



Capitolo 7. Impianto propulsivo.

7.1. Introduzione.

Per la propulsione del 787 Dreamliner, Boeing ha selezionato due tipi di motori, il GENX di General Electric e il Trent 1000 di Rolls-Royce, ovvero gli acquirenti di questo nuovo aereo dalle caratteristiche economiche e ambientali straordinarie potranno scegliere fra due motorizzazioni. Questa scelta consentirà al 787 di volare più velocemente ed efficientemente, ad altitudini e distanze maggiori e con ridotto impatto ambientale in termini di rumorosità e di emissioni inquinanti rispetto a velivoli simili, entrambi i motori selezionati saranno in grado di fornire una spinta compresa tra i 25.000 e i 32.000 chili (55.000-70.000 libbre).



Per la prima volta nella storia dei jet commerciali, due tipi di motore useranno la stessa interfaccia standard con l'aereo, in modo da poter essere installati in qualsiasi momento su ognuna delle tre versioni del nuovo bimotore.





Fig.1 : Spaccati del General Electric Genx.

L'intercambiabilità dei motori rende il 787 un bene flessibile e quindi scambiabile facilmente tra vettori, caratteristica molto allettante sia per le società finanziarie e di leasing che per le compagnie. Il 787 ridurrà del 20 per cento il consumo di carburante – e di conseguenza le emissioni inquinanti – rispetto agli aerei odierni di simili dimensioni. I motori svolgeranno un ruolo fondamentale per consentire al 787 di raggiungere un'efficienza straordinaria e al contempo contribuiranno ad una significativa riduzione della rumorosità del nuovo aereo, soddisfacendo i nuovi requisiti del settore. Un'altra importante novità del 787 è l'utilizzo dei più efficienti generatori elettrici al posto dei tradizionali sistemi di spillamento d'aria



compressa dal motore per alimentare vari impianti di bordo (dal condizionamento e pressurizzazione dell'aria in cabina ai sistemi di sbrinamento e antighiaccio).



Fig.2 : Vista laterale del General Electric Genx.

Il Trent 1000 Rolls-Royce è il quinto componente della famiglia di potenti motori aeronautici di successo Trent. Questo esclusivo turbogetto trialbero è stato progettato per assicurare le massime prestazioni con il minimo rischio economico.

Le caratteristiche fondamentali sono state riassunte nella seguente tabella :



Engine Specification

SLS, ISA flat-rated to 30°C/86°F

Thrust	53,000-75,000lb
--------	-----------------

Bypass ratio	10-11
--------------	-------

Inlet mass flow	2400-2670lb/sec
-----------------	-----------------

Fan diameter	112in
--------------	-------

Length	160in
--------	-------

Weight	11,924lb
--------	----------

Stages	Fan, 8 IPC, 6 HPC, 1 HPT, 1 IPT, 6 LPT
--------	--

Certification	2007
---------------	------

EIS	2008
-----	------



Fig.3 : Vista laterale del Rolls-Royce Trent 1000.



Trent 1000 development engines on the build line.



Trent 1000 engine 1 being installed ready for testing.

Fig.4 : Test effettuati sul Rolls-Royce Trent 1000.



The Trent 1000 ran for the first time in February 2006.



Trent 1000 engine 1 being transported to the test bed for its first run.

Fig.5 : Spaccati del Rolls-Royce Trent 1000.



Fig.6 : Test effettuati sui motori utilizzati per il Boeing B787.



7.2. Calcolo delle curve della spinta e della potenza disponibile, a massimo grado di ammissione, per un singolo motore.

In base al risultato ottenuto dal punto di progetto e confrontandolo con quello pubblicato dalle case costruttrici dei motori adottati per il Boeing 787 si è definito che per ogni singolo motore si ha una spinta massima al decollo pari a 395 kN.

➤ Decollo.

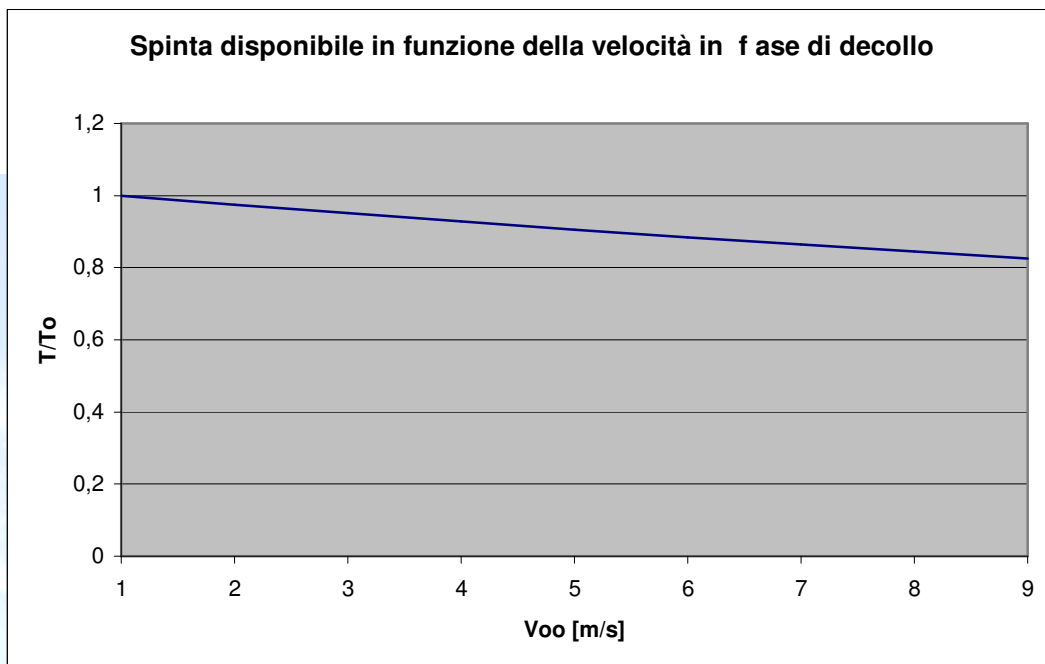
Prendiamo in considerazione la seguente relazione, per velocità comprese tra 0 m/s e 80 m/s nella fase di decollo :

$$\frac{T}{T_0} = 1 - 2.52 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\infty} + 4.34 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\infty}^2$$

