



Capitolo 2. Determinazione dei pesi.

2.1. Introduzione.

Con i dati riportati nella specifica di missione passiamo ad effettuare la stima dei pesi che caratterizzano il Boeing 787-8 Dreamliner. Le quantità da determinare sono le seguenti:

- W_{TO} = peso massimo al decollo
- W_E = peso a vuoto
- W_{OE} = peso a vuoto operativo
- W_{pl} = peso del carico pagante
- W_f = peso del combustibile
- W_{crew} = peso dell'equipaggio
- W_{tfo} = peso dei lubrificanti non consumabili

Tra le quantità ora definite esistono le seguenti relazioni:

$$W_{TO} = W_E + W_{pl} + W_f + W_{crew} + W_{tfo}$$



$$W_{0E} = W_E + W_{crew} + W_{tfo}$$

Schematizzando abbiamo:

$$W_{TO} \rightarrow \begin{cases} W_{0E} \rightarrow \begin{cases} W_E \\ W_{tfo} \\ W_{crew} \end{cases} \\ W_f \\ W_{pl} \end{cases}$$

2.2. Determinazione del peso del carico pagante.

Dalla specifica di missione si apprende che il nostro velivolo è preposto per il trasporto di 220 passeggeri. Per il calcolo del peso del carico pagante terremo conto del fatto che per ogni passeggero si assume un peso di 175 lb + 40 lb per bagaglio, essendo il velivolo della categoria VERY LONG RANGE. In definitiva avremo:

$$W_{pl} = 220 * (175 + 40) = 47300 \text{ lbs} = 21455 \text{ kg}$$



2.3. Determinazione del peso dell'equipaggio.

Per quanto riguarda il peso dell'equipaggio, si assume che per ogni 30 passeggeri ci debba essere un addetto, per cui avremo 8 membri dell'equipaggio più i due piloti per un totale di 10 persone. Il loro peso sarà:

$$W_{\text{crew}} = 10 \cdot (175 + 40) = 2150 \text{ lbs} = 975 \text{ kg}$$

2.4. Determinazione dei lubrificanti non consumabili.

Per i velivoli che trasportano oltre 100÷120 passeggeri (ossia per velivoli con un $W_{\text{TO}} \geq 100000$) si assume valida la seguente relazione:

$$W_{\text{tfo}} = 0.005 \cdot W_{\text{TO}}$$

2.5. Determinazione del peso del combustibile.

Per determinare la quantità di combustibile da imbarcare per poter effettuare la missione definita nella specifica (COMBUSTIBILE USATO + RISERVA), ci serviamo del "**FUEL FRACTION METHOD**". Tale metodo prevede il calcolo dei rapporti dei pesi iniziali e finali di ogni fase della missione descritta nella specifica.

Da essa, infatti, ricaviamo le seguenti fasi:

- Accensione e riscaldamento (1)



- Taxi (2)
- Decollo (3)
- Salita di accelerazione a quota e velocità di crociera (4)
- Crociera (5)
- Attesa (6)
- Discesa (7)
- Volo verso l'aeroporto alternativo e discesa (8)
- Atterraggio, taxi e spegnimento (9)

I valori dei rapporti tra i pesi relativi alle fasi 1,2,3,4,7,9 sono ottenuti su basi statistiche e sperimentali per ogni categoria di velivoli e opportunamente tabellati.

