



## Capitolo 8. Prestazioni di volo ed economiche.

---

### 8.1. Introduzione.

Il calcolo delle prestazioni aeronautiche di un velivolo, ed in particolare del Boeing B787, viene effettuata con il confronto tra le caratteristiche necessarie al volo e le caratteristiche propulsive disponibili. Le caratteristiche necessarie al volo possono essere determinate partendo dalle curve polari aerodinamiche relative, per semplicità di trattazione, ad una sola posizione del baricentro. La posizione del centro di gravità del velivolo completo, alla quale è opportuno riferirsi, è quella a metà strada tra la posizione massima avanzata e quella massima arretrata e che, dunque, è disposta al 25% della corda media aerodinamica. Dalla conoscenza di tali polari, è quindi possibile determinare le caratteristiche necessarie secondo seguendo il procedimento illustrato al paragrafo seguente. Le caratteristiche propulsive disponibili, relative a ciascuno dei motori turbofan utilizzati dal Boeing B787, trovano determinazione nel capitolo precedente.



## 8.2. Caratteristiche necessarie al volo.

Le caratteristiche necessarie al volo esplicitate attraverso i diagrammi della spinta e della potenza necessaria in funzione della velocità di avanzamento.

Codesti diagrammi, detti polari tecniche, vengono determinati partendo dalle polari aerodinamiche, ottenute nelle pagine precedenti, con il seguente procedimento. Si fissa la quota di volo e con essa i valori connessi alla densità atmosferica e la velocità del suono, in corrispondenza di un certo numero di valori della velocità (maggiori di quella di stallo, alla quota fissata, ed in corrispondenza del massimo coefficiente di portanza in configurazione pulita del velivolo considerato), si possono ricavare in sequenza i valori di:

- Pressione dinamica
- Numero di Mach
- Coefficiente di portanza dell'aeroplano dalla equazione di equilibrio alla traslazione verticale
- Coefficiente di resistenza, corrispondente al coefficiente di portanza calcolato, sulla curva polare aerodinamica relativa al valore del numero di Mach calcolato
- Resistenza aerodinamica e quindi spinta necessaria in volo
- Potenza necessaria in volo



Le polari tecniche che vengono di seguito ricavate si riferiscono alle quote riportate in Tabella 1.

$S = 385 \text{ m}^2$			$CL_{\max} = 1.16$		
$z \text{ [ft]}$	$z \text{ [m]}$	$\rho \text{ [kg/m}^3\text{]}$	$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$	$a_0 \text{ [m/s]}$	$a_0 \text{ [km/h]}$
0	0	1.225	1.000	340	1224
10000	3048	0.9044811	0.738	328	1181
20000	6096	0.6524515	0.533	316	1138
25000	7620	0.5486807	0.448	310	1116
30000	9144	0.4580353	0.374	303	1091
35000	10668	0.3793177	0.310	296	1066

Tabella 1 : Valori in corrispondenza dei quali si calcolano le polari tecniche.

### 1. Salita

Per calcolare le caratteristiche necessarie al volo in salita si fa riferimento al peso massimo al decollo del velivolo, pari a 230500 chilogrammi. Di seguito si riportano i risultati ottenuti in forma grafica.

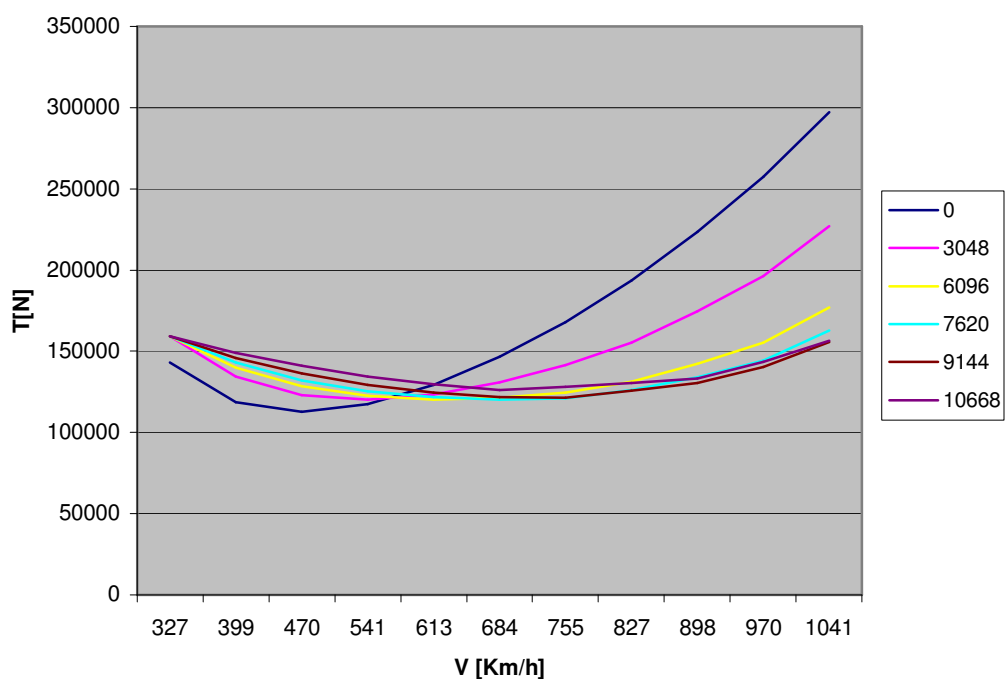
### 2. Crociera

Per il calcolo delle caratteristiche necessarie al volo in crociera si fa riferimento al peso massimo al decollo del velivolo, ma decurtato di un quarto del peso del carburante trasportato, cioè pari a 204000 chilogrammi.

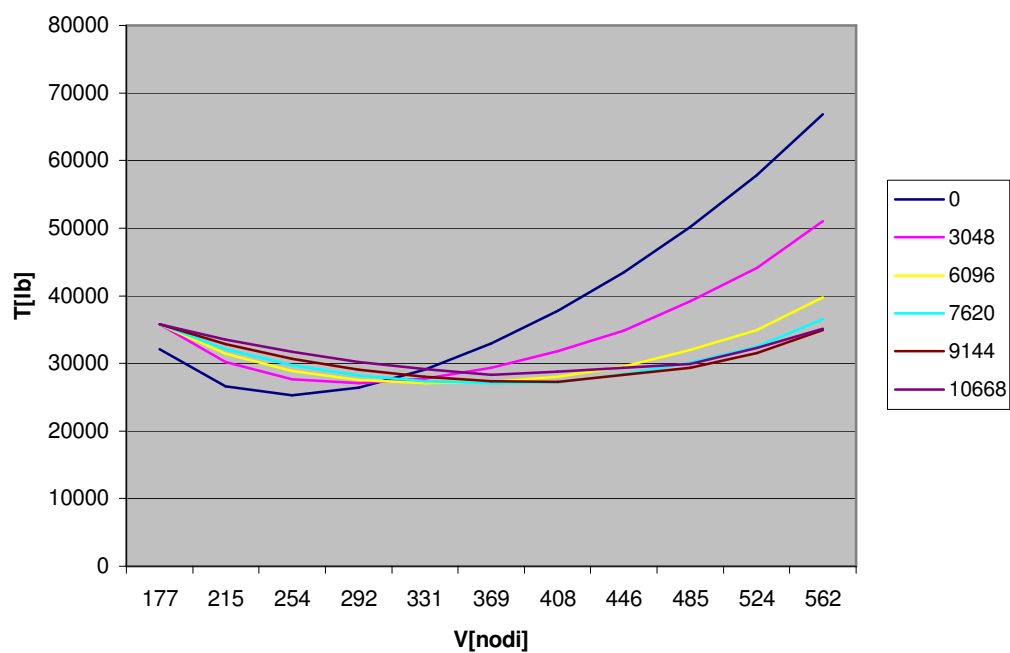
Di seguito si riportano i risultati ottenuti in forma grafica:

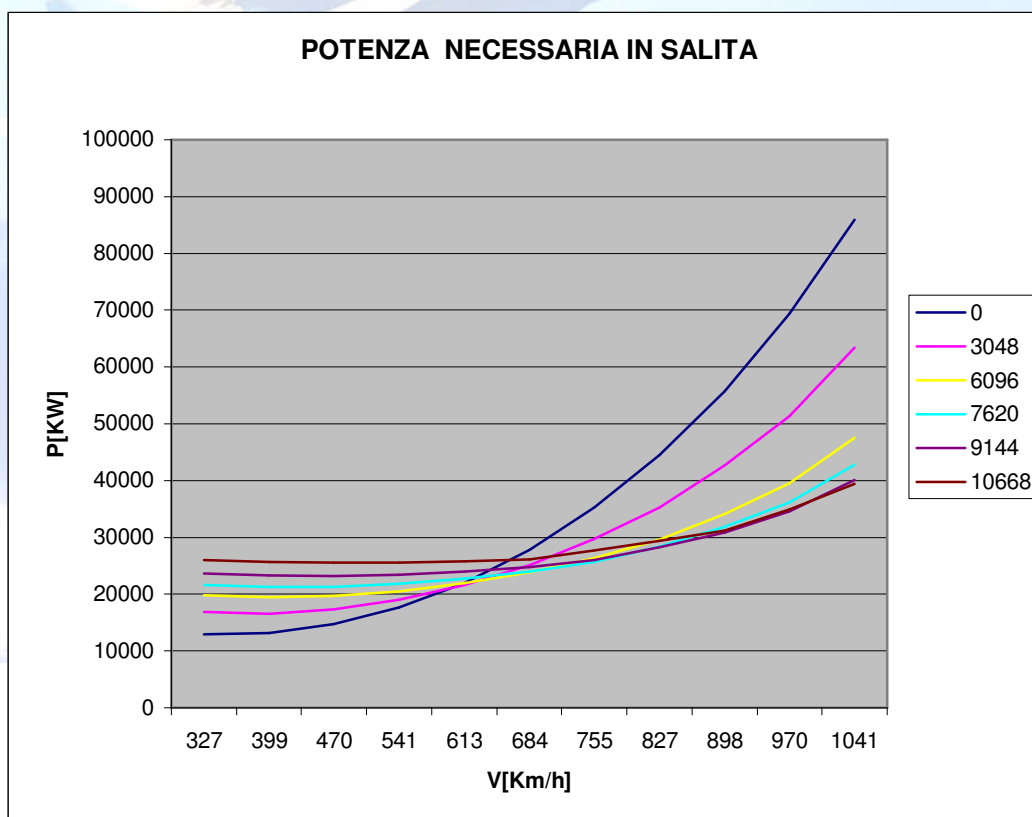
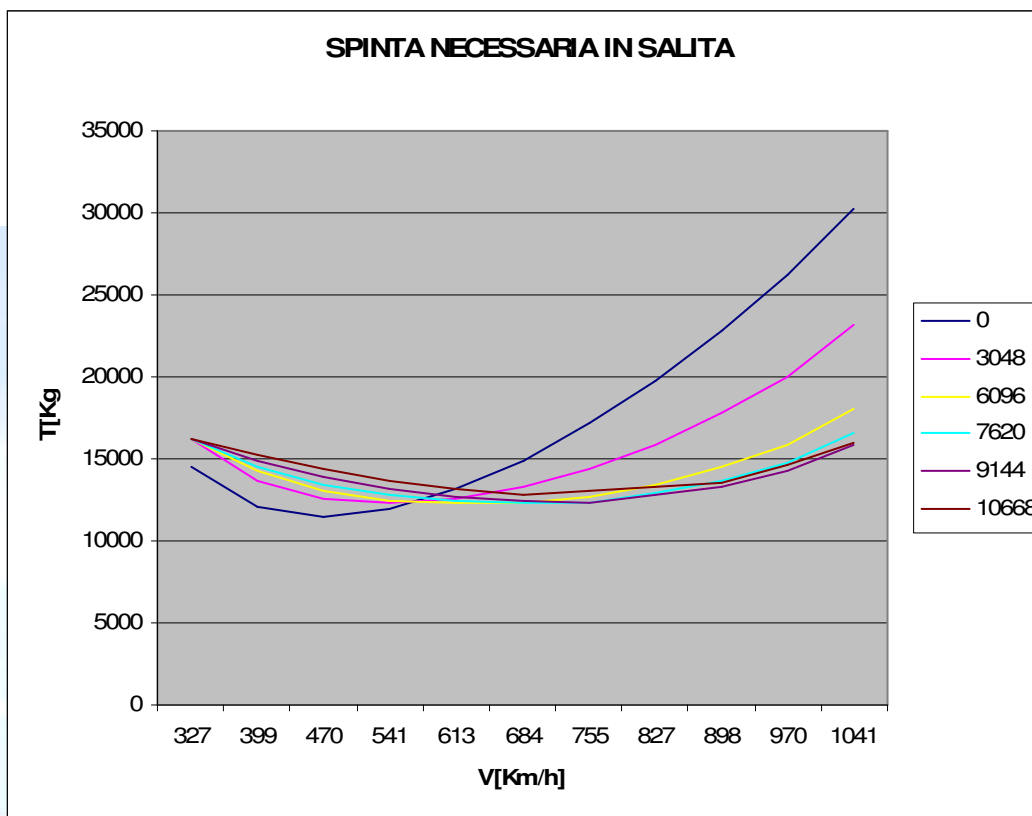


