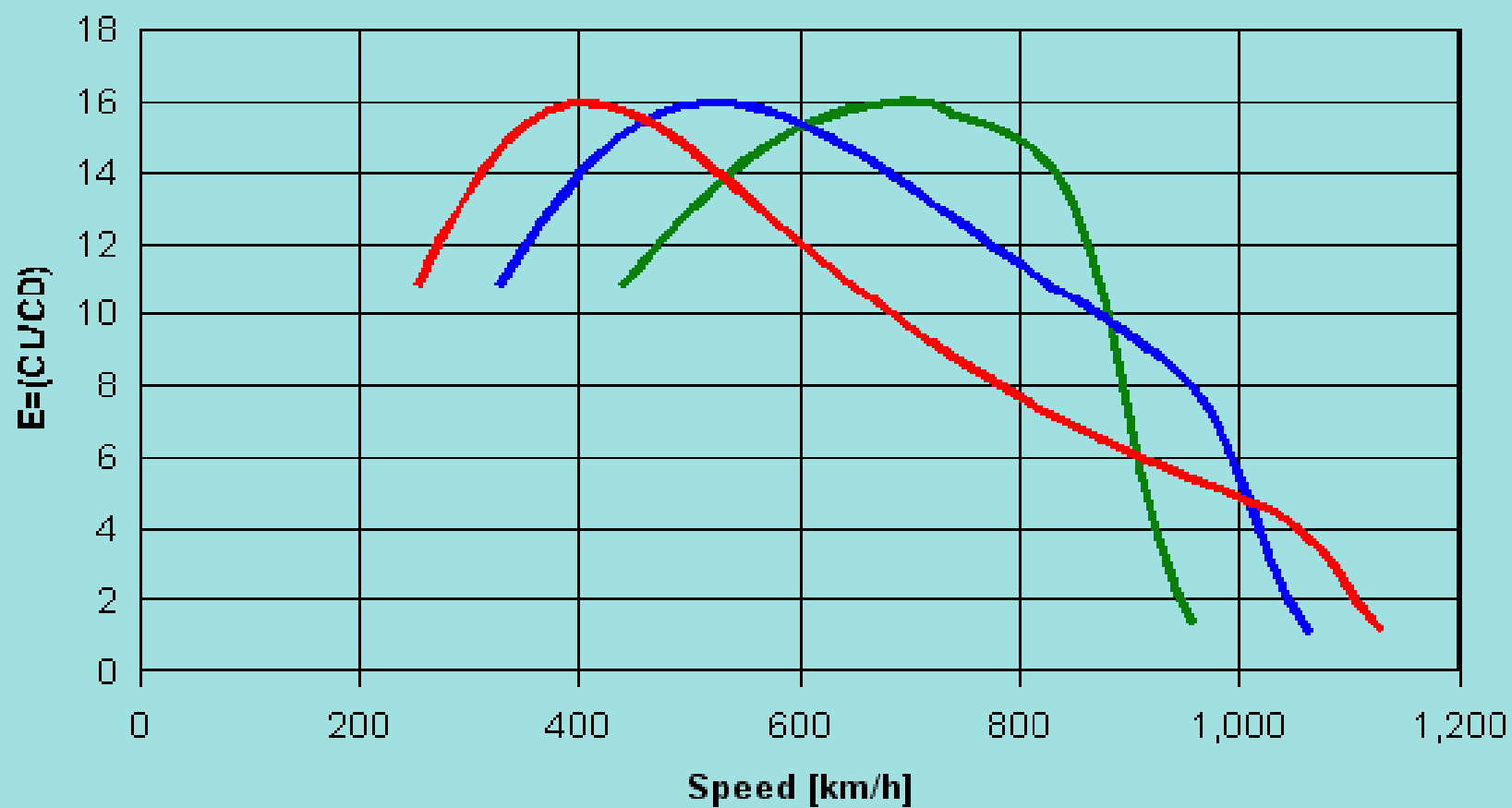
$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Autonomia di distanza } R = \frac{V}{c_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right) \\ \text{Autonomia oraria } En = \frac{1}{c_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right) \end{array} \right.$$

FUEL FRACTION METHOD

Table 2.2 Suggested Values For L/D , c_j , η_p , And For c_p For Several Mission Phases