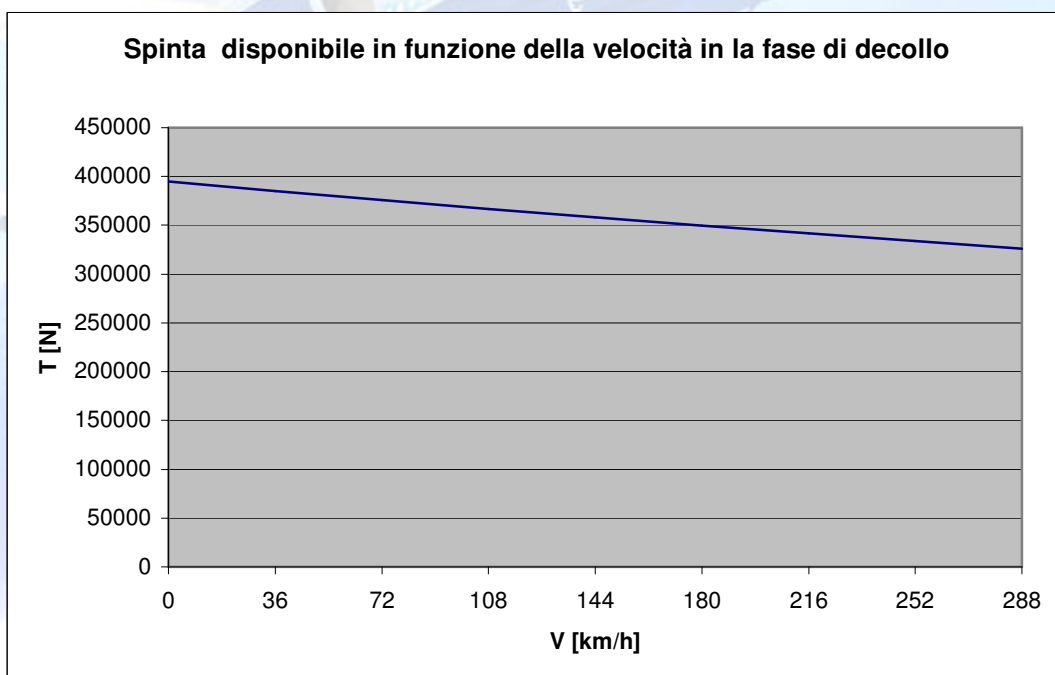
in cui la T_0 rappresenta la massima spinta erogabile dal motore in fase di decollo al livello del mare ed ad una velocità nulla.

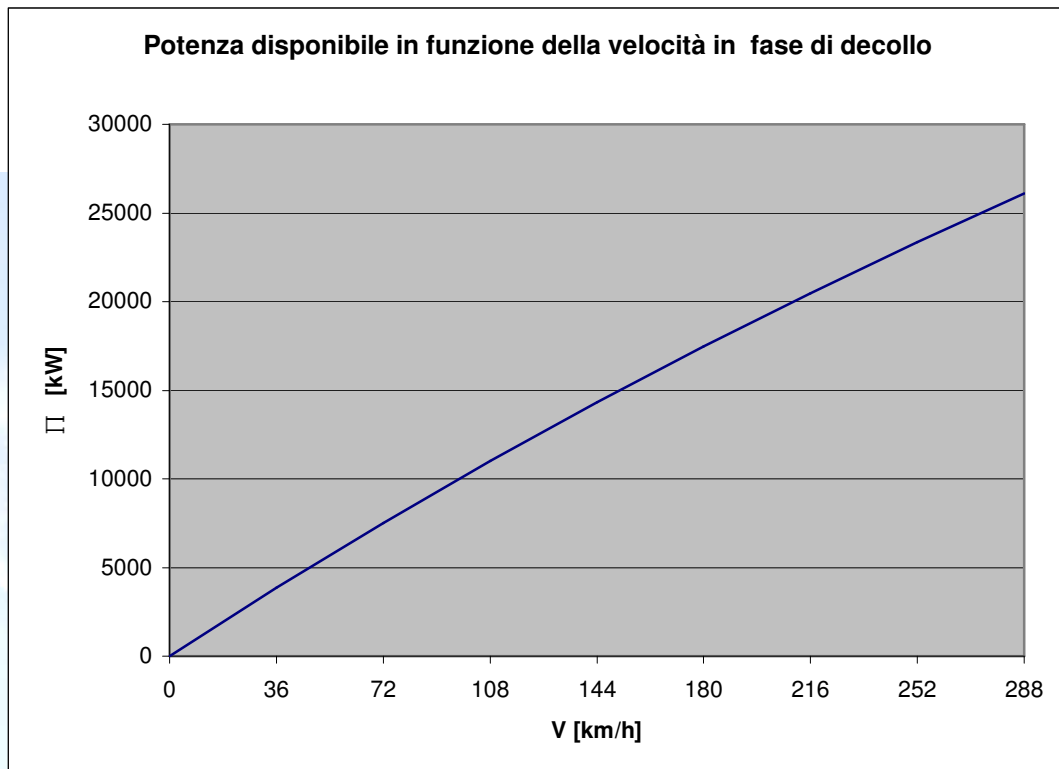


Spinta disponibile in funzione della velocità in f ase di decollo



Spinta disponibile in funzione della velocità in la fase di decollo





➤ Salita.

$$z = 0 \cdot ft = 0 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 1.00 - 1.037 \cdot M + 0.582 \cdot M^2$$

$$z = 10000 \cdot ft = 3048 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.81 - 0.768 \cdot M + 0.474 \cdot M^2$$

$$z = 20000 \cdot ft = 6096 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.57 - 0.261 \cdot M + 0.084 \cdot M^2$$

$$z = 25000 \cdot ft = 7620 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.39$$

$$z = 30000 \cdot ft = 9144 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.33$$