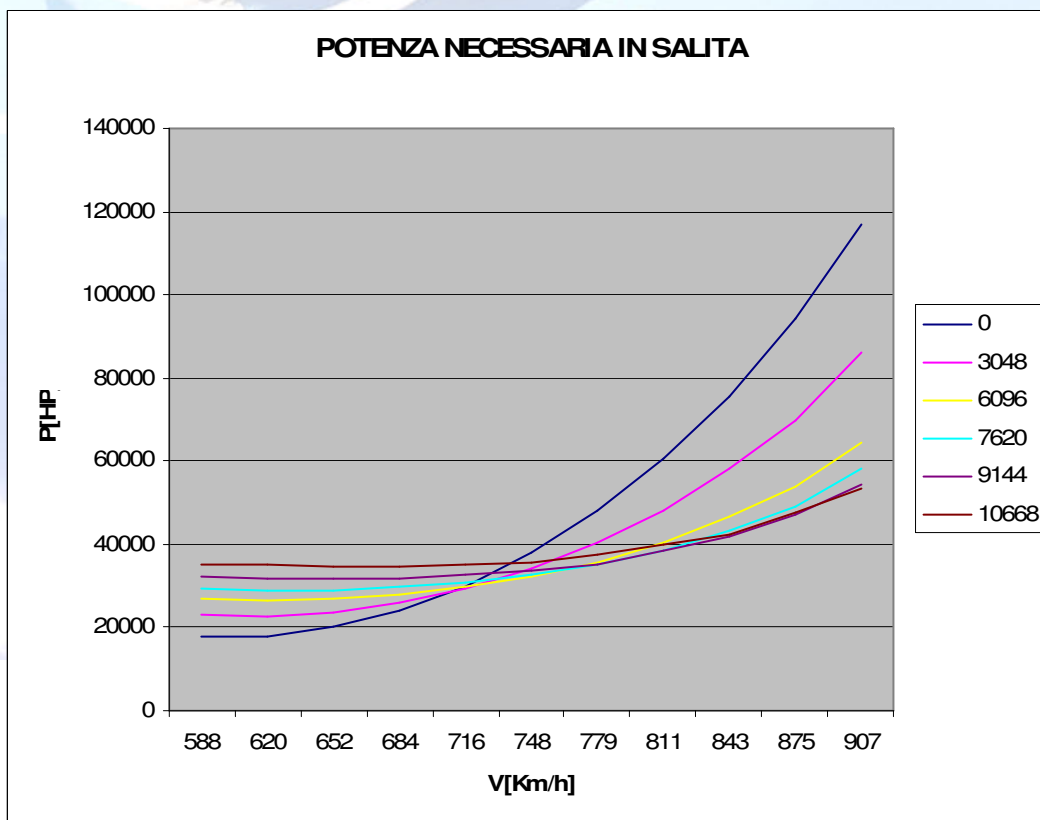
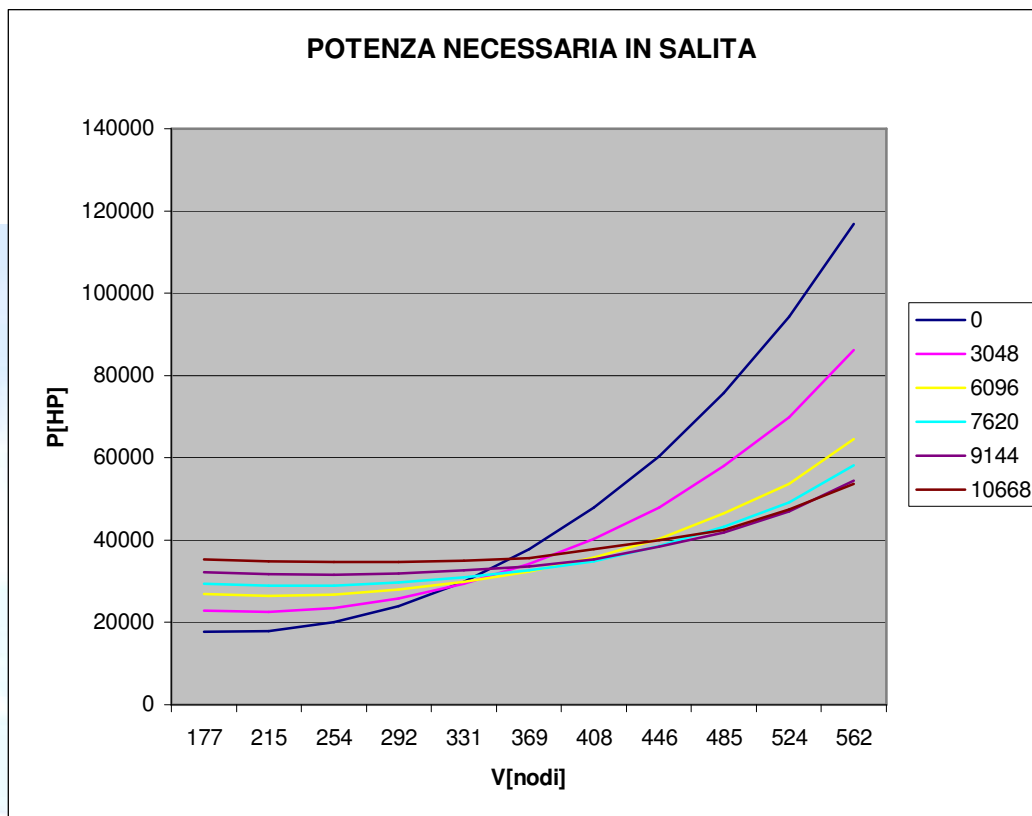
## SPINTA NECESSARIA IN SALITA