=====								
		Cruise				Loiter		
	L/D	c_j	c_p	η_p	L/D	c_j	c_p	η_p
Mission		lbs/lbs/hr	lbs/hp/hr			lbs/lbs/hr	lbs/hp/hr	
Phase No. (See Fig.2.1)		5				6		
Airplane Type								
1. Homebuilt	8-10*		0.6-0.8	0.7	10-12		0.5-0.7	0.6
2. Single Engine	8-10		0.5-0.7	0.8	10-12		0.5-0.7	0.7
3. Twin Engine	8-10		0.5-0.7	0.82	9-11		0.5-0.7	0.72
4. Agricultural	5-7		0.5-0.7	0.82	8-10		0.5-0.7	0.72
5. Business Jets	10-12	0.5-0.9			12-14	0.4-0.6		
6. Regional TBP's	11-13		0.4-0.6	0.85	14-16		0.5-0.7	0.77
7. Transport Jets	13-15	0.5-0.9			14-18	0.4-0.6		
8. Military Trainers	8-10	0.5-1.0	0.4-0.6	0.82	10-14	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
9. Fighters	4-7	0.6-1.4	0.5-0.7	0.82	6-9	0.6-0.8	0.5-0.7	0.77
10. Mil. Patrol, Bomb, Transport	13-15	0.5-0.9	0.4-0.7	0.82	14-18	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	10-12	0.5-0.9	0.5-0.7	0.82	13-15	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
12. Supersonic Cruise	4-6	0.7-1.5			7-9	0.6-0.8		

FUEL FRACTION METHOD



FUEL FRACTION METHOD

FORMULE DI
BREGUET

Velivoli ad elica

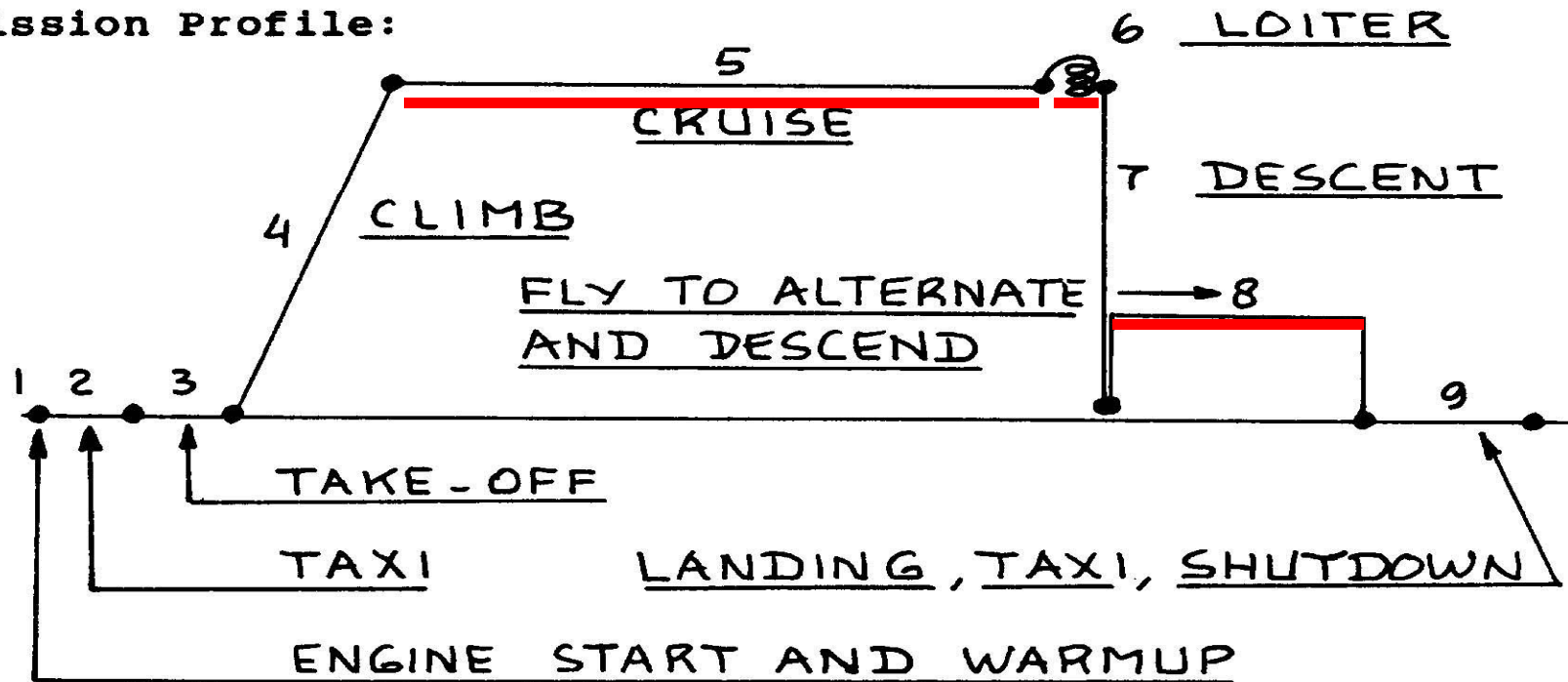
$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Autonomia di distanza } R = 375 \cdot \frac{\eta_p}{c_p} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right) \\ \text{Autonomia oraria } En = 375 \cdot \frac{1}{V} \cdot \frac{\eta_p}{c_p} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right) \end{array} \right.$$