$$z = 35000 \cdot ft = 10668 \cdot m$$

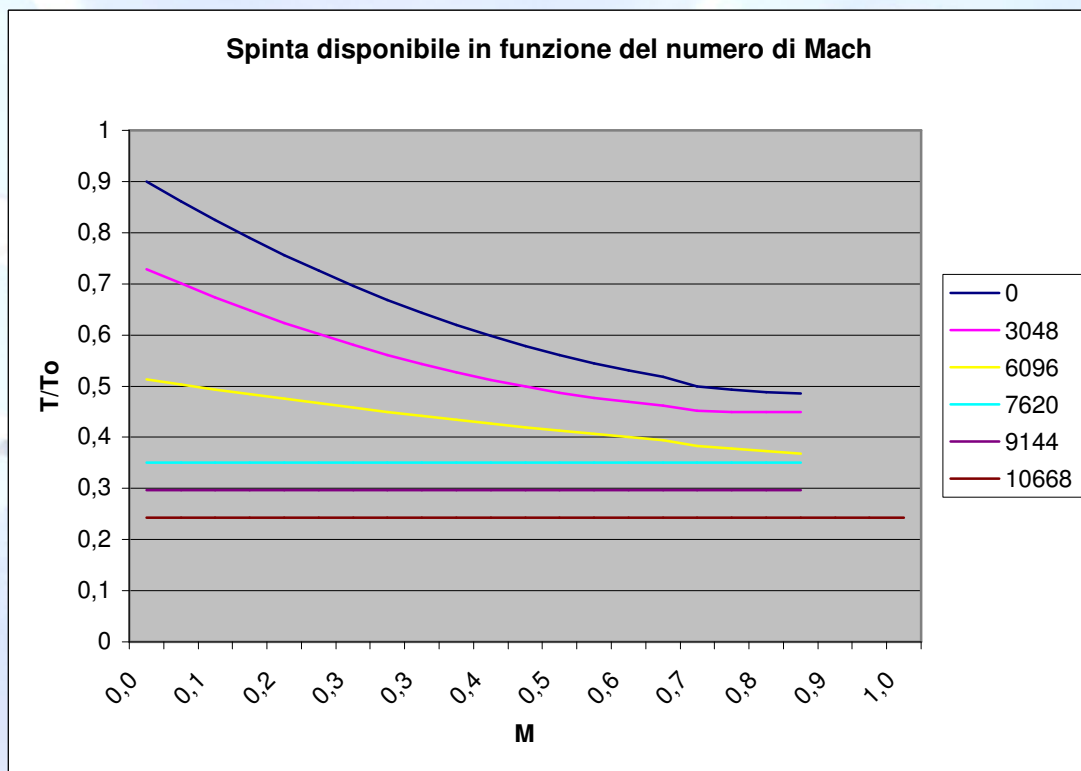
$$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.27$$

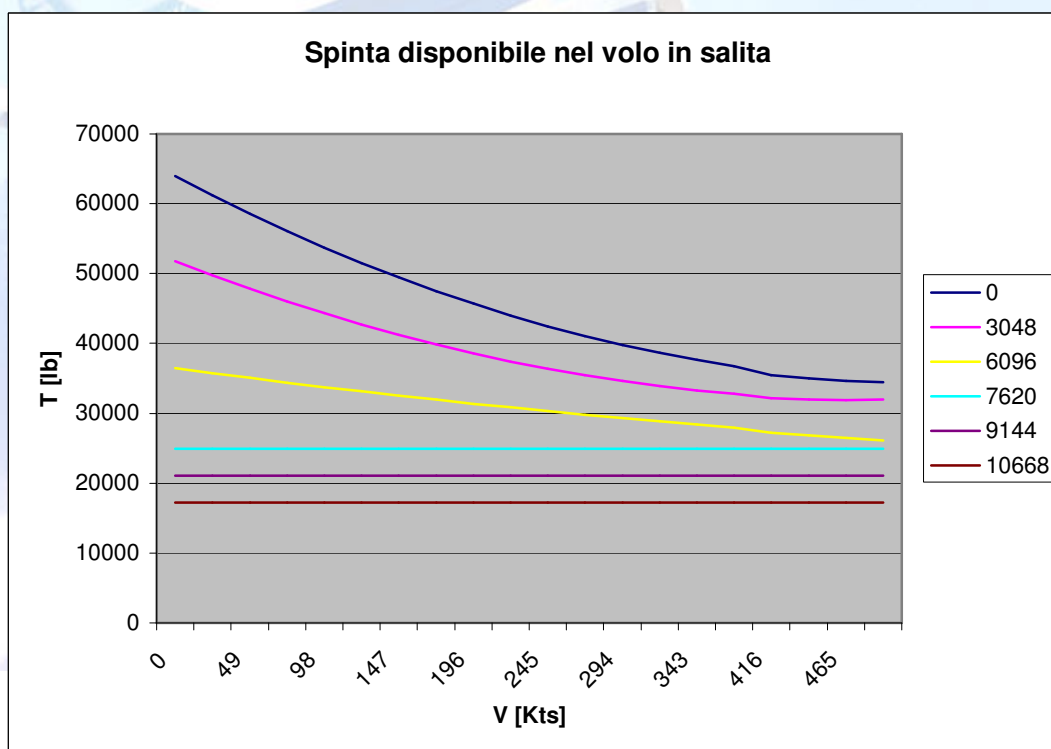
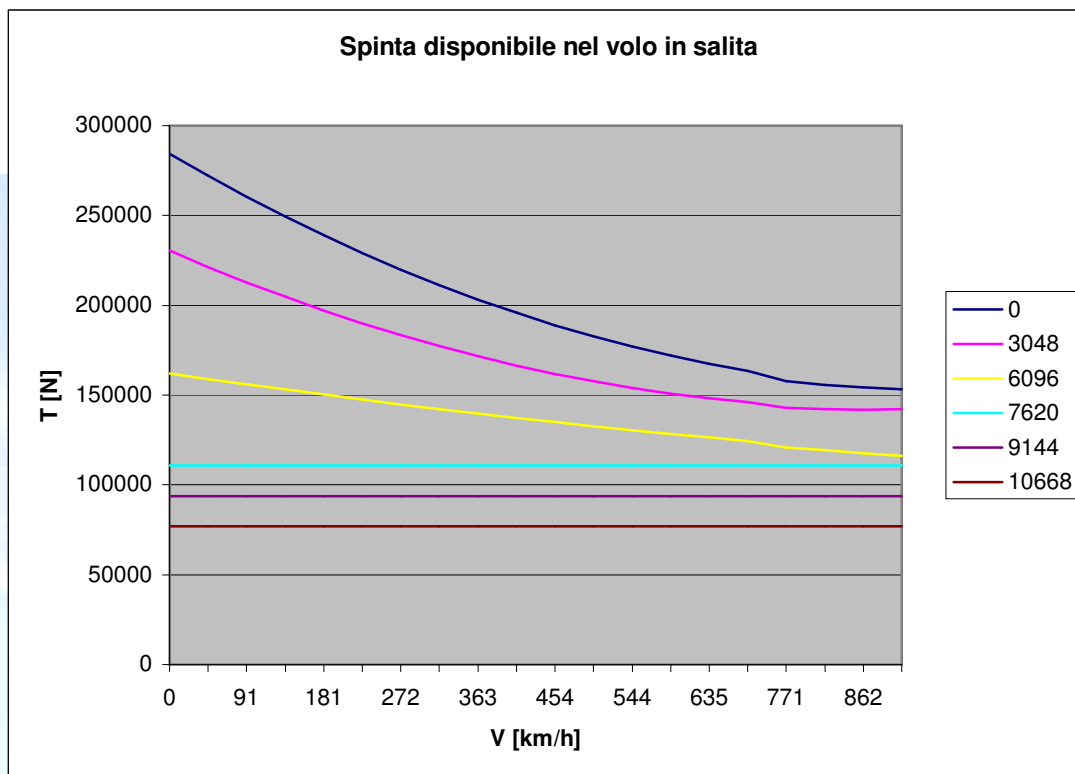