## SPINTA NECESSARIA IN SALITA

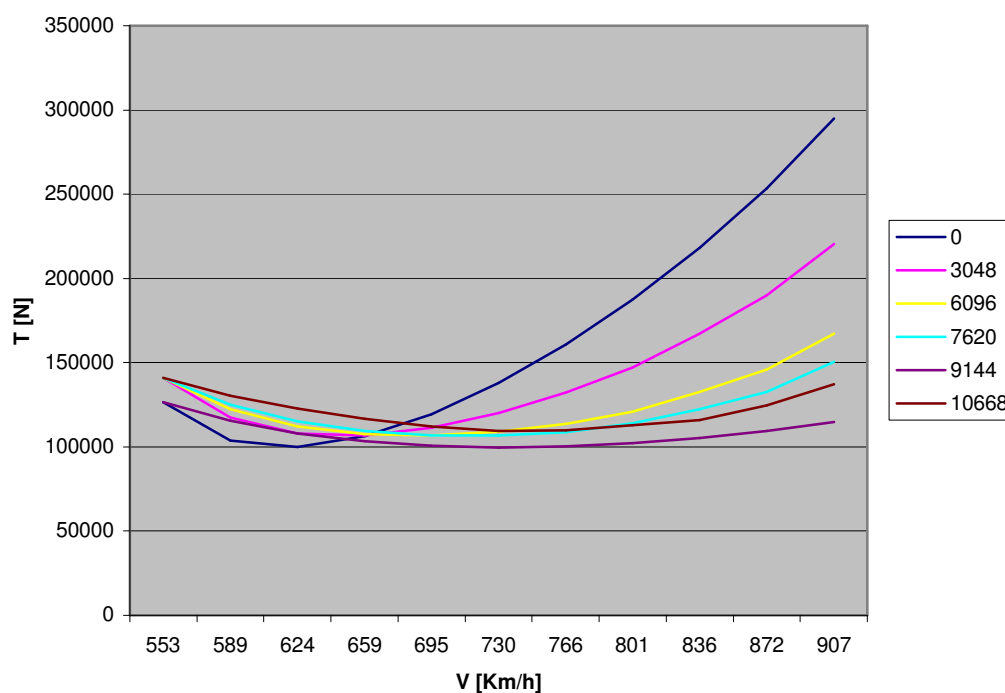




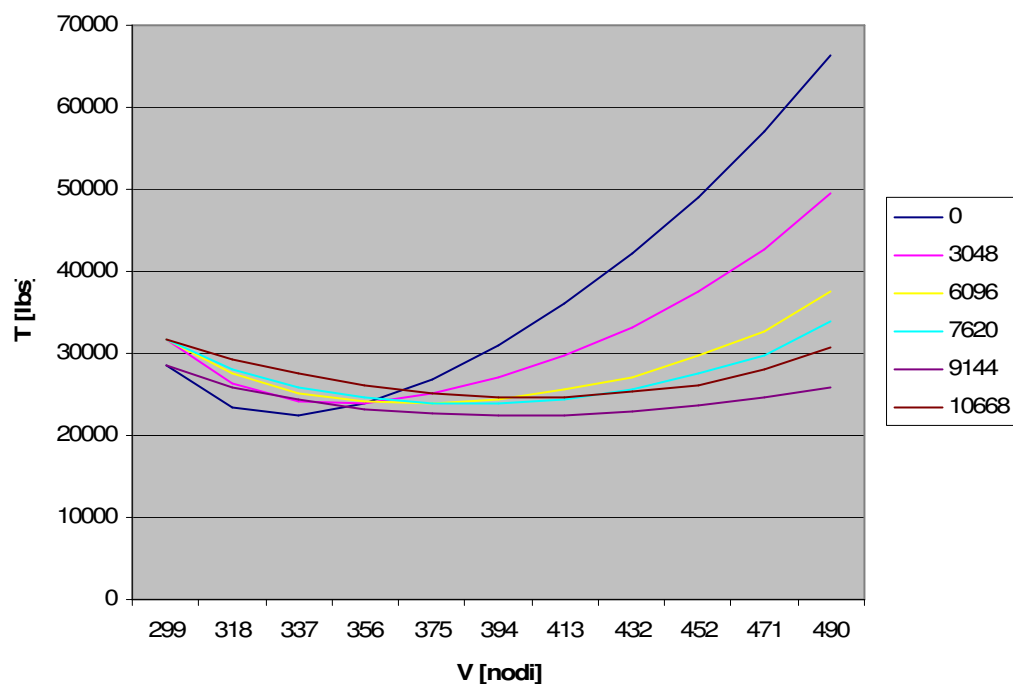




## SPINTA NECESSARIA IN CROCIERA

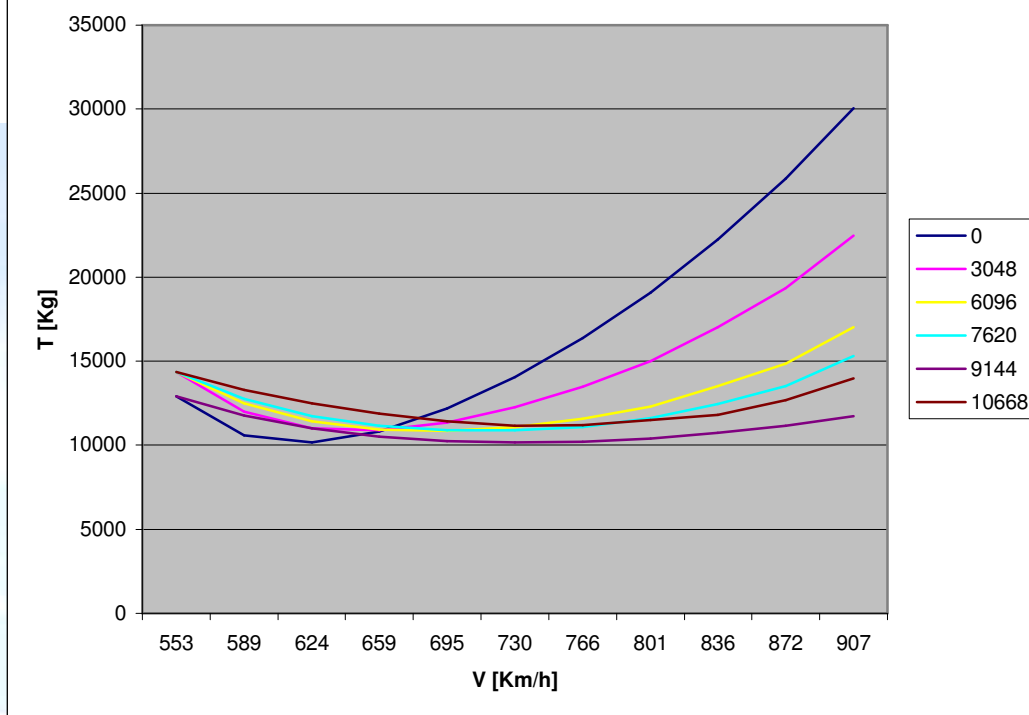


## SPINTA NECESSARIA IN CROCIERA

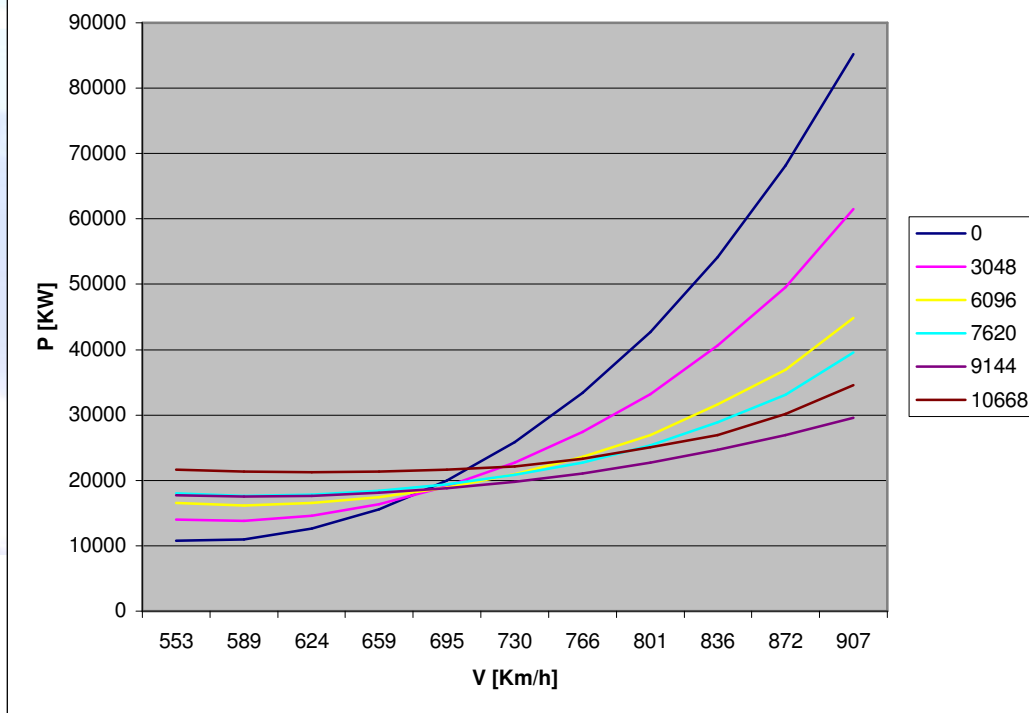




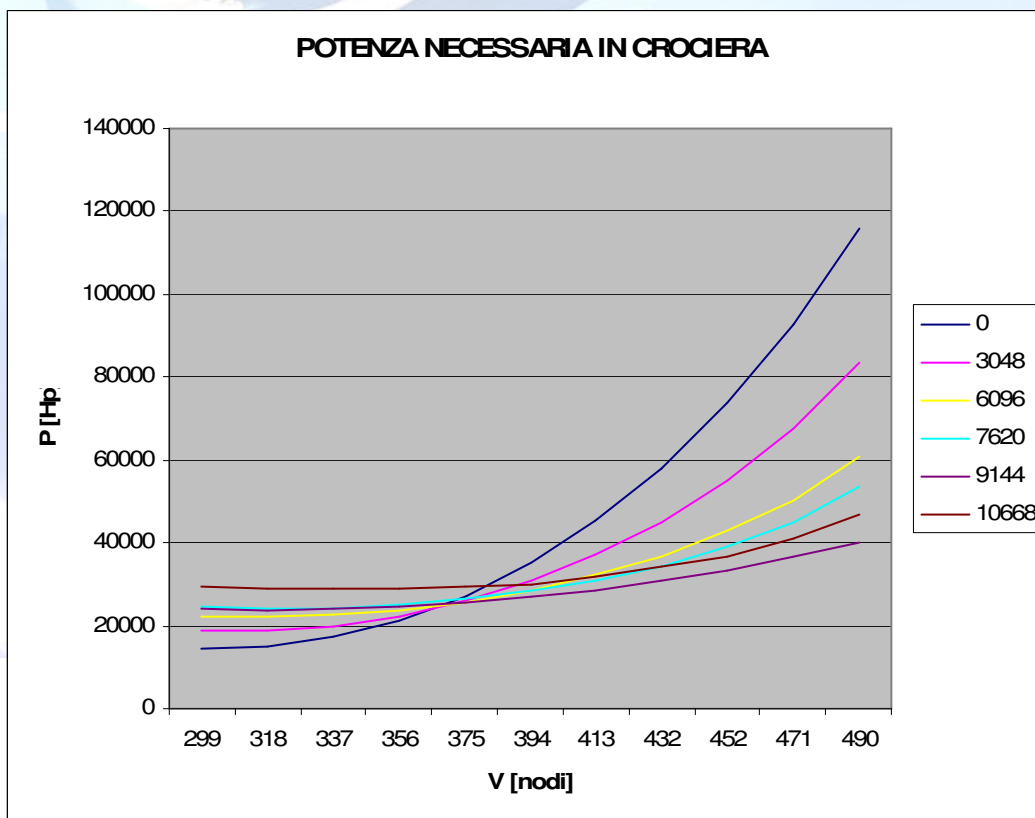
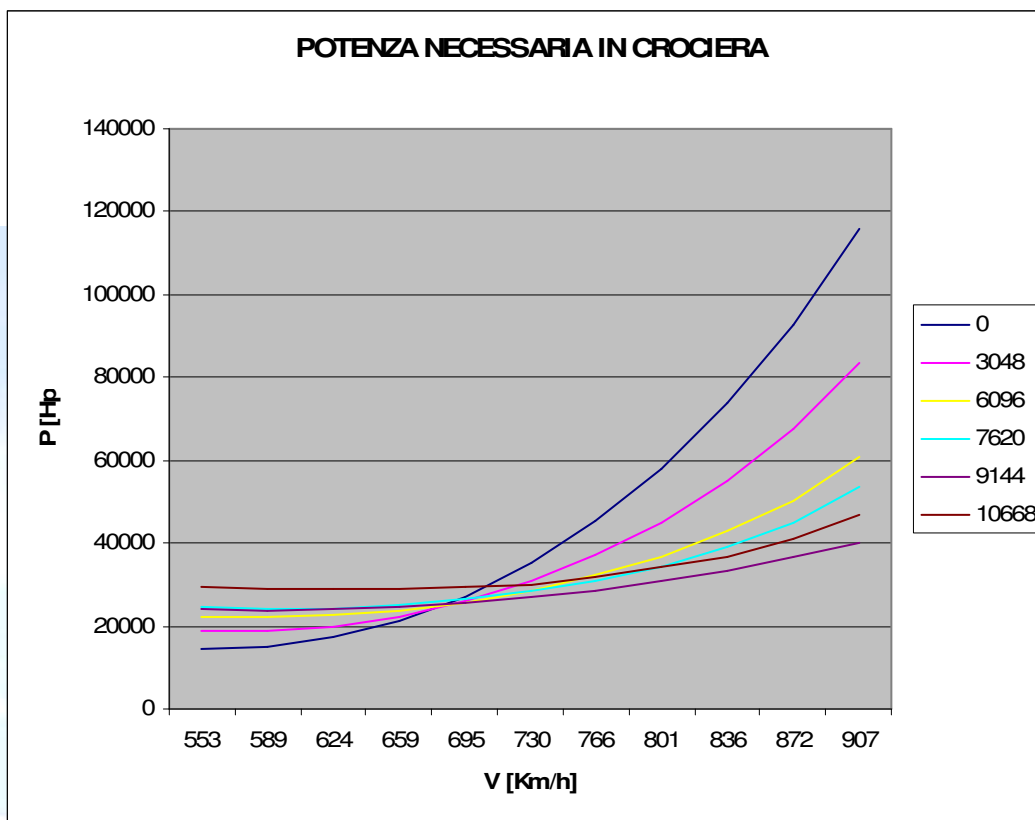
### SPINTA NECESSARIA IN CROCIERA



### POTENZA NECESSARIA IN CROCIERA









### 8.3. Calcolo delle prestazioni di volo.

Attraverso la conoscenza dei dati ora ricavati, è possibile effettuare il calcolo di prima approssimazione delle prestazioni di volo dell'aeromobile in esame.

Sia i valori del rateo di salita che quelli dell'angolo di inclinazione della traiettoria in funzione della velocità di volo, ad una quota fissata, possono essere ottenuti effettuando un confronto tra le caratteristiche necessarie e quelle disponibili, entrambe calcolate per il volo in salita, attraverso le seguenti formule:

$$RC \approx \frac{\Pi_{disp} - \Pi_{nec}}{W} \qquad \gamma \approx \frac{T_{disp} - T_{nec}}{W}$$

La conoscenza di tali andamenti consente la determinazione di alcuni diagrammi molto importanti ai fini delle prestazioni di volo del nostro aeromobile:

- 1) Rateo di salita massimo  $RC_{max}$  in funzione della quota;
- 2) Angolo di inclinazione della traiettoria massimo  $\gamma_{max}$  in funzione della quota;
- 3) Velocità di salita rapida  $V_{RC\ max}$  in funzione della quota;
- 4) Velocità di salita ripida  $V_{\gamma\ max}$  in funzione della quota;
- 5) Tempo minimo  $t_{min}$  per il raggiungimento di una determinata quota in funzione della quota stessa;



$$t_{\min} = \int_{z_1}^{z_2} \frac{1}{RC_{\max}} dz$$

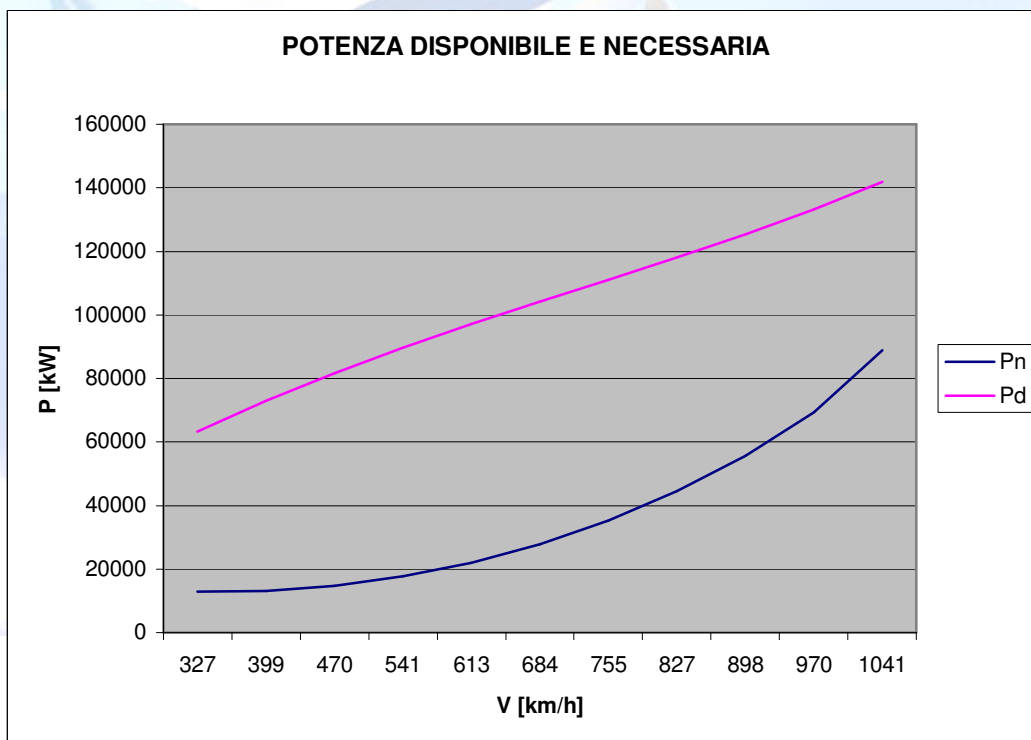
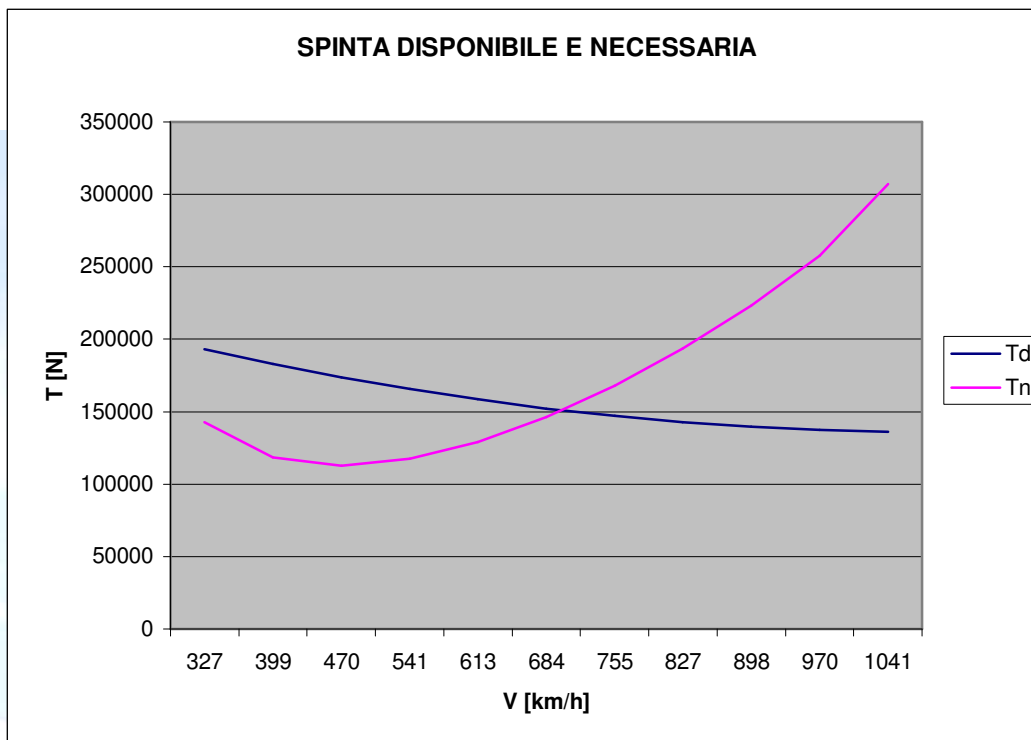
Tali diagrammi trovano la loro determinazione attraverso un opportuno processo di interpolazione dei dati e, a partire da essi, è possibile la determinazione delle quote di tangenza teorica e pratica. Per quanto concerne la determinazione della massima velocità di volo, essa può essere determinata, in funzione della quota, confrontando le caratteristiche necessarie con quelle disponibili, valutate per il volo in crociera. Nelle pagine seguenti vengono esposti gli andamenti grafici sopra menzionati, cosa utile è la loro visualizzazione in differenti unità di misura, appartenenti sia al Sistema Internazionale che a quello Anglosassone.