Velivoli a getto

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

FUEL FRACTION METHOD

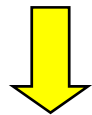
Mission Profile:



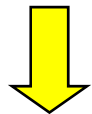
$$\left(\frac{W_{finale}}{W_{iniziale}} \right)_i$$

FUEL FRACTION METHOD

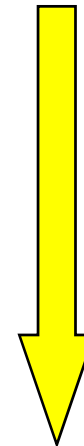
$$M_{ff} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_3} \cdot \dots \cdot \frac{W_{n-1}}{W_{n-2}} \cdot \frac{W_n}{W_{n-1}} = \frac{W_n}{W_{TO}}$$



$$W_{F\ used} = W_{TO} - W_n = (1 - M_{ff}) \cdot W_{TO}$$



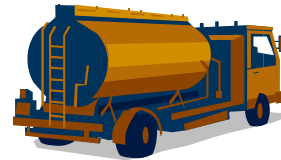
$$M_{res} = \frac{W_{F\ reserve}}{W_{F\ used}}$$



$$W_F = W_{F\ used} + W_{F\ reserve} = (1 + M_{res}) \cdot (1 - M_{ff}) \cdot W_{TO} = f(W_{TO})$$

STUDIO DELLA CONDIZIONE 1

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



Può essere espresso come una funzione del peso massimo al decollo attraverso l'applicazione del Fuel Fraction Method