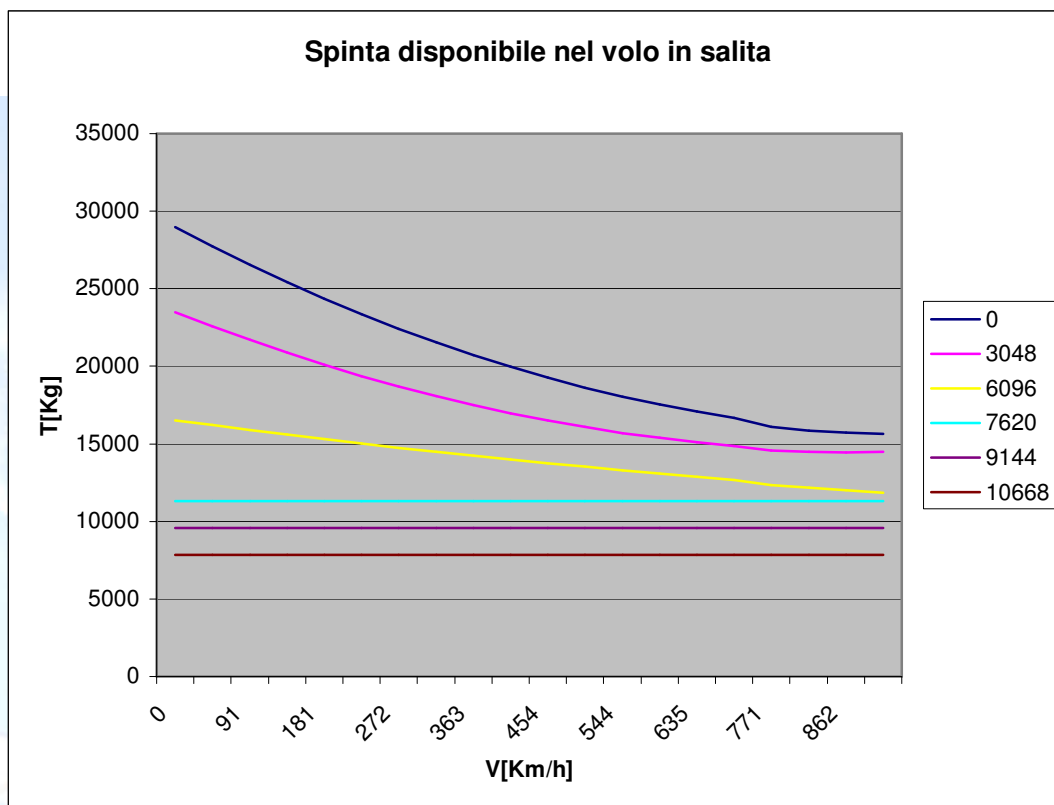
I valori calcolati qui sopra precedentemente, definiscono il variare del rapporto

$\frac{T}{T_0^{climb}}$ ovvero il rapporto che si ha tra la spinta disponibile riferita nella fase di

salita (presa per un valore del numero di Mach di volo ad una quota compresa tra il livello del mare e la quota di 35.000 piedi a cui inizia la fase di crociera) e la spinta massima utilizzabile in condizioni continuative $T_0^{climb} = 0.900 \cdot T_0$.