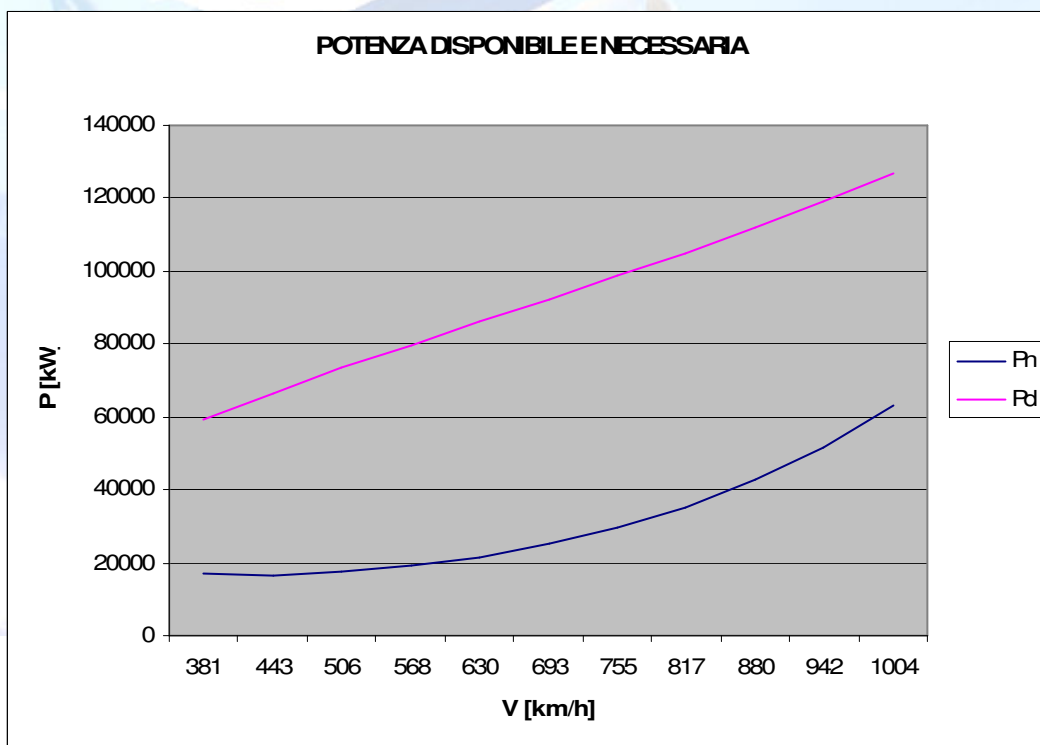
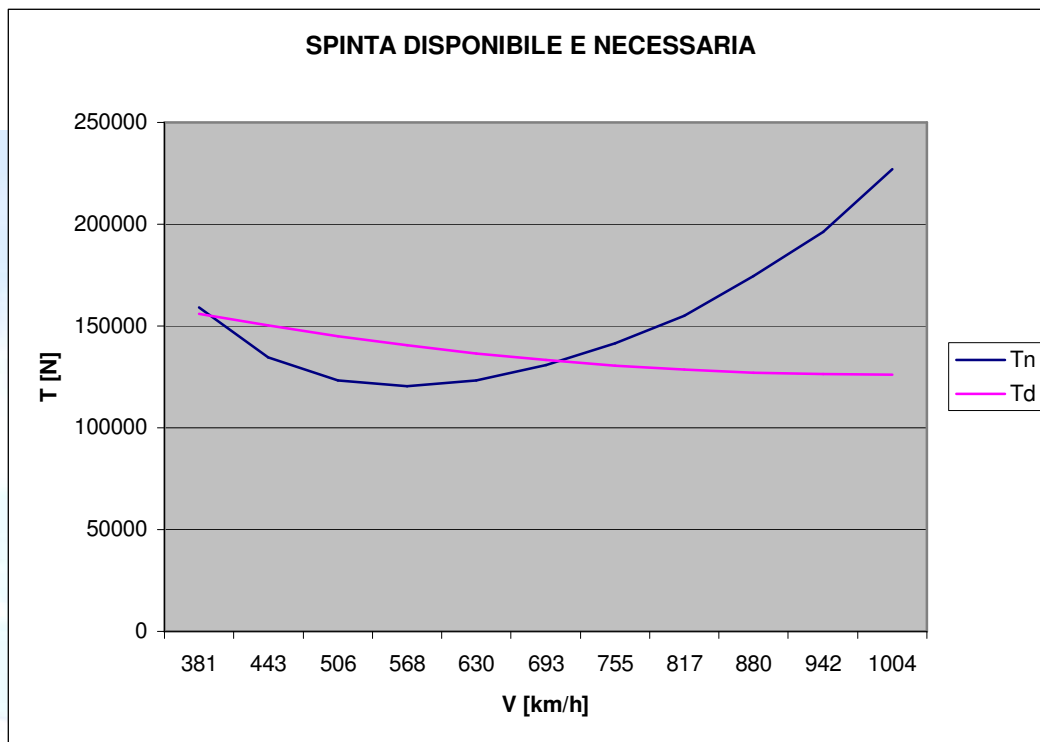


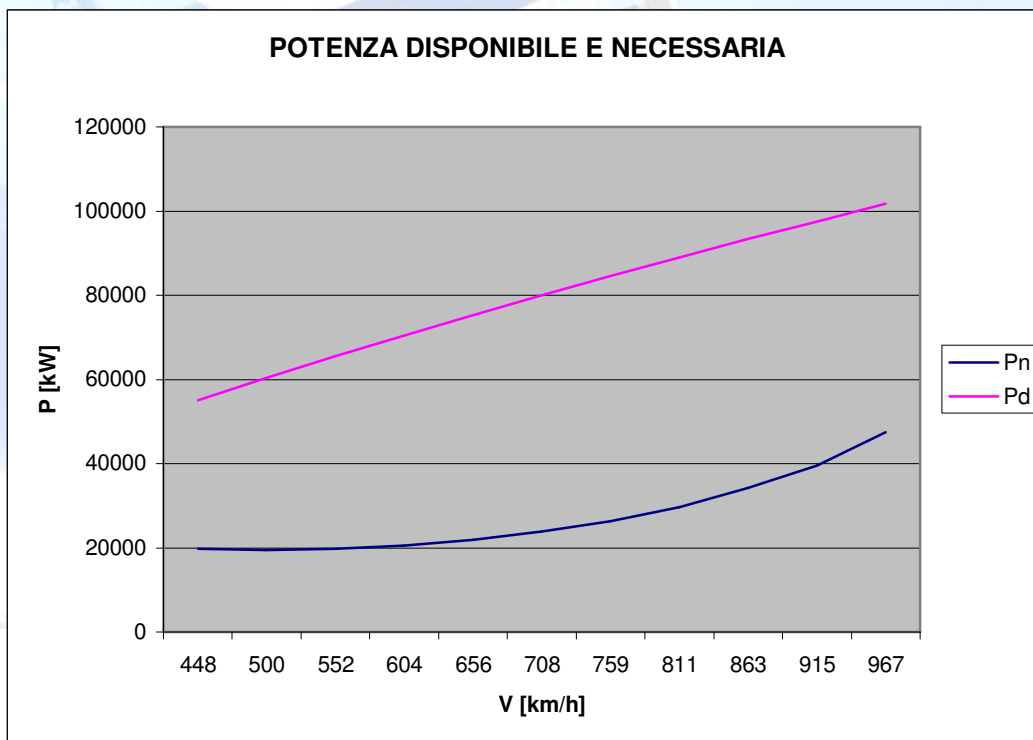
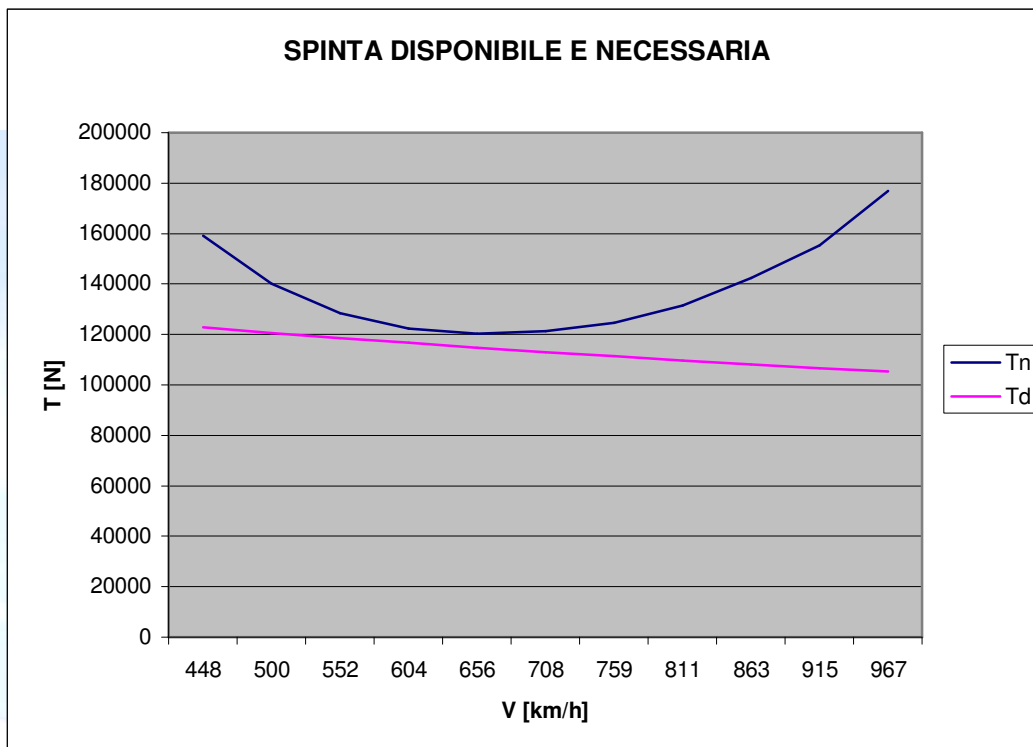
Fig. 1 : Boeing 787 in fase di crociera.