STUDIO DELLA CONDIZIONE 1

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

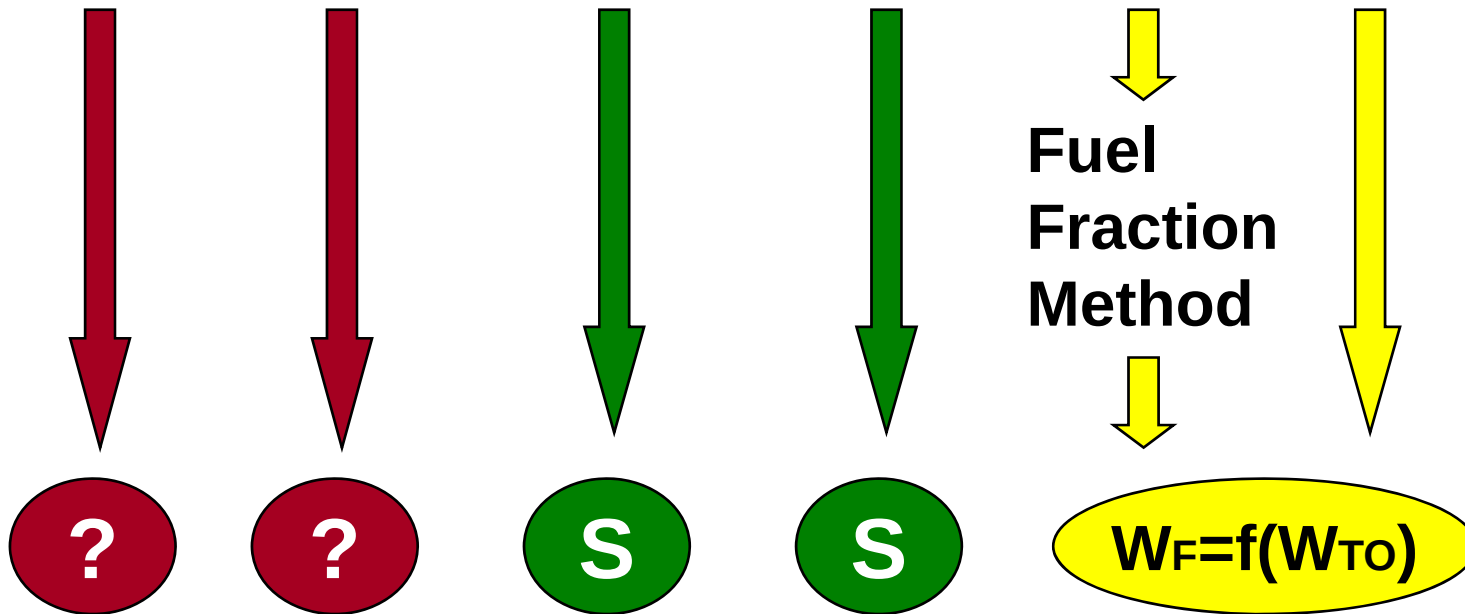


$$W_{tfo} = 0 \quad \text{se } W_{TO \text{ atteso}} < 100000 \text{ lbs}$$

$$W_{tfo} = 0.005 \cdot W_{TO} \quad \text{se } W_{TO \text{ atteso}} \geq 100000 \text{ lbs}$$

STUDIO DELLA CONDIZIONE 1

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



STUDIO DELLA CONDIZIONE 1

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



$$\begin{cases} c = 1 - (1 + M_{res}) \cdot (1 - M_{ff}) - M_{tfo} \\ d = W_{PL} + W_{crew} \\ W_E = c \cdot W_{TO} - d \end{cases}$$