Per i velivoli a getto, quale appunto è il nostro velivolo, si sono ricavati i seguenti valori:

$$\frac{W_1}{W_{TO}} = 0.990$$

$$\frac{W_2}{W_1} = 0.990$$

$$\frac{W_3}{W_2} = 0.995$$

$$\frac{W_4}{W_3} = 0.980$$

$$\frac{W_7}{W_6} = 0.990$$

$$\frac{W_9}{W_8} = 0.992$$

Per la fase 5 si utilizza la formula di Breguet relativa alla autonomia di percorso per velivoli a getto:

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



Dalla specifica otteniamo :

$$R = 8000 \text{ nm} \quad \text{e} \quad V_{cr} = 473 \text{ kts}$$

Tenendo conto di un rateo di salita di 1500 piedi al minuto effettuato ad un valor medio della velocità pari a 400 kts ($M \approx 0.7$), si ottiene che nei 24' che occorrono a raggiungere la quota operativa, il velivolo percorre una distanza in orizzontale pari a 160 nm. Quindi l'effettiva autonomia di percorso di crociera è pari a:

$$R_{cr} = 7840 \text{ nm}$$

Dalle tabelle otteniamo inoltre che per la crociera:

$$L/D = 16 \quad \text{e} \quad c_j = 0.5 \text{ lbs}/(\text{lbs} \cdot \text{h})$$

Si ricava dunque:

$$\frac{W_5}{W_4} = 0.596$$

Per la fase di attesa utilizzeremo la formula di Breguet sull'autonomia oraria per i velivoli a getto:



$$E = \left(\frac{1}{c_j} \right) \cdot \left(\frac{L}{D} \right) \cdot \ln \left(\frac{W_5}{W_6} \right)$$

Dalla specifica si ottiene che l'autonomia oraria di attesa è di 45', mentre dalle tabelle si ricava:

$$L/D = 18 \quad \text{e} \quad c_j = 0.5 \text{ lbs}/(\text{lbs} \cdot \text{h})$$

In definitiva si ottiene:

$$\frac{W_6}{W_5} = 0.980$$

Infine per la fase 8 si utilizza, come per la fase 5, la formula di Breguet sull'autonomia di percorso:

$$R = \left(\frac{V}{c_j} \right) \cdot \left(\frac{L}{D} \right) \cdot \ln \left(\frac{W_7}{W_8} \right)$$

Dalla specifica si impone che la distanza massima da percorrere è pari a 100 nm, ipotizzando che la si effettui ad una quota di 15000 ft e ad una velocità di 350 kts ($M \approx 0.56$). Considerando che:

$$L/D = 12 \quad \text{e} \quad c_j = 0.7 \text{ lbs}/(\text{lbs} \cdot \text{h})$$

si ottiene:



$$\frac{W_8}{W_7} = 0.983$$

In definitiva si ottiene che:

$$M_{ff} = \frac{W_9}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_8}{W_7} \cdot \frac{W_9}{W_8} = 0.539$$

Diciamo infine che per quanto riguarda la riserva di carburante, questa è stata inglobata nel calcolo del peso del combustibile, dato che essa interessa la fase di attesa e di destinazione verso l'aeroporto alternativo.

2.6. Determinazione del peso massimo al decollo e del peso a vuoto.

A tal fine bisogna risolvere il seguente sistema di equazioni:

$$\begin{cases} W_E = C \cdot W_{TO} - D \\ \log(W_{TO}) = A + B \cdot \log(W_E) \end{cases}$$

per cui è necessario conoscere i coefficienti A, B, C e D. in particolare i coefficienti

A e B si ricavano dalle apposite tabelle. Tenendo conto che il velivolo è completamente in materiale composito si sono ricavati per essi i seguenti valori:



$$A = 0.1492 \quad \text{e} \quad B = 1.0383$$

Per C e D invece si considerano le seguenti relazioni:

$$C = [1 - (1 + M_{ris}) \cdot (1 - M_{ff}) - M_{tfo}] \quad \text{e} \quad D = W_{pl} + W_{crew}$$

dalle quali si ottiene:

$$C = 0.534 \quad \text{e} \quad D = 49450$$

In definitiva si ricava:

$$W_{TO} = 508000 \text{ lbs} = 230500 \text{ kg}$$

$$W_E = 233700 \text{ lbs} = 106000 \text{ kg}$$

Una volta determinato W_{TO} è possibile determinare le ultime quantità;

$$W_f = 221500 \text{ lbs} = 100600 \text{ kg} \quad ; \quad W_{tfo} = 2540 \text{ lbs} = 1150 \text{ kg}$$

$$W_{0E} = 238300 \text{ lbs} = 108100 \text{ kg}$$

In sintesi si ha:

Tipo di peso	kg
W_{pl} = peso del carico pagante	21455
W_{crew} = peso dell'equipaggio	975
W_{tfo} = peso dei lubrificanti non consumabili	1150



W_f = peso del combustibile	100600
W_{TO} = peso massimo al decollo	230500
W_E = peso a vuoto	106000
W_{OE} = peso a vuoto operativo	108100

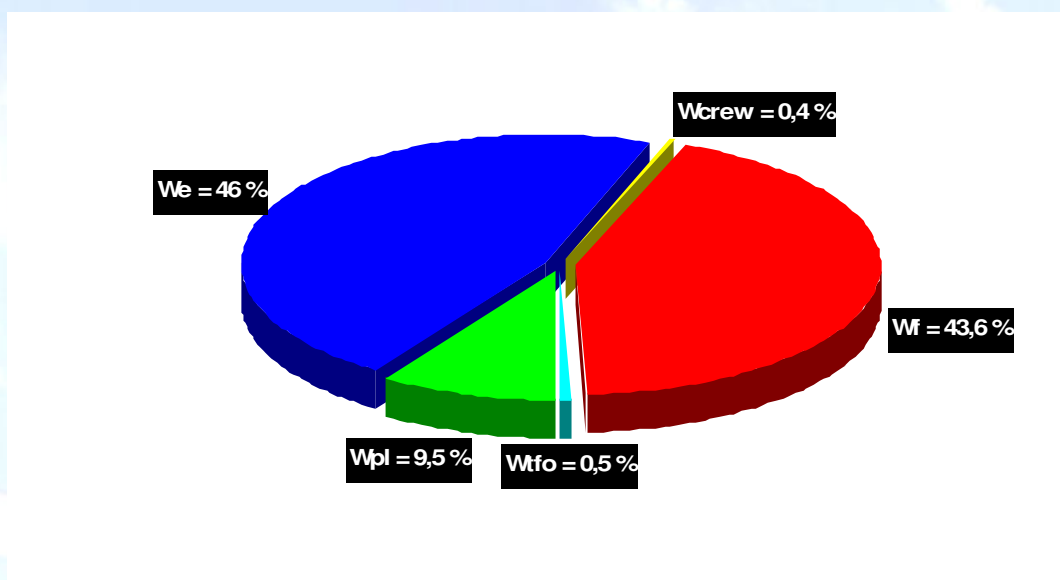
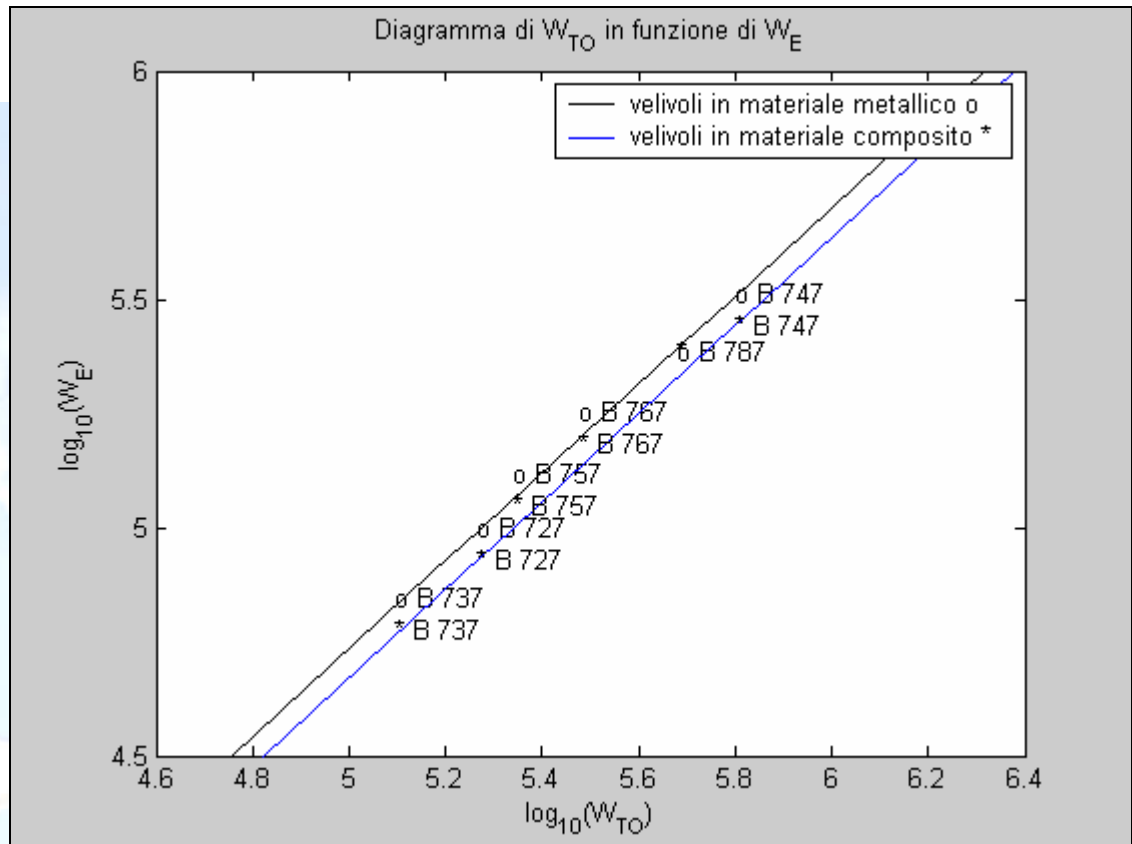