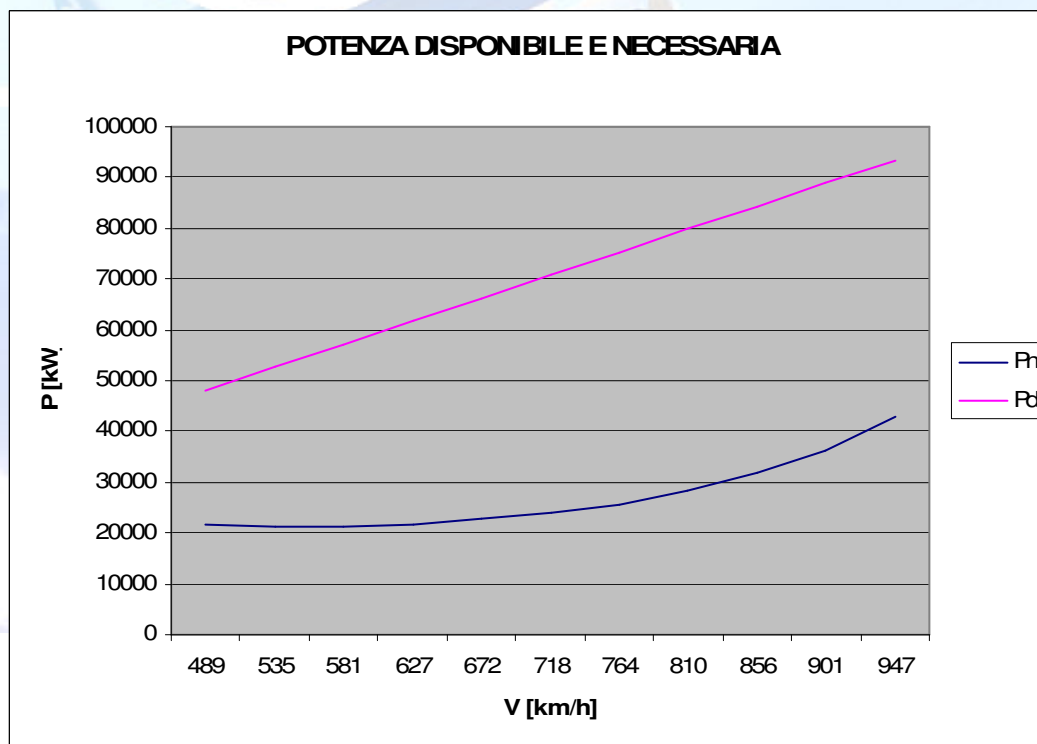
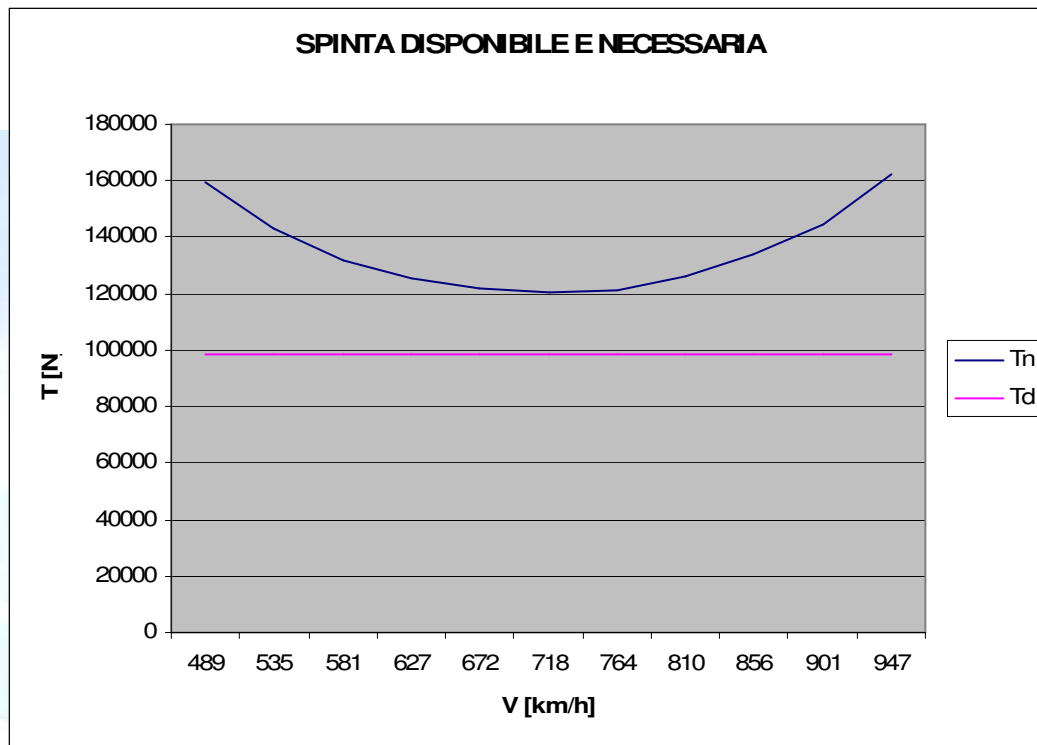


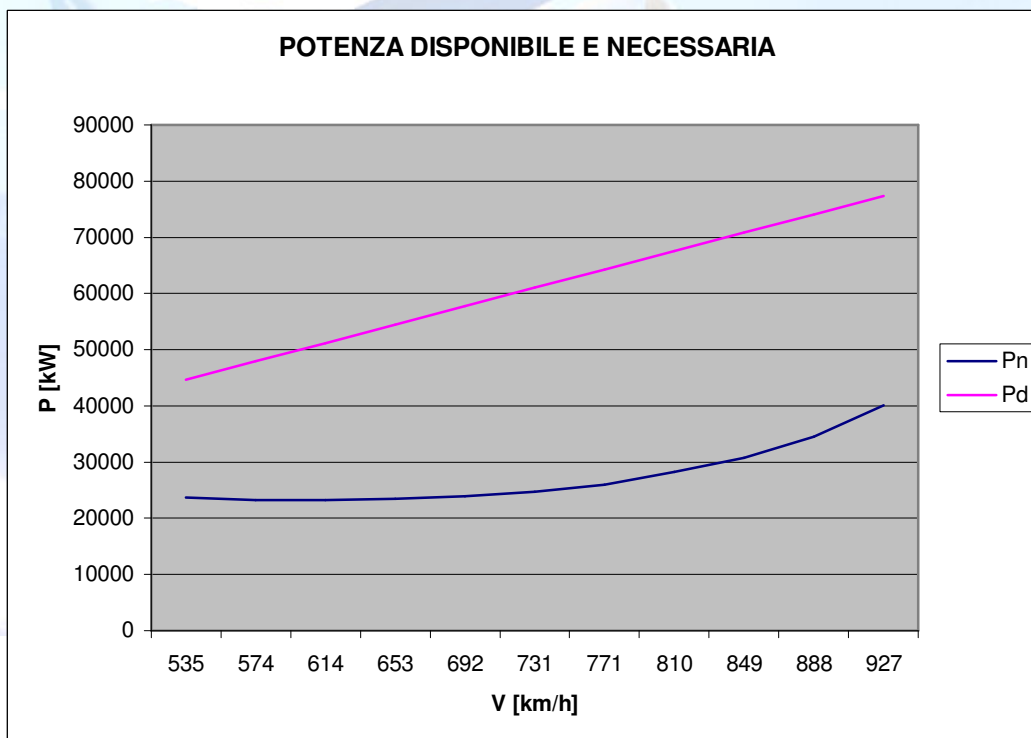
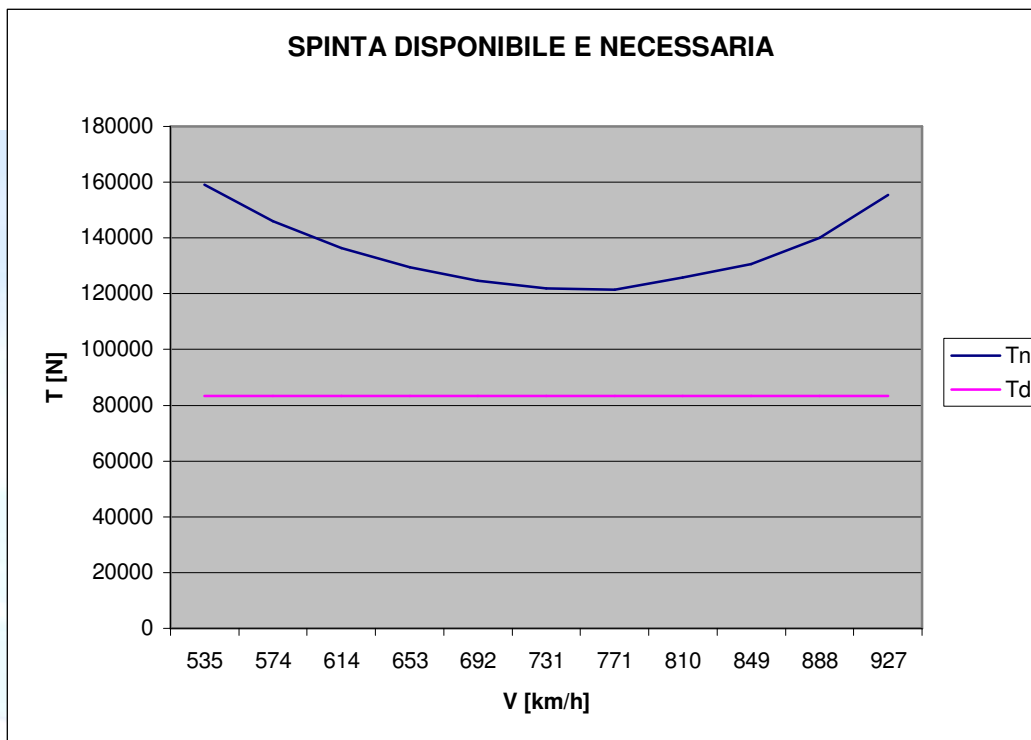
### SALITA a $z = 0$ m



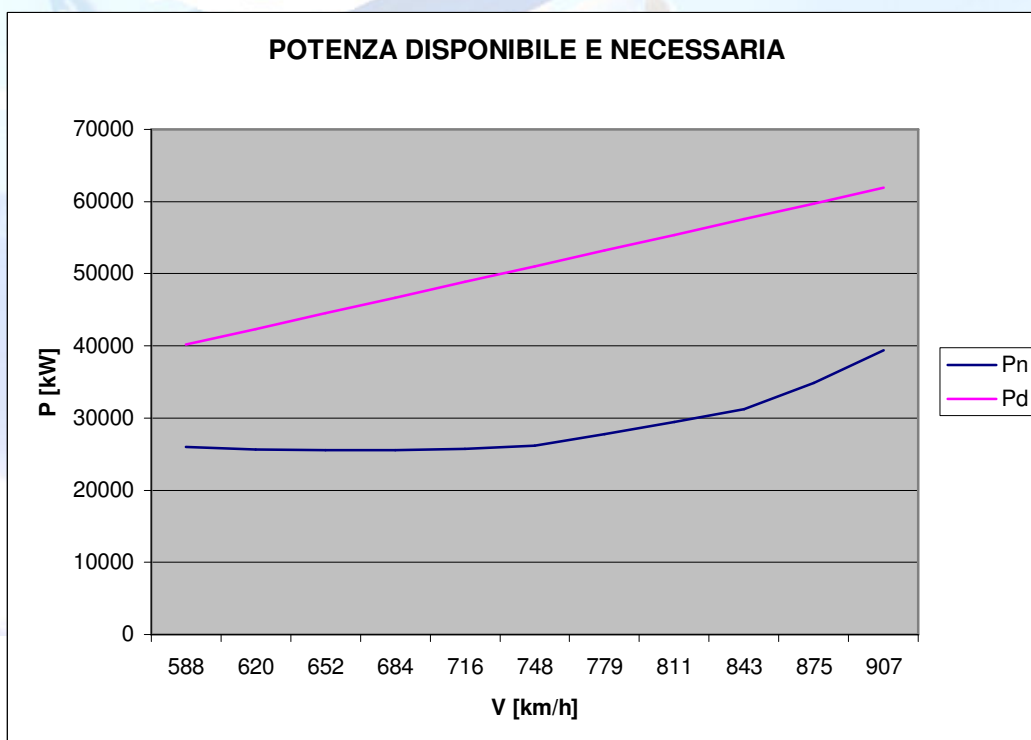
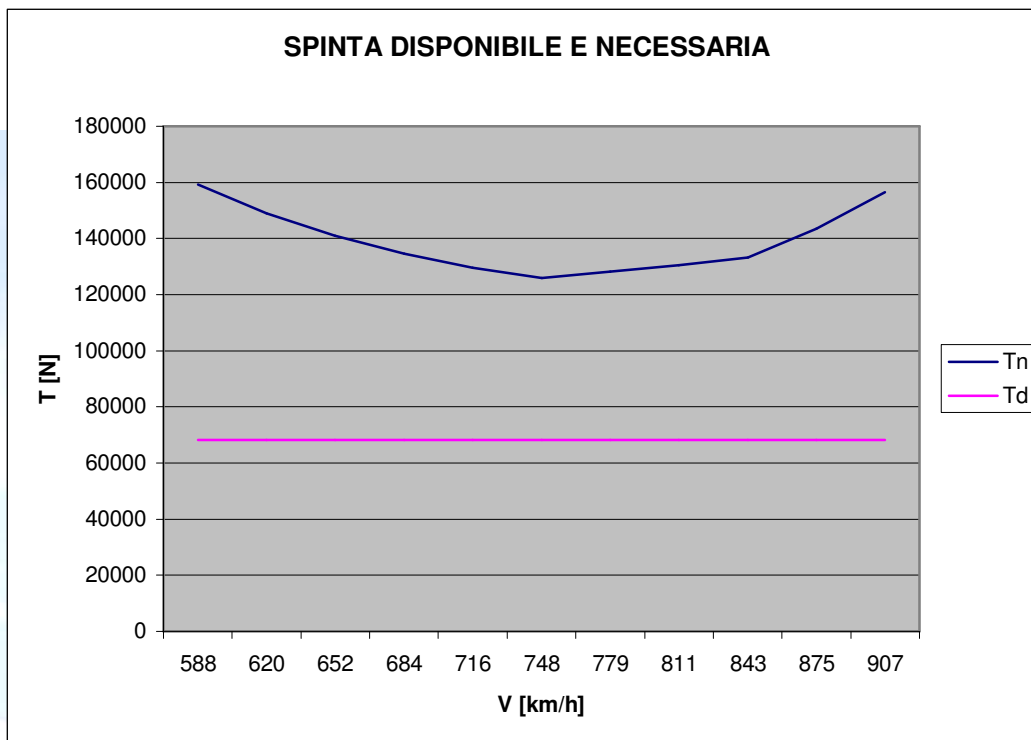
**SALITA a  $z = 3048$  m**