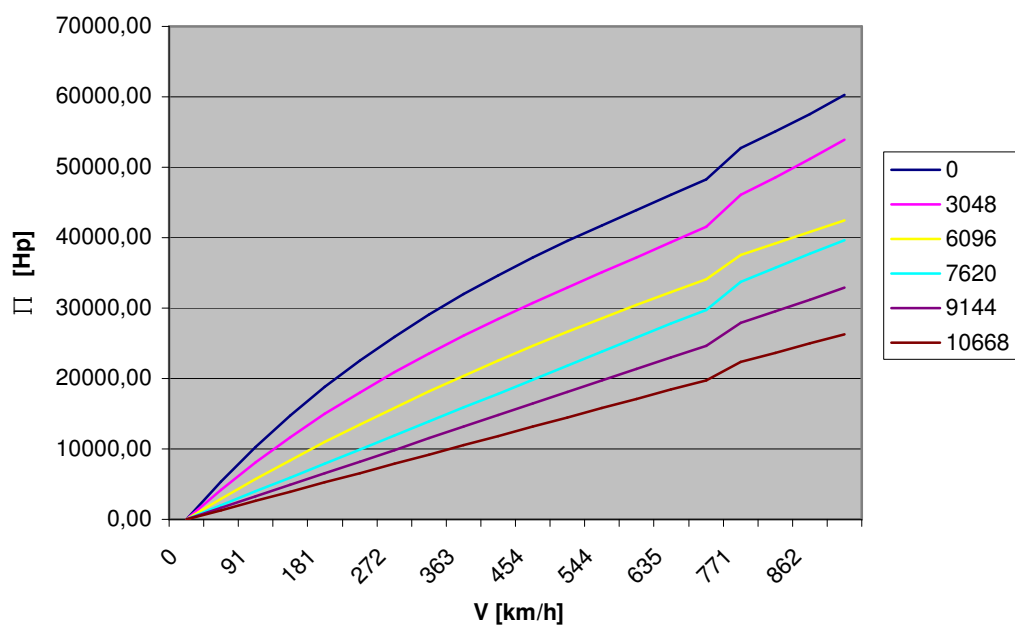




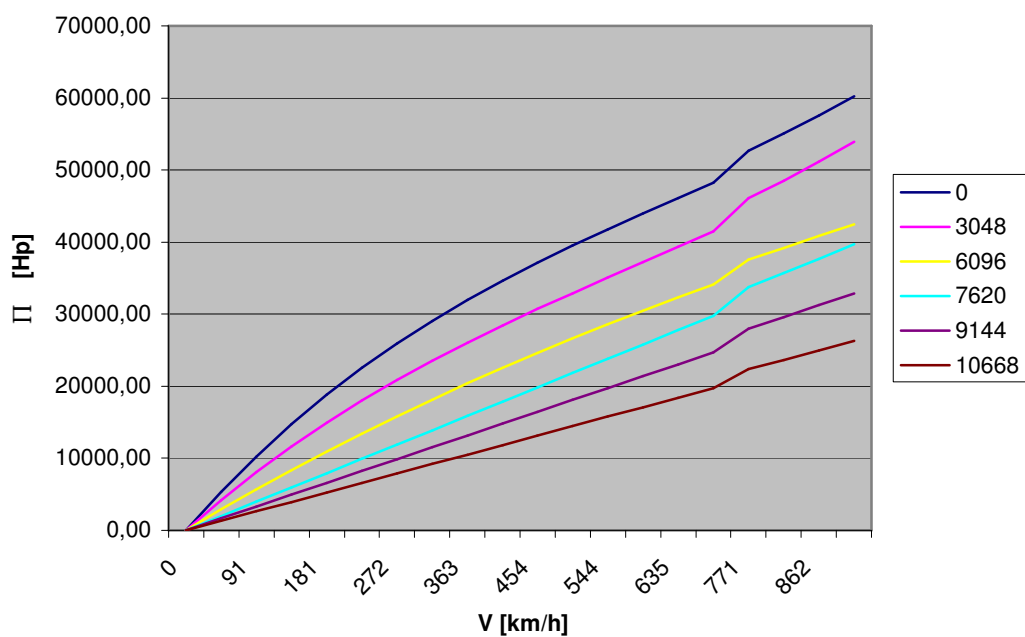




Potenza disponibile nel volo in salita



Potenza disponibile nel volo in salita



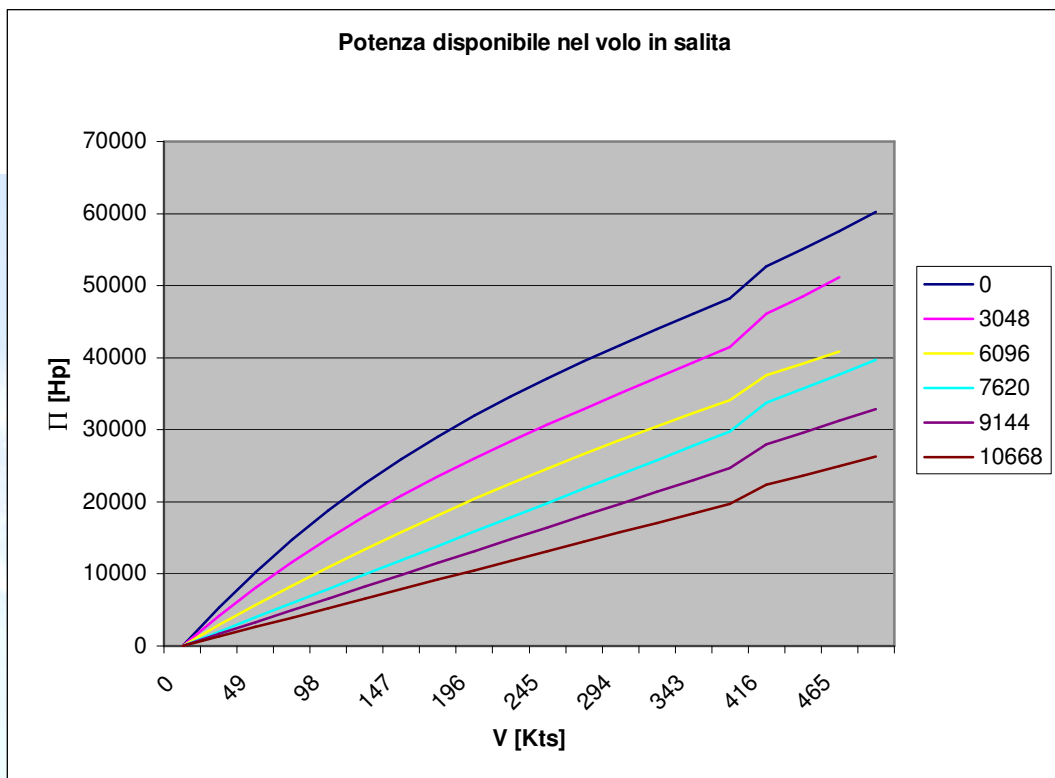


Fig.8 : Zoom relativo al motore del Boeing B787.



➤ Crociera.

$$z = 0 \cdot ft = 0 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 1.00 - 1.037 \cdot M + 0.582 \cdot M^2$$

$$z = 10000 \cdot ft = 3048 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.81 - 0.768 \cdot M + 0.474 \cdot M^2$$

$$z = 20000 \cdot ft = 6096 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.57 - 0.261 \cdot M + 0.084 \cdot M^2$$

$$z = 25000 \cdot ft = 7620 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.39$$

$$z = 30000 \cdot ft = 9144 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.33$$