CONDIZIONI ED EQUAZIONI

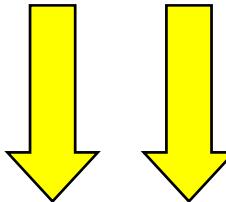
1 - Definizione di W_{TO}

$$W_E = c \cdot W_{TO} - d$$

2 - Legge statistica

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

STUDIO DELLA CONDIZIONE 2

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


I coefficienti della legge statistica dipendono da

Categoria di
velivolo

Tecnologia di
costruzione

STUDIO DELLA CONDIZIONE 2

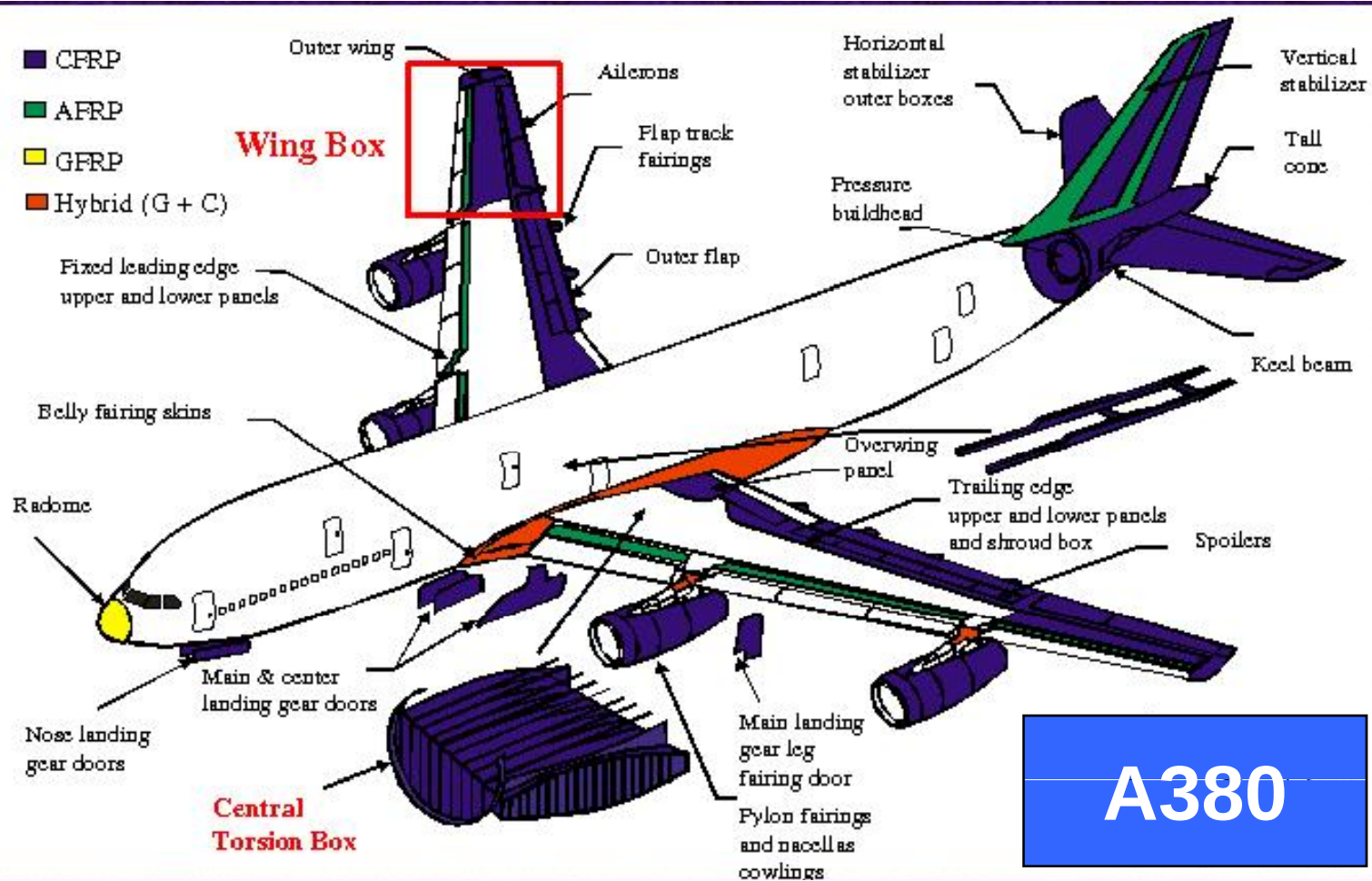
Table 2.15 Regression Line Constants A and B of Equation (2.16)