Fig.1: Percentuale dei pesi del velivolo B-787.

2.7. Approfondimenti e conclusioni.

Concludiamo questo capitolo analizzando alcuni aspetti importanti volutamente trascurati precedentemente. In primo luogo approfondiamo il discorso sul metodo utilizzato per determinare il W_{TO} e il W_E del velivolo in esame. Da specifica si evince che il nostro velivolo deve essere realizzato completamente in materiale composito per cui non è possibile considerare i valori dei coefficienti A e B ricavati in precedenza per i vari velivoli su basi statistiche e sperimentali e opportunamente tabellati.

Fig.2 : Relazione tra W_{TO} e W_E .

Tenendo conto dunque di una riduzione complessiva di circa il 15% sul peso a vuoto per i velivoli realizzati in composito, abbiamo effettuato un diagramma, prendendo in considerazione vari velivoli della famiglia Boeing compreso il nuovo B-787, che mette in relazione W_{TO} e W_E e da cui è stato possibile ricavare i coefficienti A e B nel caso specifico.

In secondo luogo poniamo l'attenzione sul rapporto L/D . I valori ricavati per esso per le varie fasi di volo nella determinazione di W_f , sono stati ottenuti tenendo



conto del grafico che mette in relazione l'efficienza E ($=L/D$) con il numero di Mach:

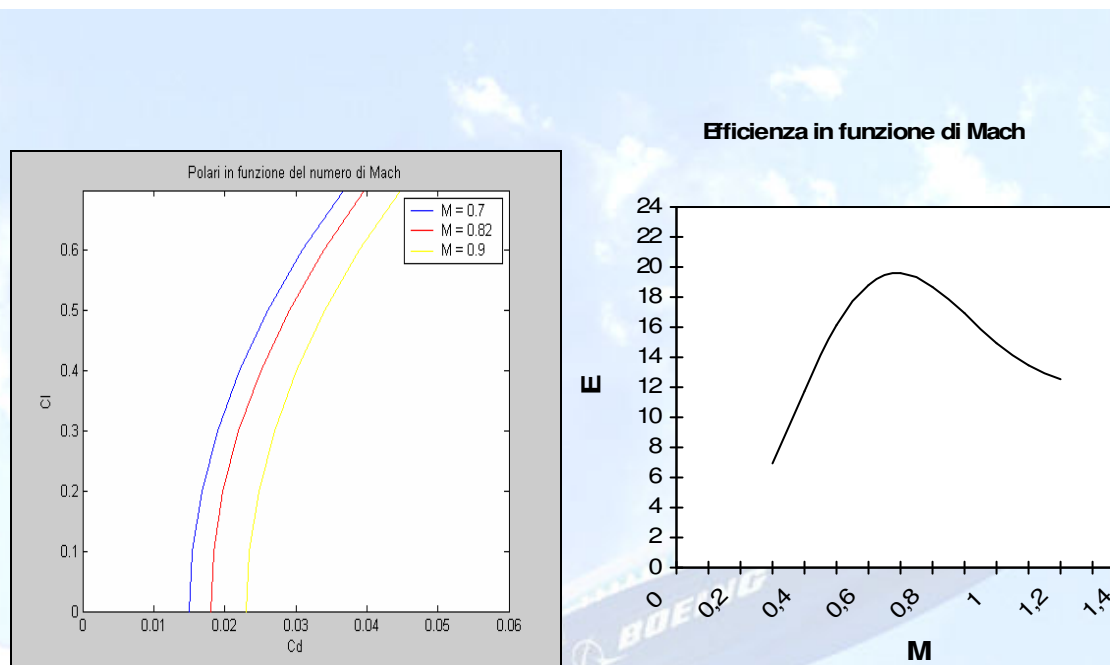


Fig.3 : Polari del velivolo B-787.

Fig.4 : Efficienza in funzione di M .

Infine non possiamo concludere questo capitolo senza aver fatto un confronto tra il Boeing 787 con il suo antagonista Airbus A350 per renderci effettivamente conto degli enormi vantaggi ottenuti da Boeing con la realizzazione in composito di gran parte del suo nuovo velivolo.



BOEING 787-800	AIRBUS A350-800
Payload = 220 passengers	Payload = 253 passengers
Cruise speed = 489 kts (M=0.85)	Cruise speed = 495 kts (M=0.86)
Range = 8000 nm	Range = 8800 nm
Max Take Off Weight = 230500 kg	Max Take Off Weight = 245000 kg
Empty Weight = 106000 kg	Empty Weight = 156000 kg

Tabella 1 : Confronto tra B-787 e A350.

Dalla tabella si evince che la differenza tra i pesi massimi al decollo è irrilevante (meno di 15 tonnellate); a parità di W_E , essa può essere giustificata tenendo conto del maggior numero di passeggeri che l' A350 è in grado di trasportare (maggiore W_{pl}) e della maggiore tratta che esso deve effettuare (maggiore W_f). Invece la differenza tra i pesi a vuoto è più sostanziosa (poco più di 55 tonnellate). Ciò comporta, come detto prima, molti vantaggi. Il minor W_E , infatti, ci permette, a parità di range, di aumentare il carico pagante o viceversa, a parità di carico pagante, di aumentare il range con ingenti profitti dal punto di vista economico.