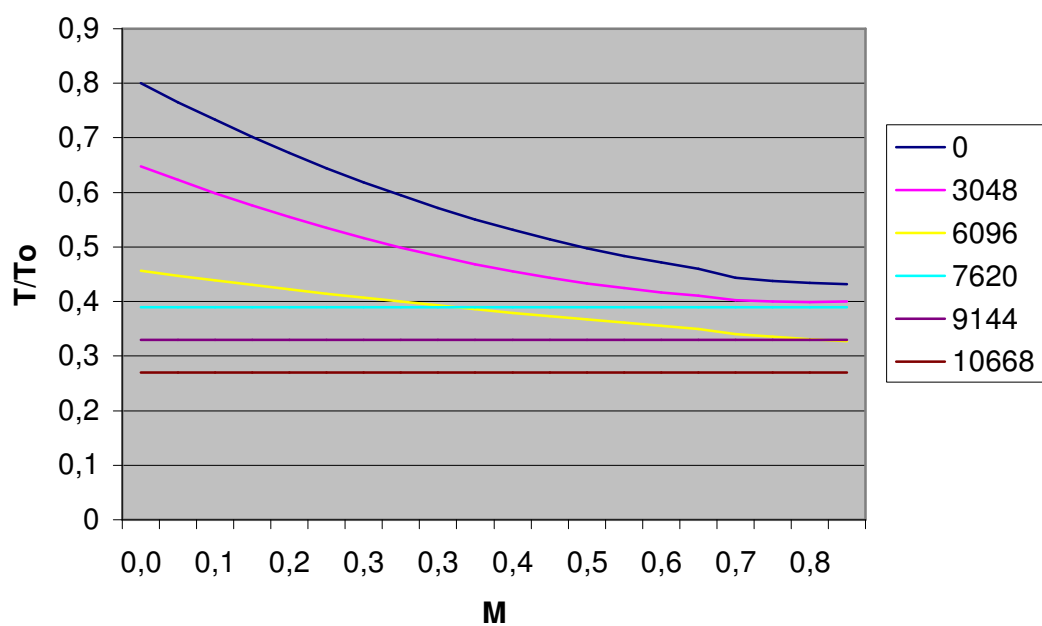
$$z = 35000 \cdot ft = 10668 \cdot m$$

$$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.27$$

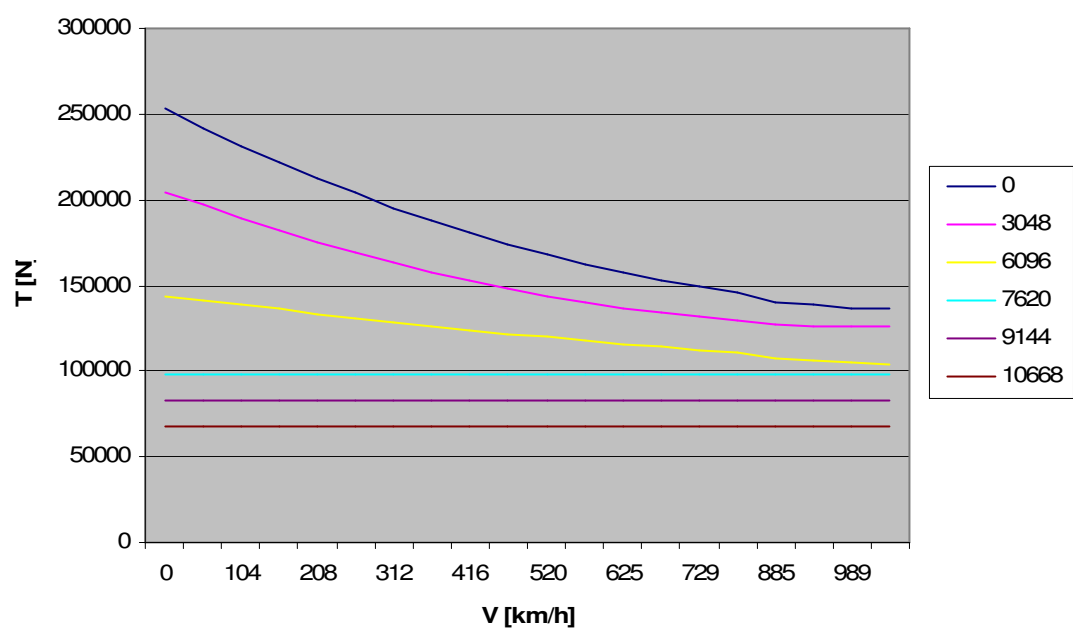
Anche per la crociera si è calcolato l'andamento del rapporto che si ha tra la spinta disponibile nella fase di crociera sempre in salita (presa sempre ad un valore del numero di Mach di volo e ad una quota compresa tra il livello del mare e quella di tangenza che è di 35.000 piedi) e la spinta massima utilizzabile in condizioni continuative $T_0^{cruise} = 0.800 \cdot T_0$.