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	10. Mil. Patrol, Bomb and Transport		
4. Agricultural	-0.4398	1.1946	Jets	-0.2009	1.1037
5. Business Jets	0.2678	0.9979	Turboprops	-0.4179	1.1446
6. Regional TBP	0.3774	0.9647	11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	0.1703	1.0083
7. Transport Jets	0.0833	1.0383	12. Supersonic Cruise	0.4221	0.9876

Equation (2.16) is repeated here for convenience:

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

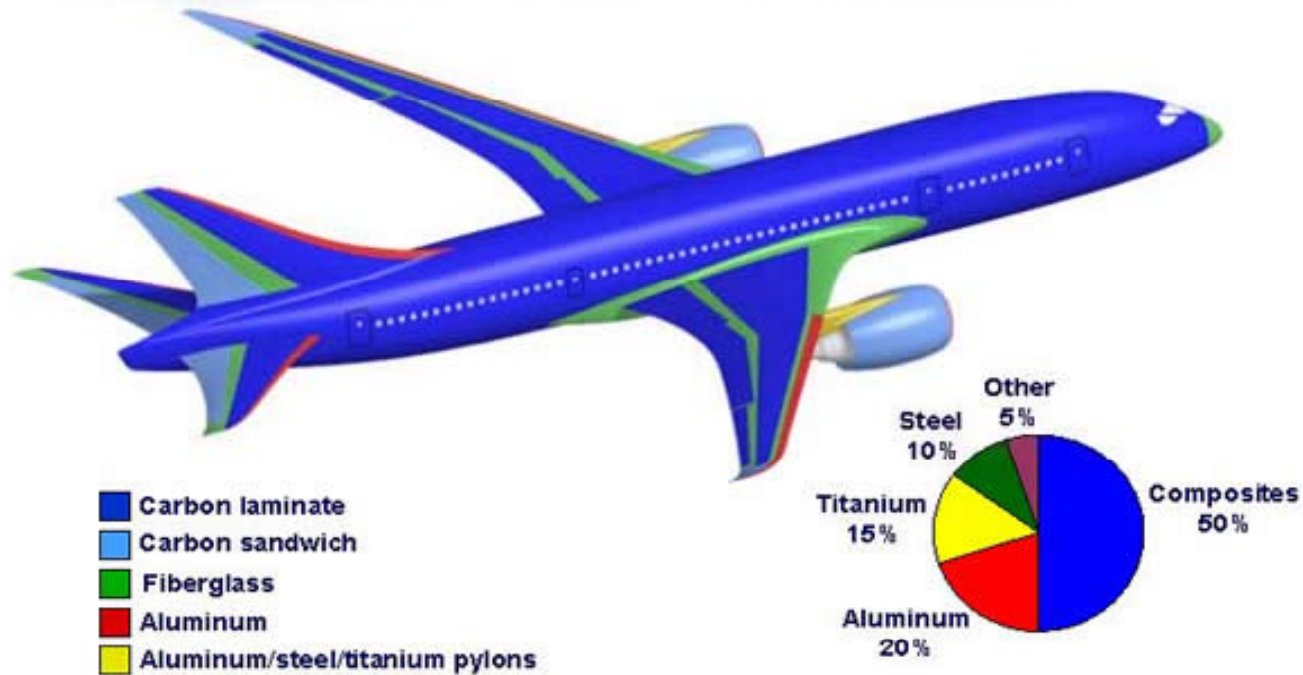
STUDIO DELLA CONDIZIONE 2



STUDIO DELLA CONDIZIONE 2

B787

Composite Solutions Applied
Throughout the 787



BOEING

STUDIO DELLA CONDIZIONE 2

Velivoli da trasporto a getto convenzionali



$$a = 0.0833$$

$$b = 1.0383$$

Velivoli da trasporto a getto a lungo raggio



$$a = 0.0913$$

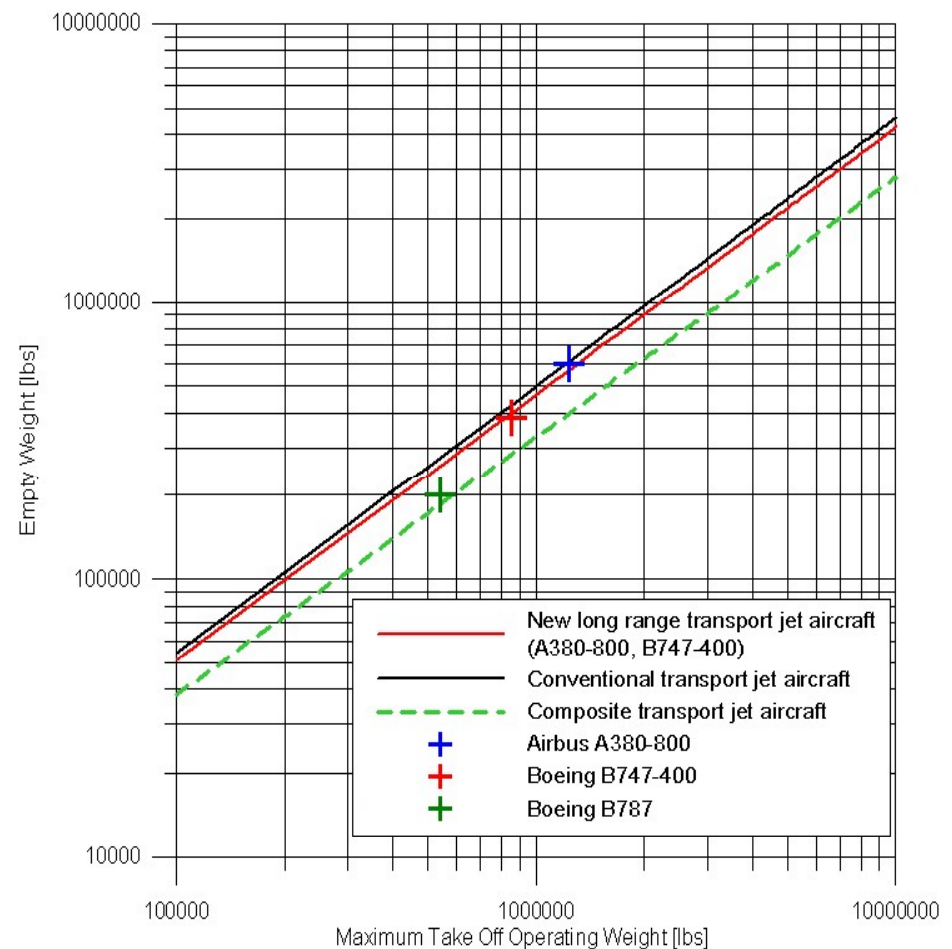
$$b = 1.0425$$

Velivoli da trasporto a getto in composito



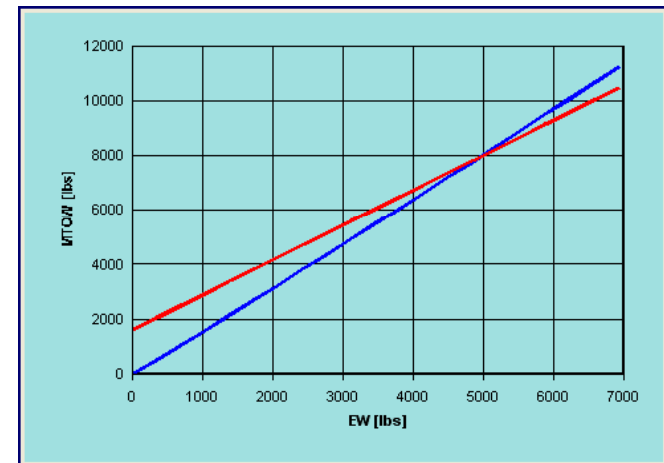