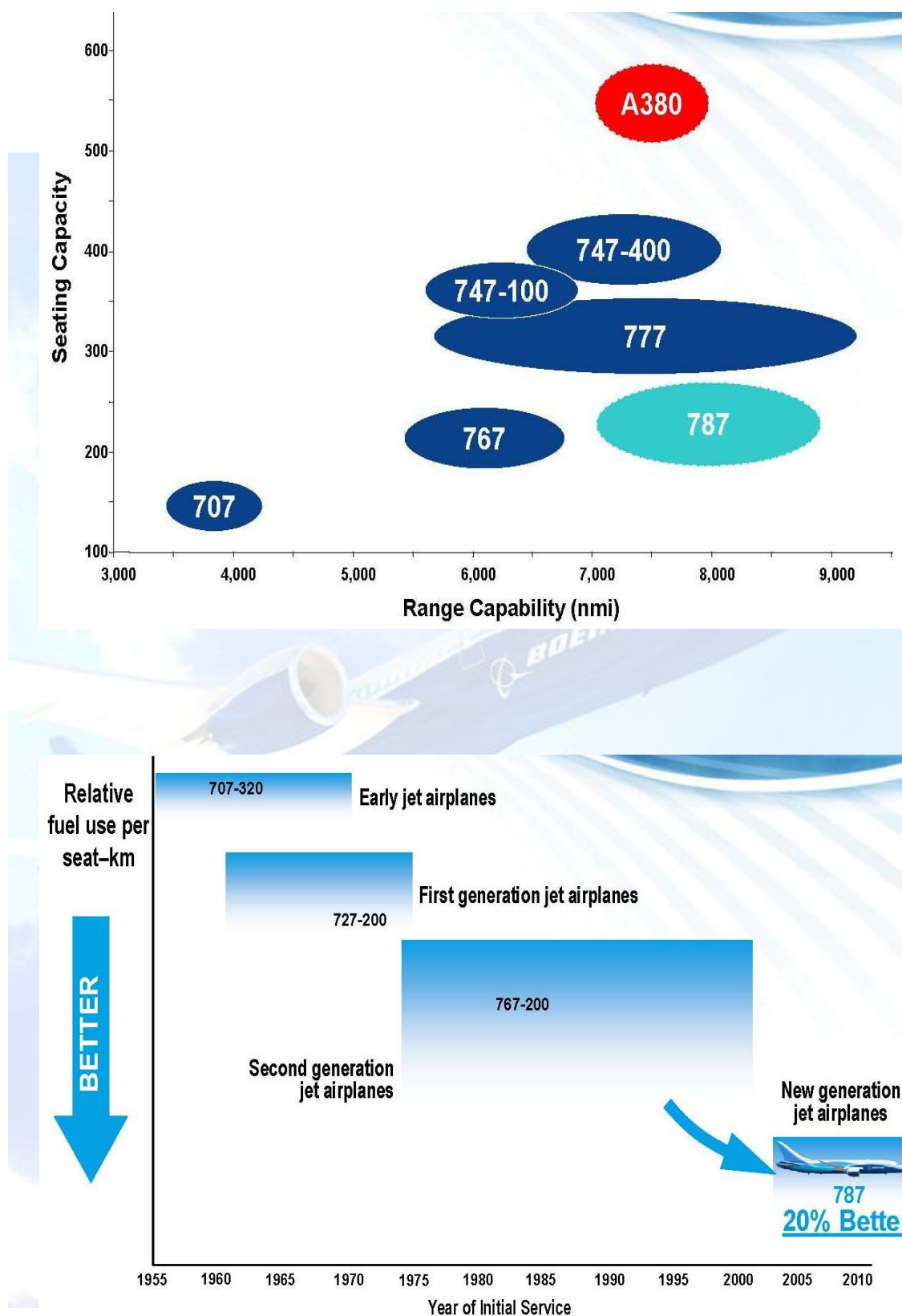
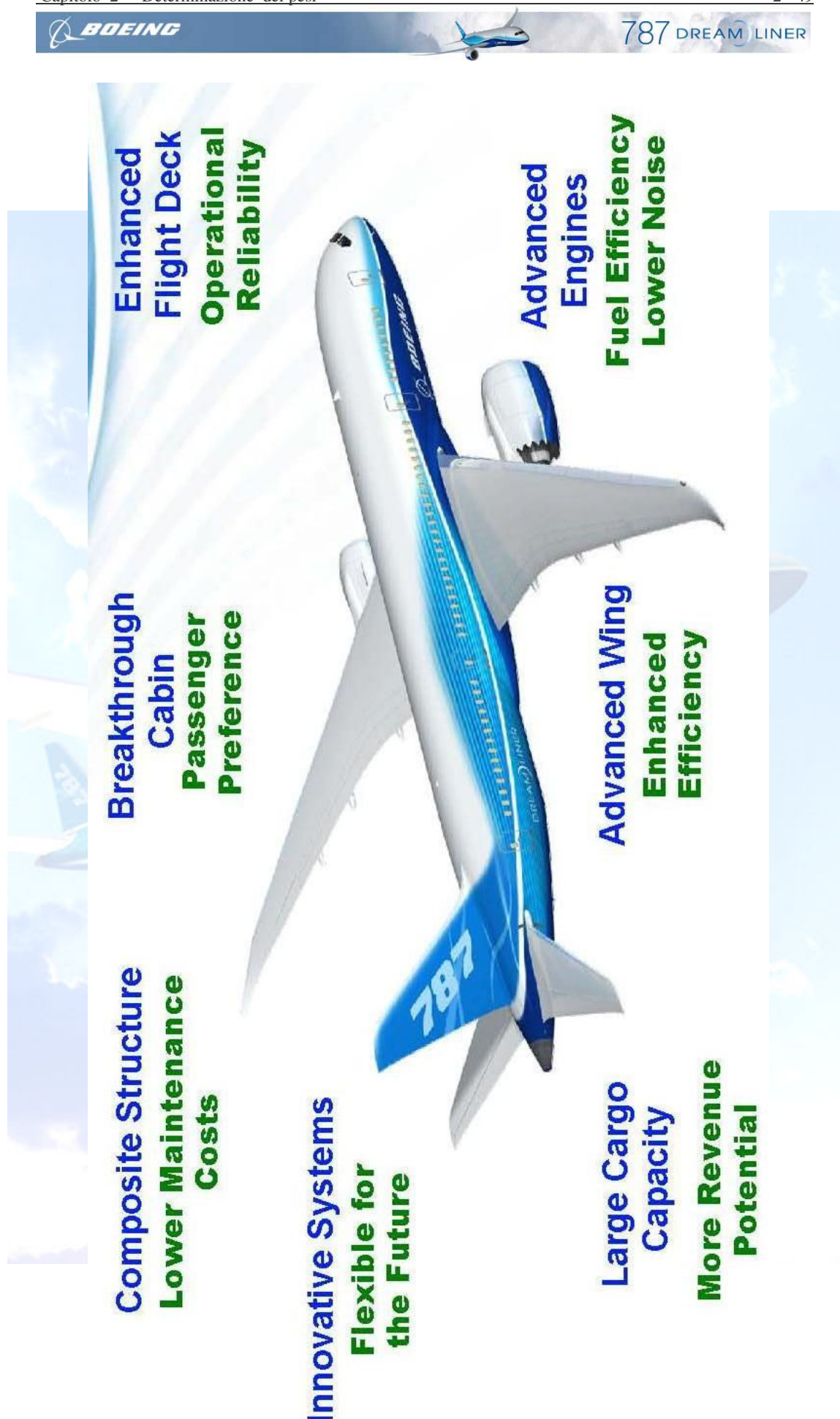


Fig.5 : Confronto tra B787 e altri velivoli in termini di range e numero passeggeri.



Composite Structure
Lower Maintenance Costs

Breakthrough Cabin
Passenger Preference

Enhanced Flight Deck
Operational Reliability

Innovative Systems
Flexible for the Future

Advanced Engines
Fuel Efficiency
Lower Noise

Advanced Wing
Enhanced Efficiency

Large Cargo Capacity
More Revenue Potential

787 DREAMLINER