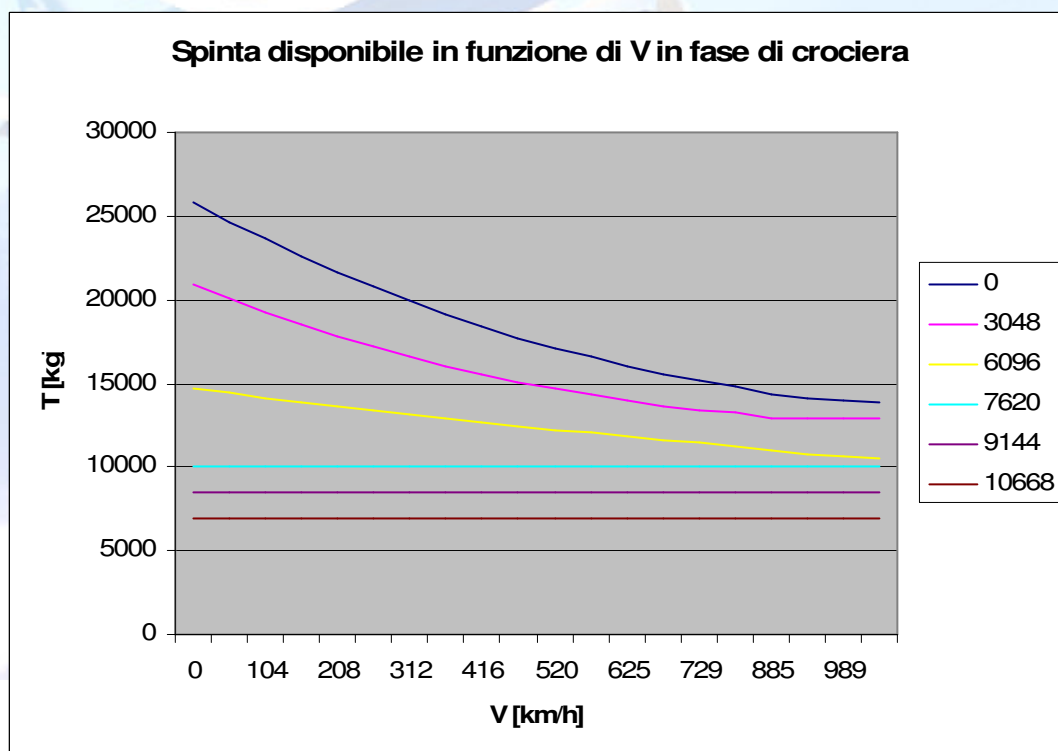
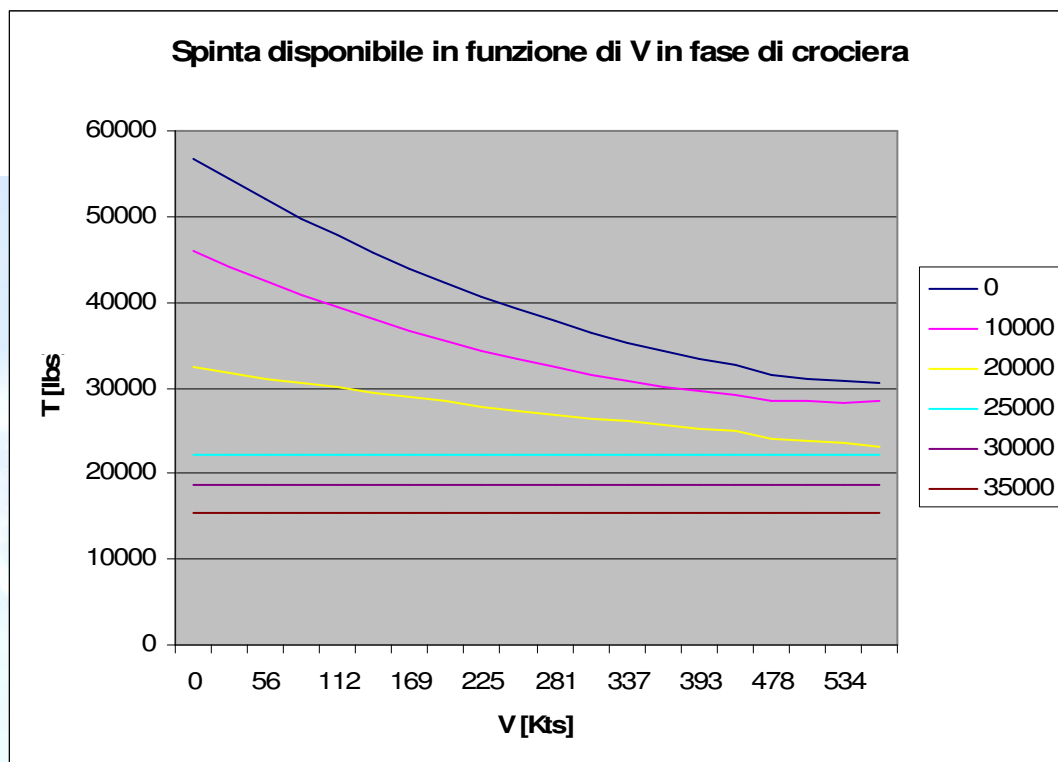


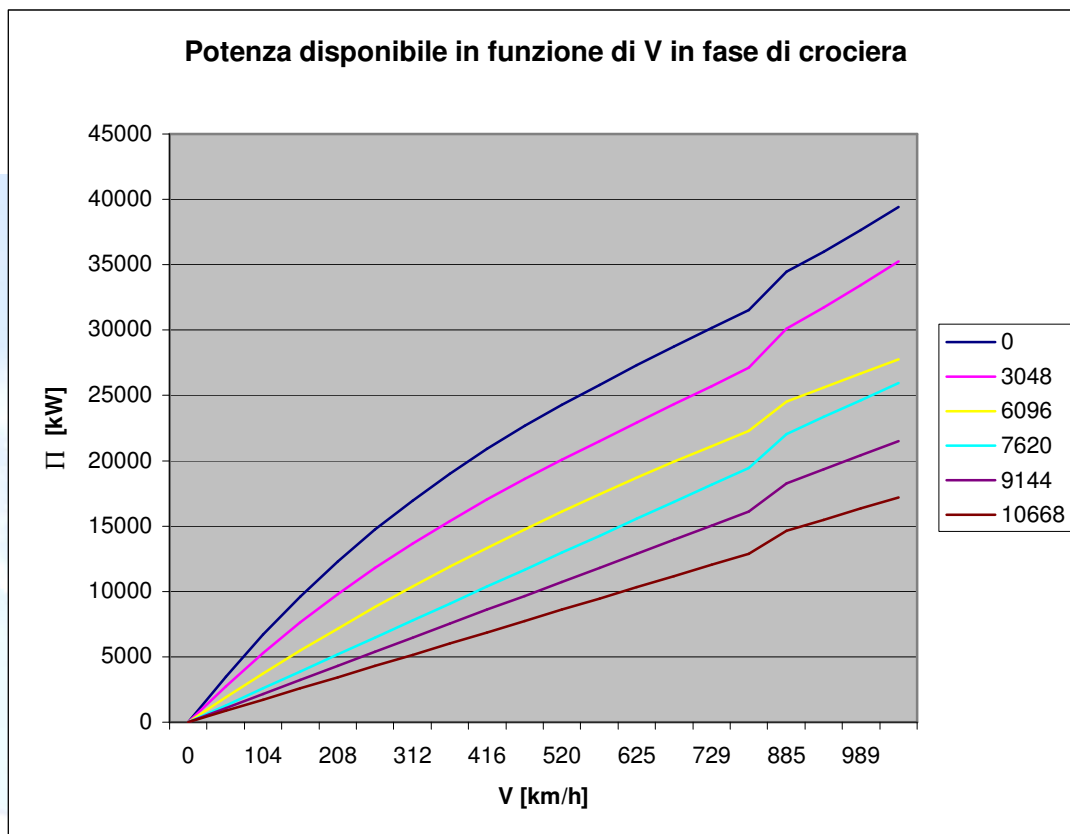
Spinta disponibile in funzione di M in fase di crociera