**SALITA a  $z = 6096$  m**

**SALITA a  $z = 7620$  m**

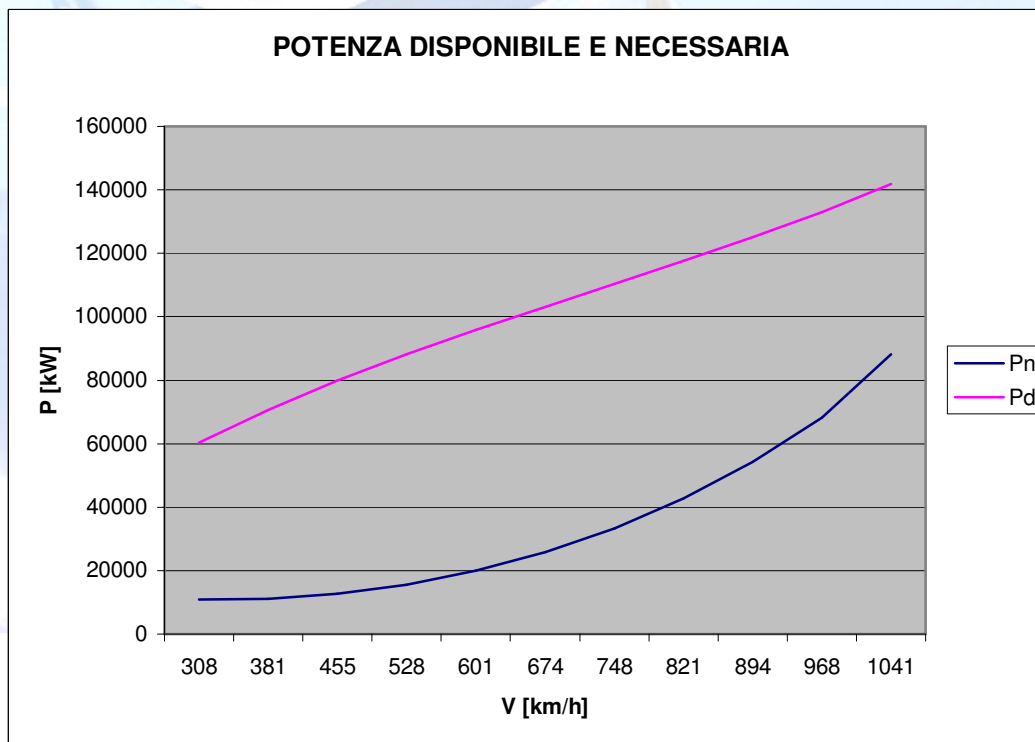
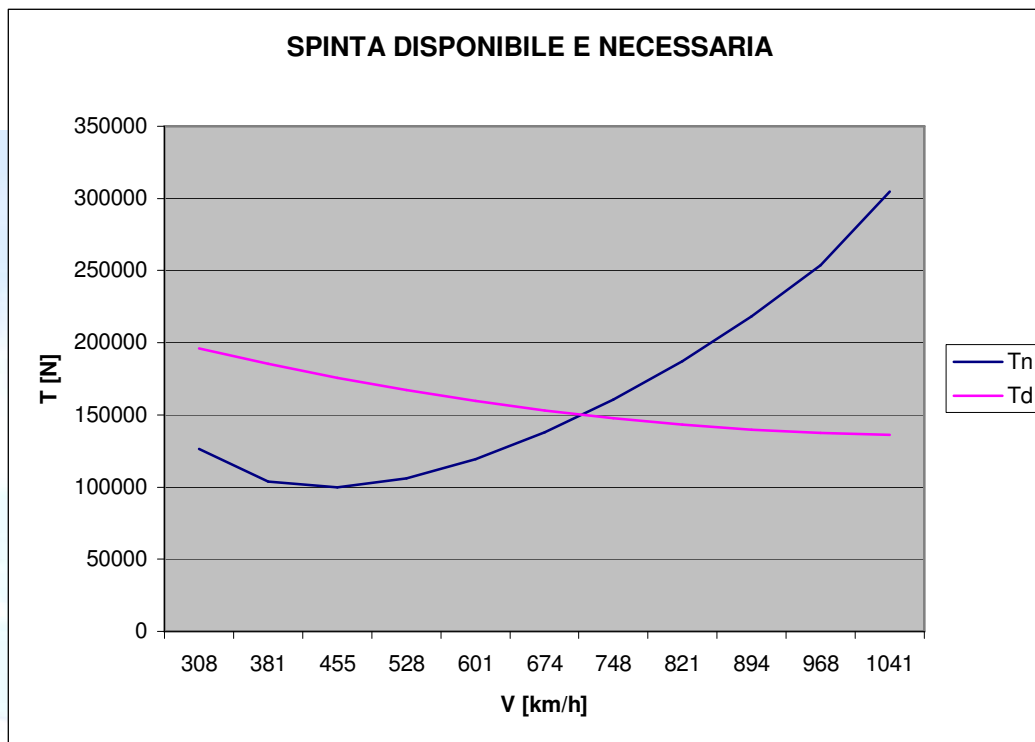
**SALITA a  $z = 9144$  m**



**SALITA a  $z = 10668$  m**

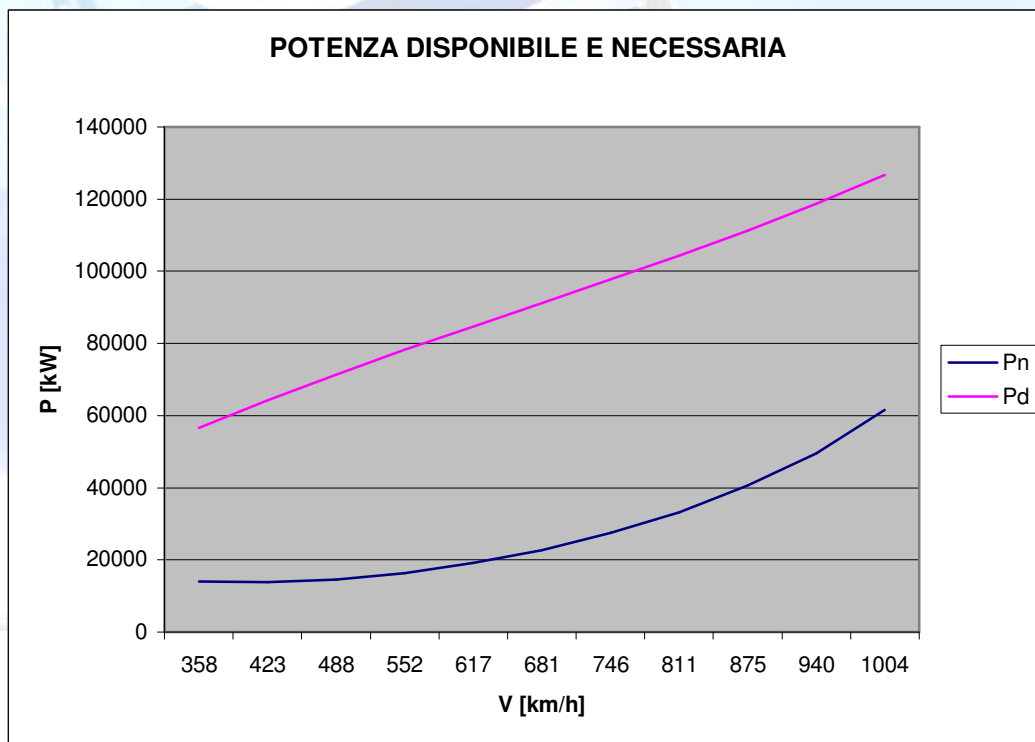
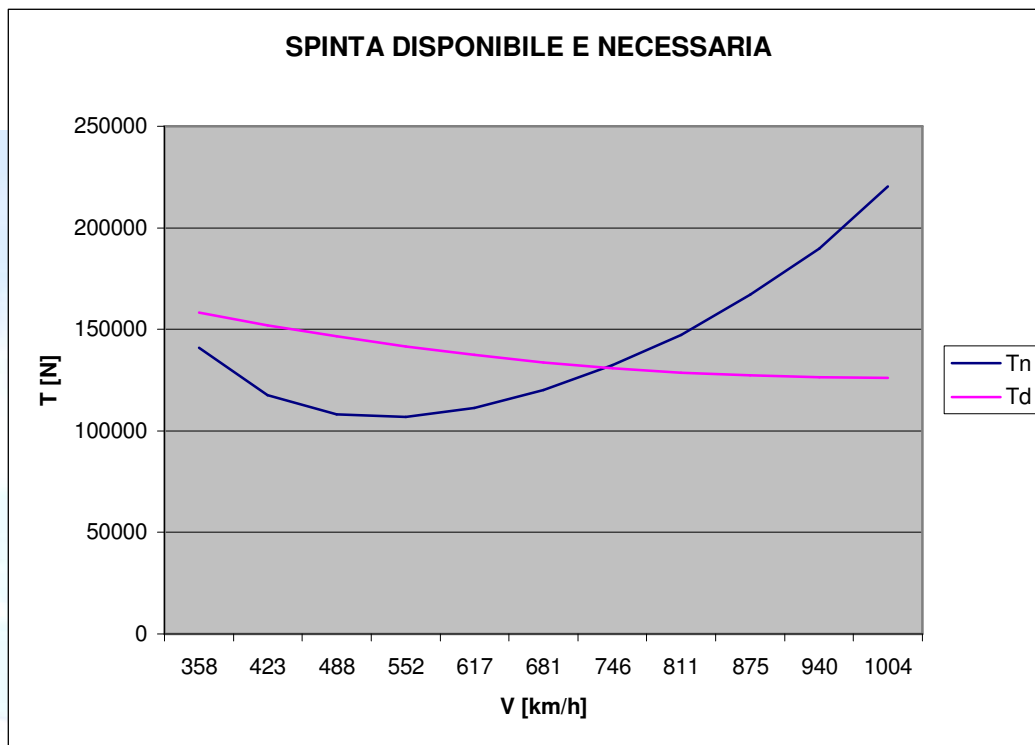


### CROCIERA a $z = 0$ m



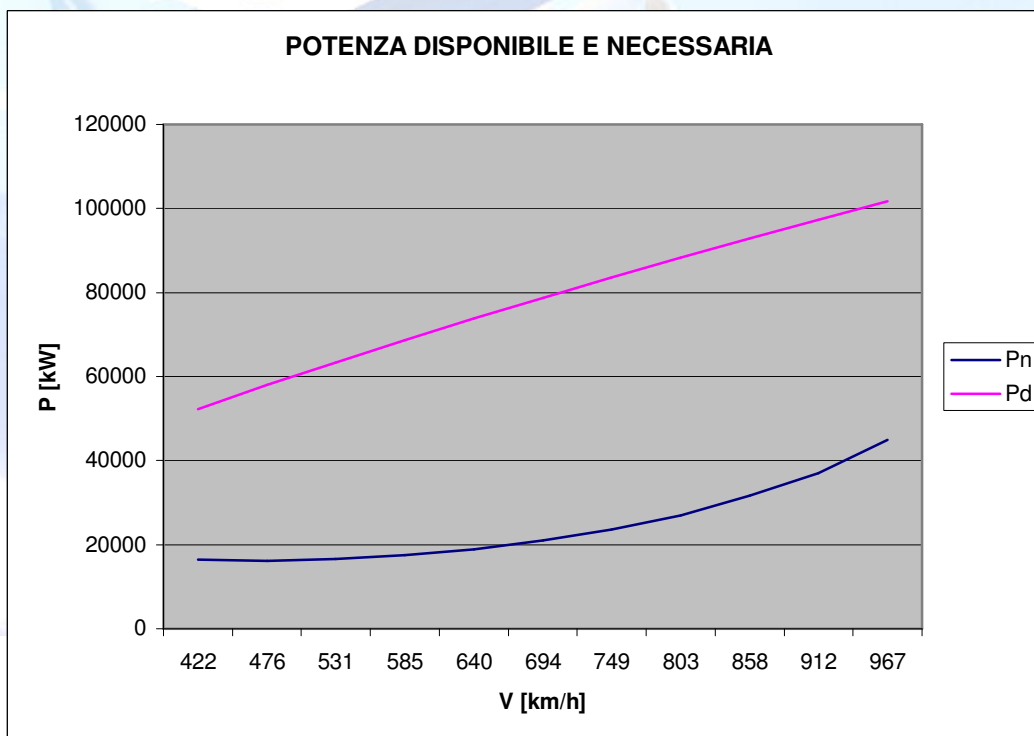
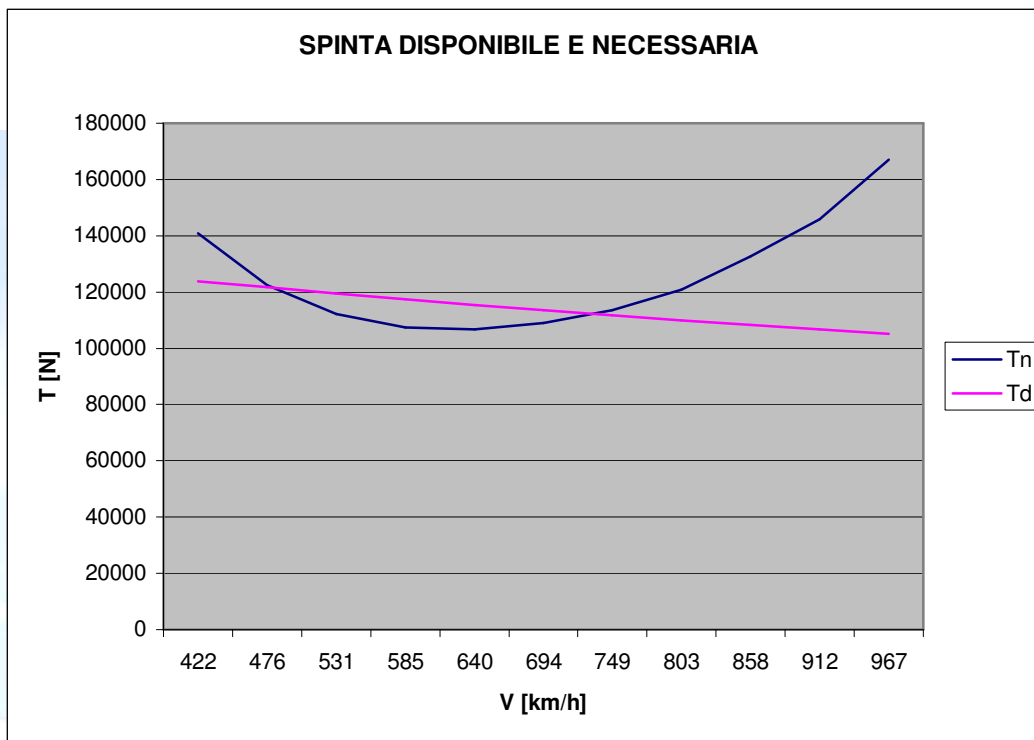