$$a = 0.0810$$

$$b = 1.0730$$



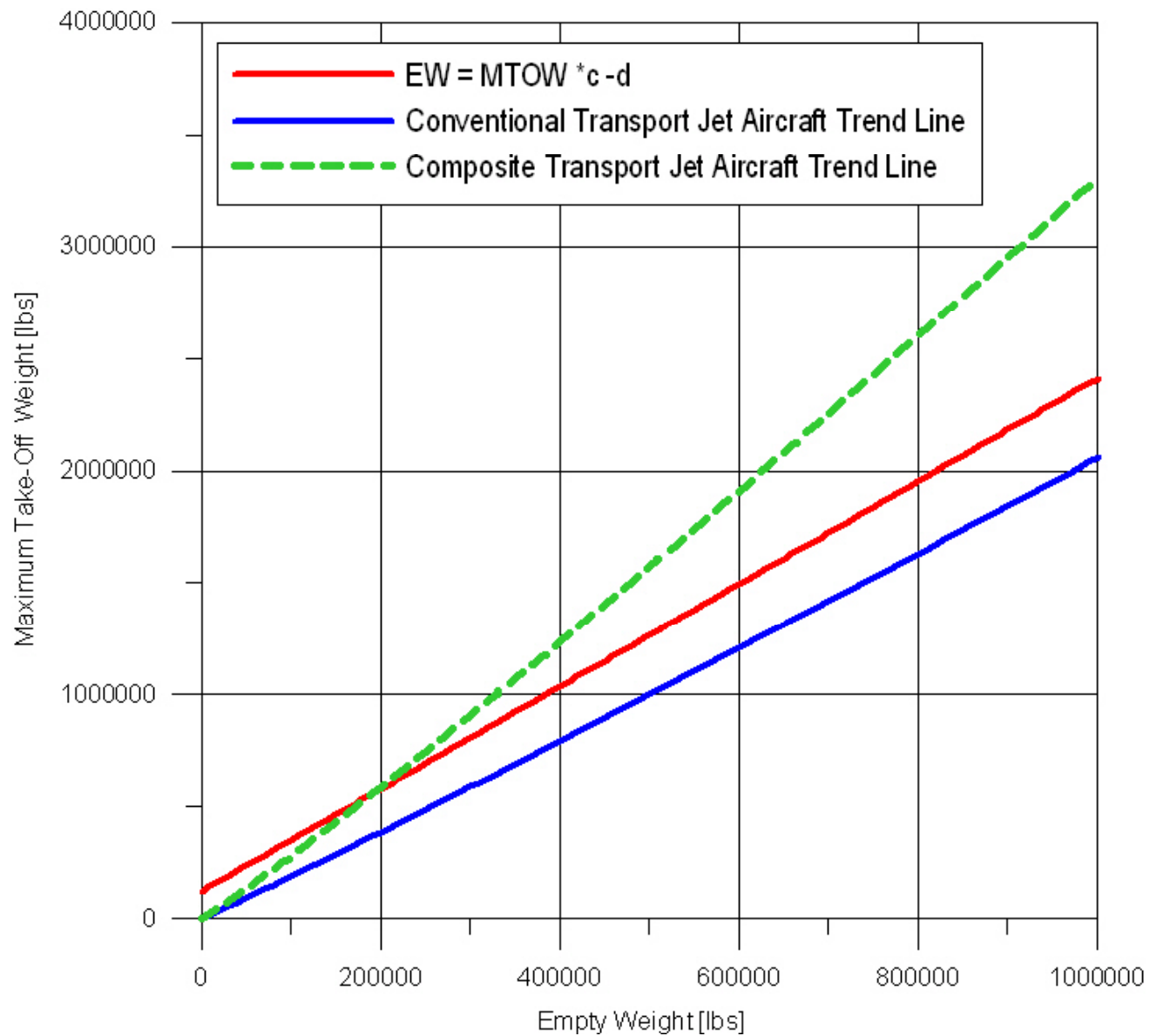
RICERCA DELLA SOLUZIONE

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



**Il sistema di equazioni va risolto mediante
algoritmo numerico**

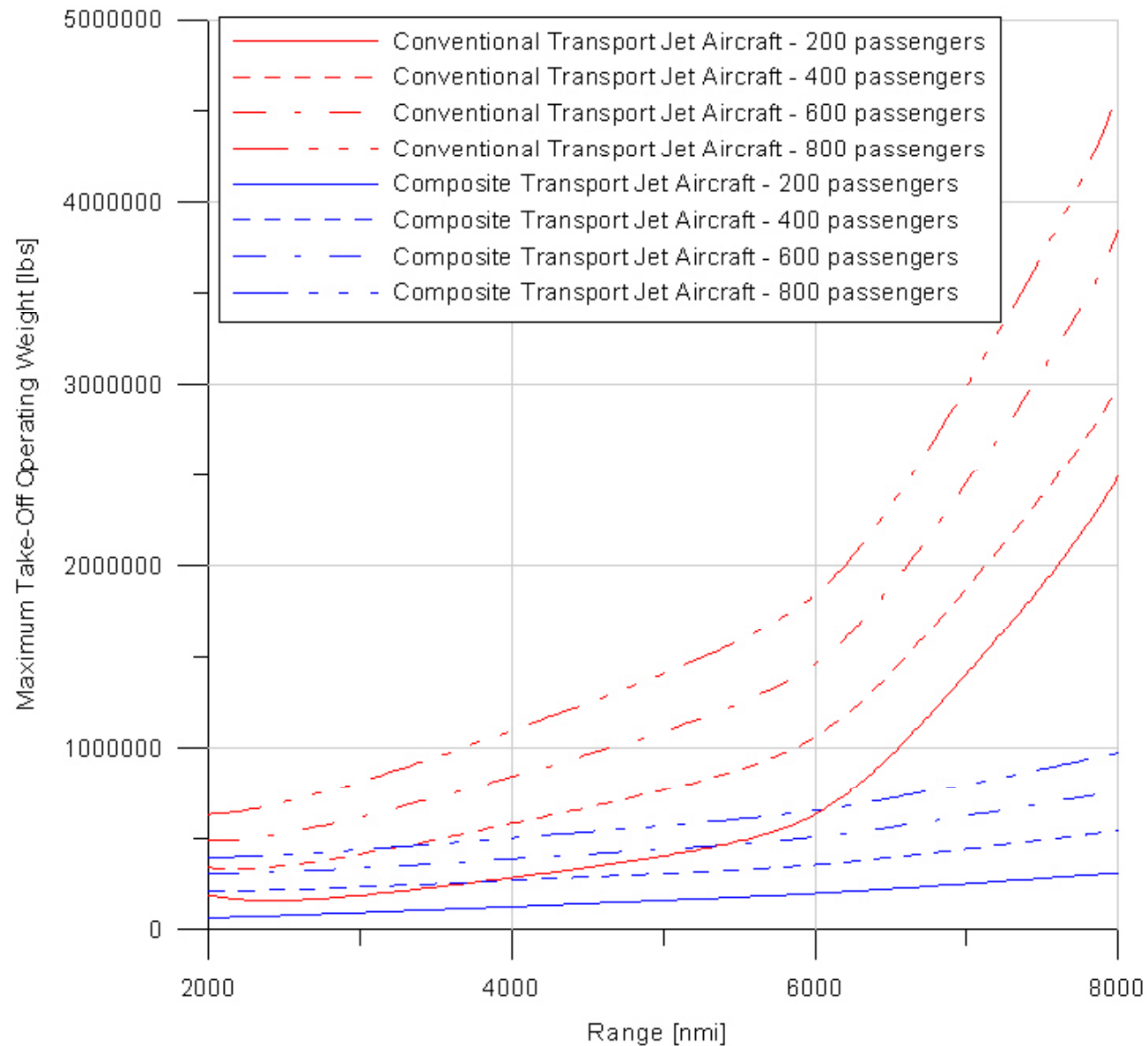
DETERMINAZIONE DEI PESI



**APPLICAZIONE
DEL METODO
AL CASO DEL
BOEING B787-8**

DETERMINAZIONE DEI PESI

APPLICAZIONE DEL METODO AL CASO DEL AIRBUS A380-800



DETERMINAZIONE DEI PESI

APPLICAZIONE DEL METODO