Spinta disponibile in funzione di V in fase di crociera

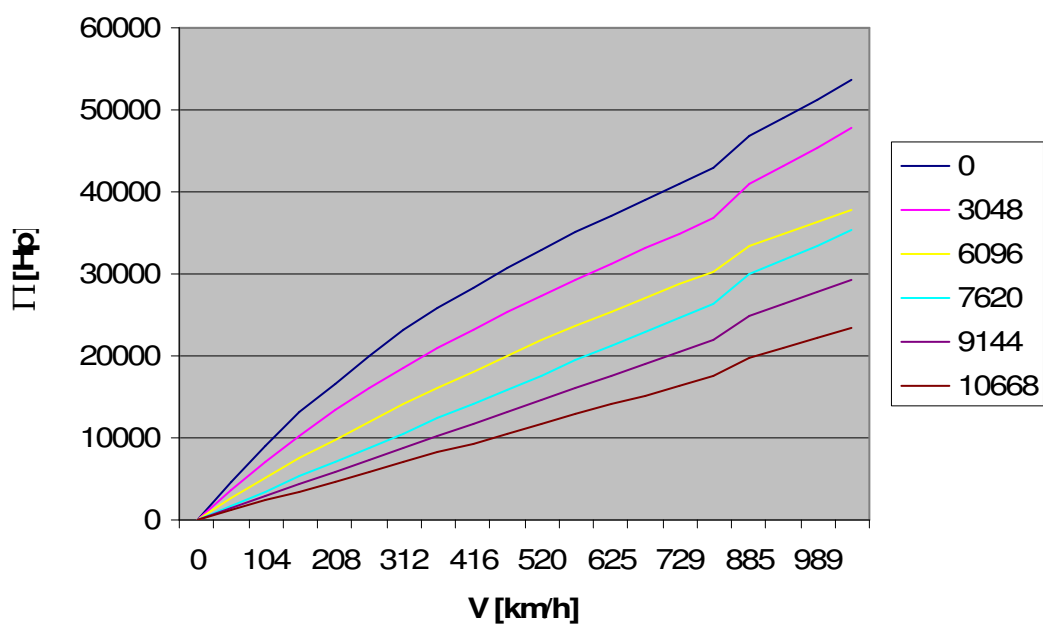




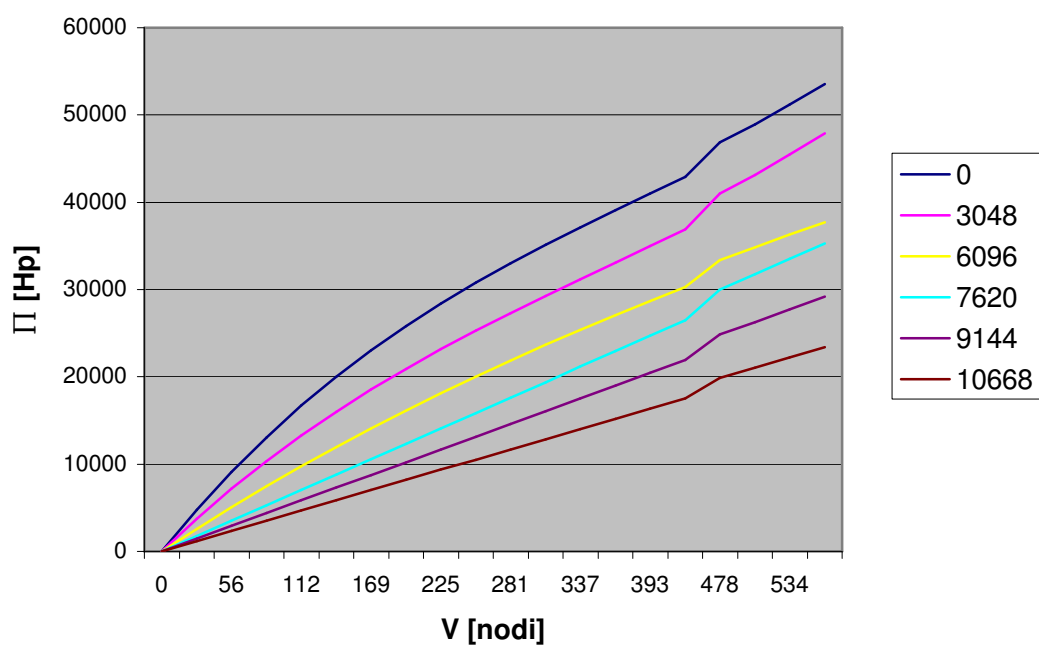




Potenza in funzione della velocità



Potenza in funzione della velocità





7.3. Confronto tra l'Airbus A350 ed il Boeing B787.

L'Airbus fronteggia la sua rivale americana con il modello A350, che però non sarà disponibile prima del 2010. In compenso la quota di materiali compositi costituirà circa il 60 per cento della struttura dell'aereo. Il 39 per cento dei materiali dell'aereo sarà in plastica rinforzata in fibra di carbonio, il 21 per cento in leghe di alluminio e litio. Al risparmio di carburante, nella misura del 15 per cento rispetto ad aerei di dimensioni simili, contribuirà non solo l'utilizzo di materiali più leggeri di quelli metallici, ma anche un nuovo motore messo a punto dalla Rolls Royce per l'A350, il Trent 1700. Insieme a quelli forniti dalla General Electric uguali a quelli montati da Boeing per il B787, con questo nuovo modello l'Airbus cerca di rimediare anche al problema dell'inquinamento acustico, visto che in collaborazione con le aziende fornitrici dei motori ha messo a punto tecnologie di riduzione del rumore, che attenueranno del 60 per cento il frastuono udito da chi vive nelle vicinanze di un aeroporto.



Fig. 9 : Vista dell'Airbus A350.

Di seguito riportiamo alcune caratteristiche fondamentali :

Engine Specification

SLS, ISA, flat-rated to:

- ISA +15°C (standard rating)
- up to ISA +38°C on the A350-800
- up to ISA +25°C on the A350-900

Thrust	75,000lb-95,000lb
Certification	2011
EIS	2012

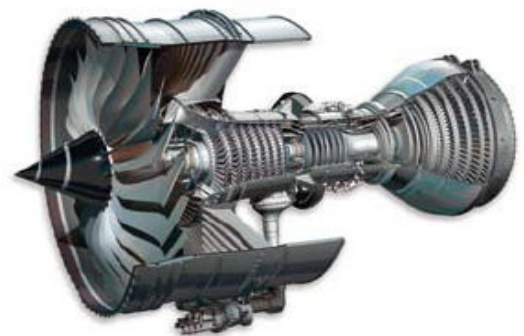




Fig.10 : Spaccati del motore dell'Airbus A350.

Fig.11 : Immagine virtuale dell'Airbus A350.