### CROCIERA a $z = 3048$ m



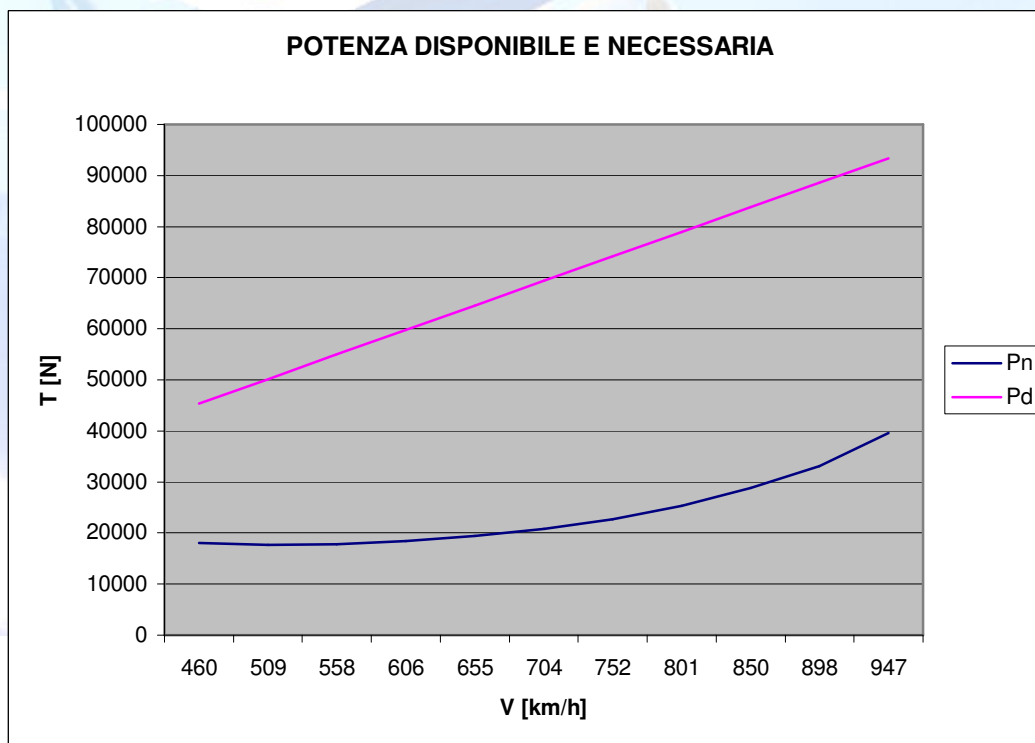
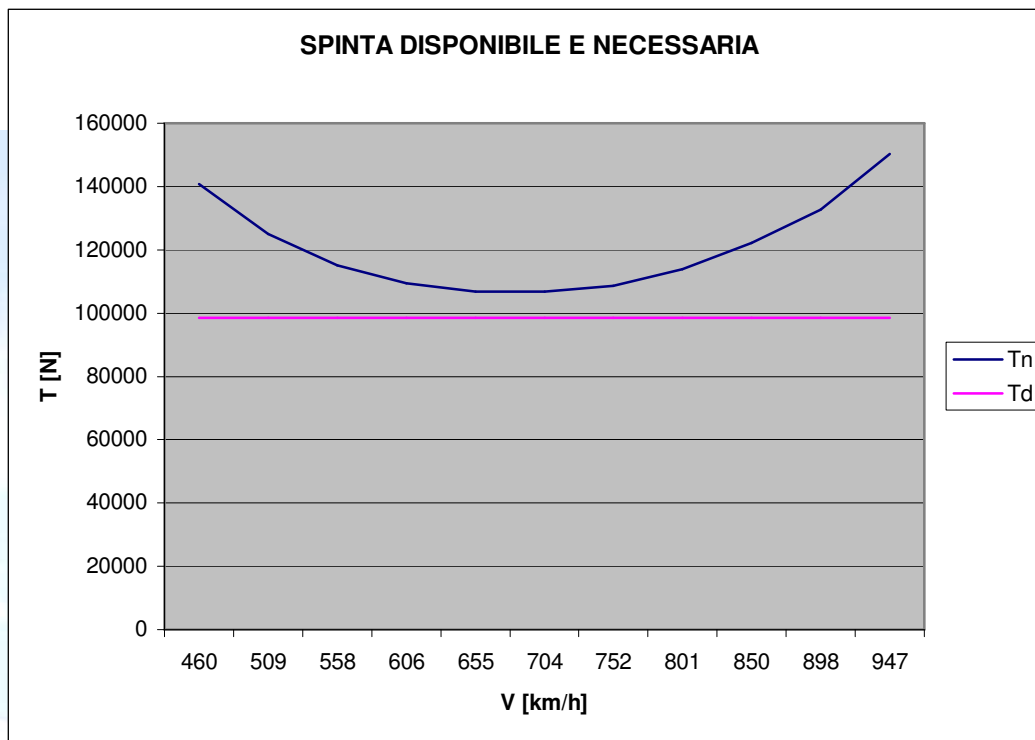


### CROCIERA a $z = 6096$ m



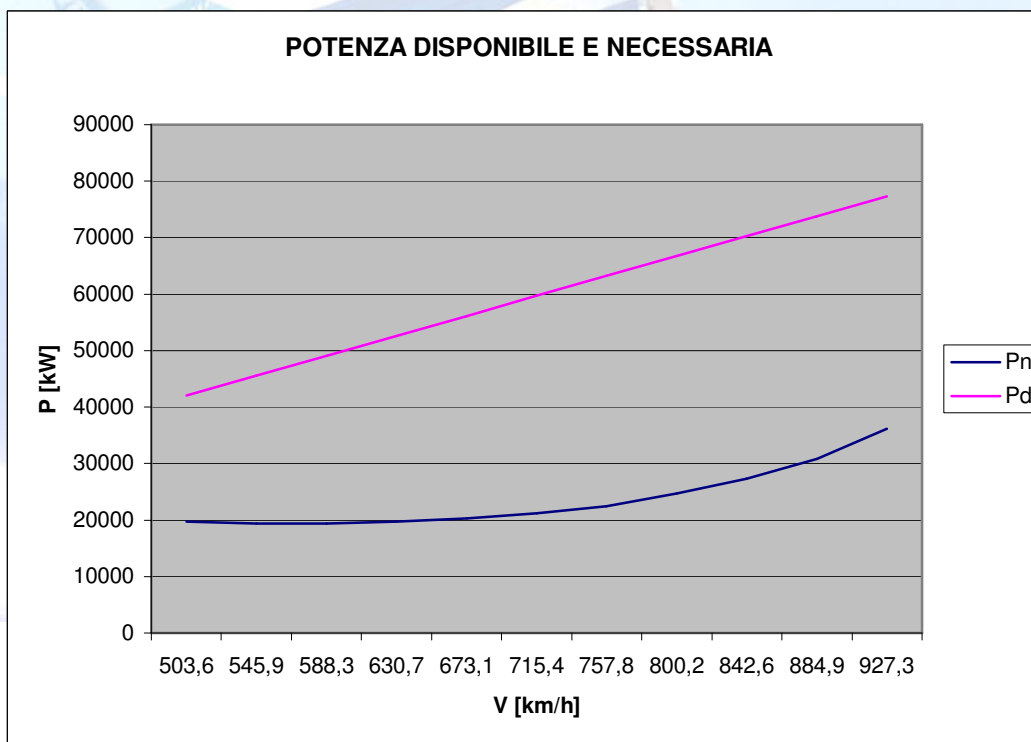
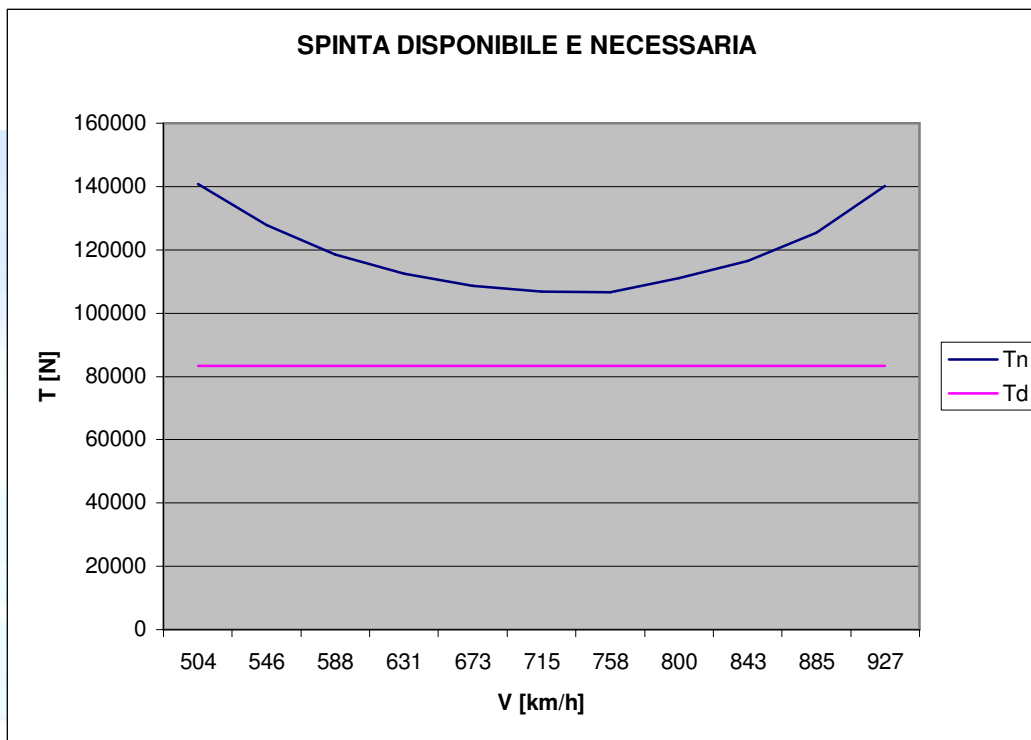


### CROCIERA a $z = 7620$ m



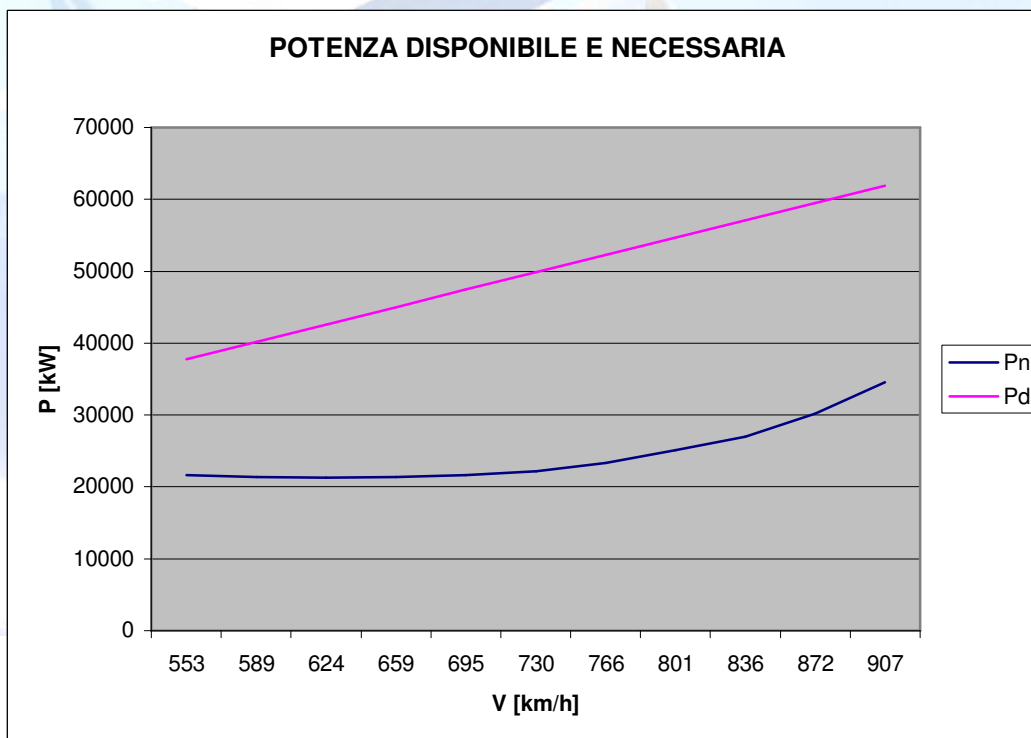
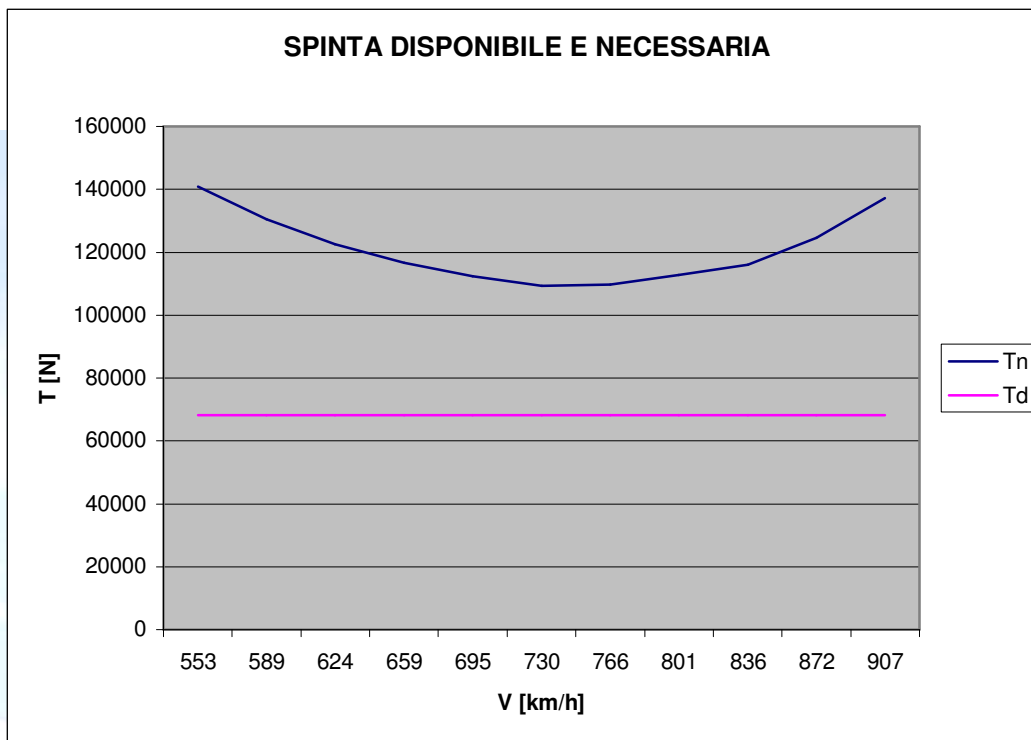


### CROCIERA a $z = 9144$ m



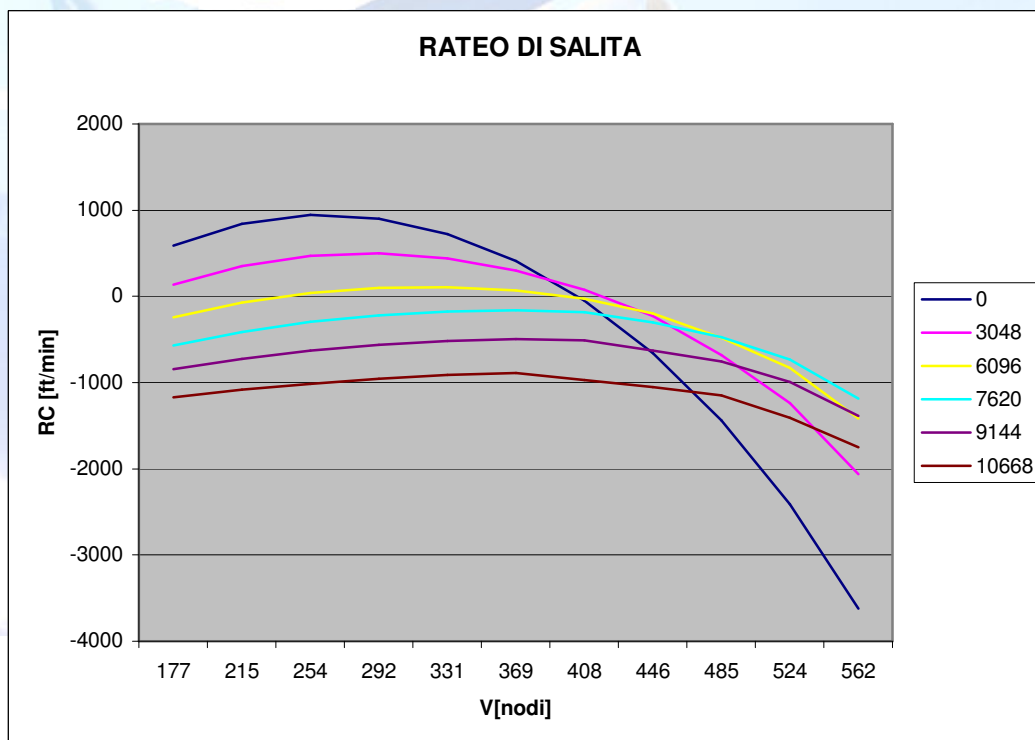
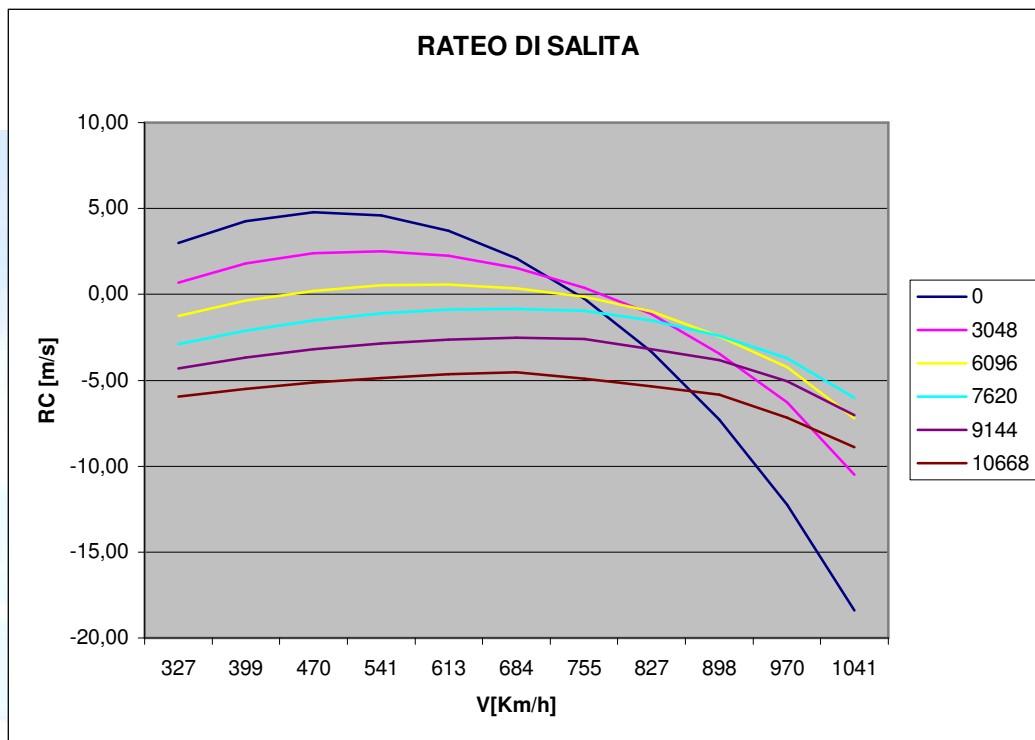


### CROCIERA a $z = 10668$ m





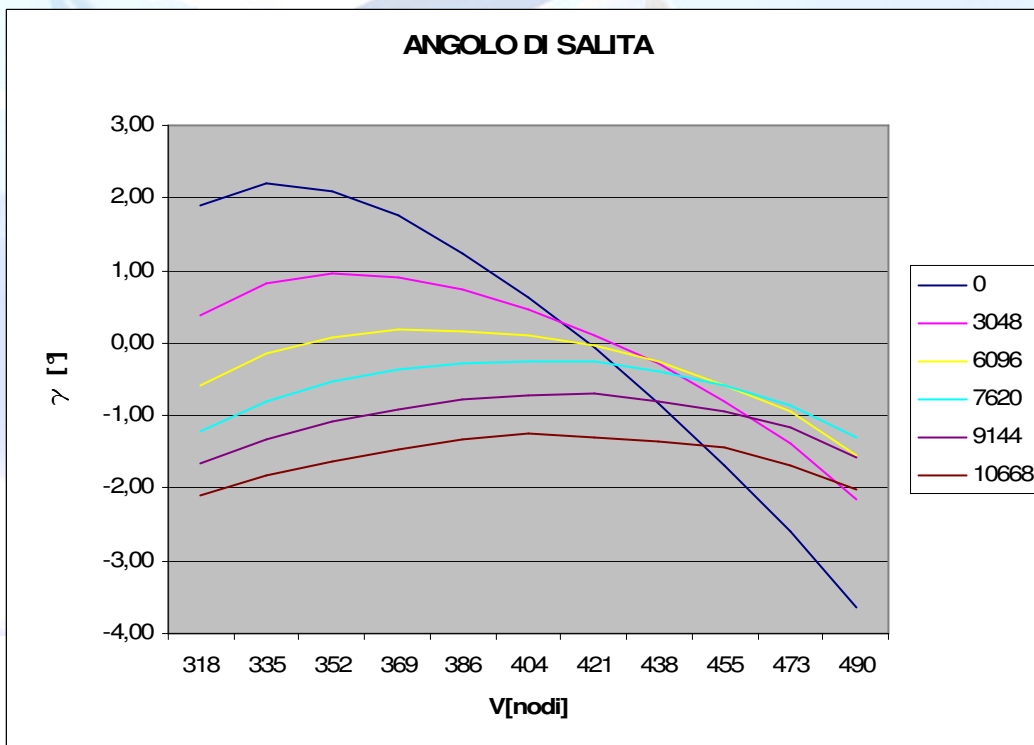
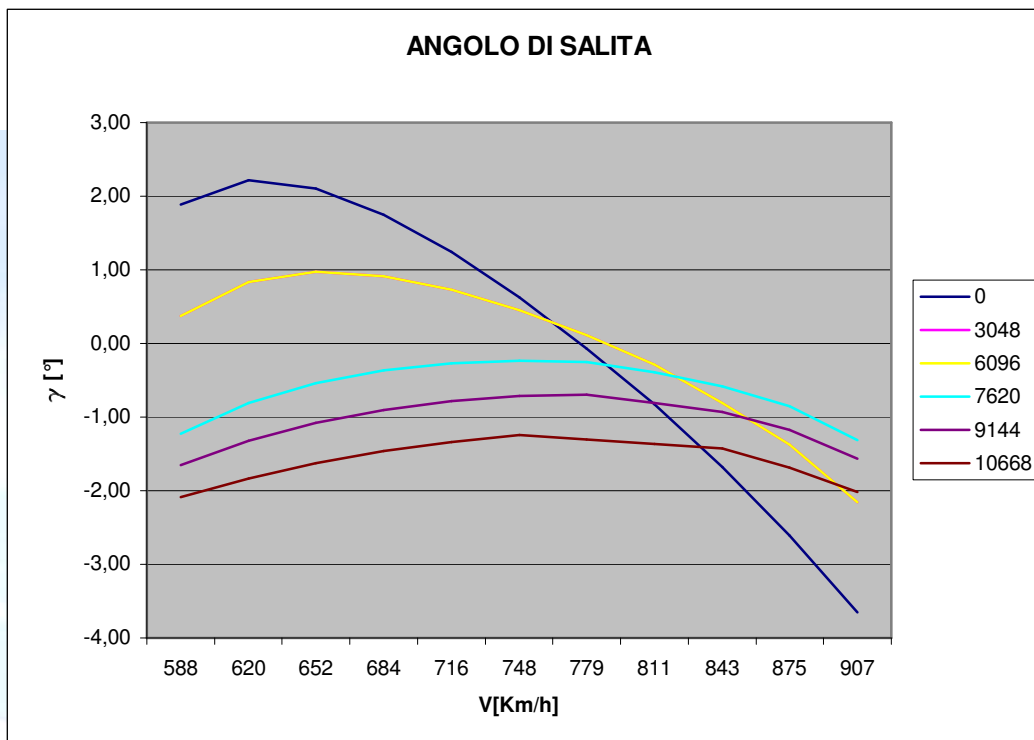
## RATEO DI SALITA





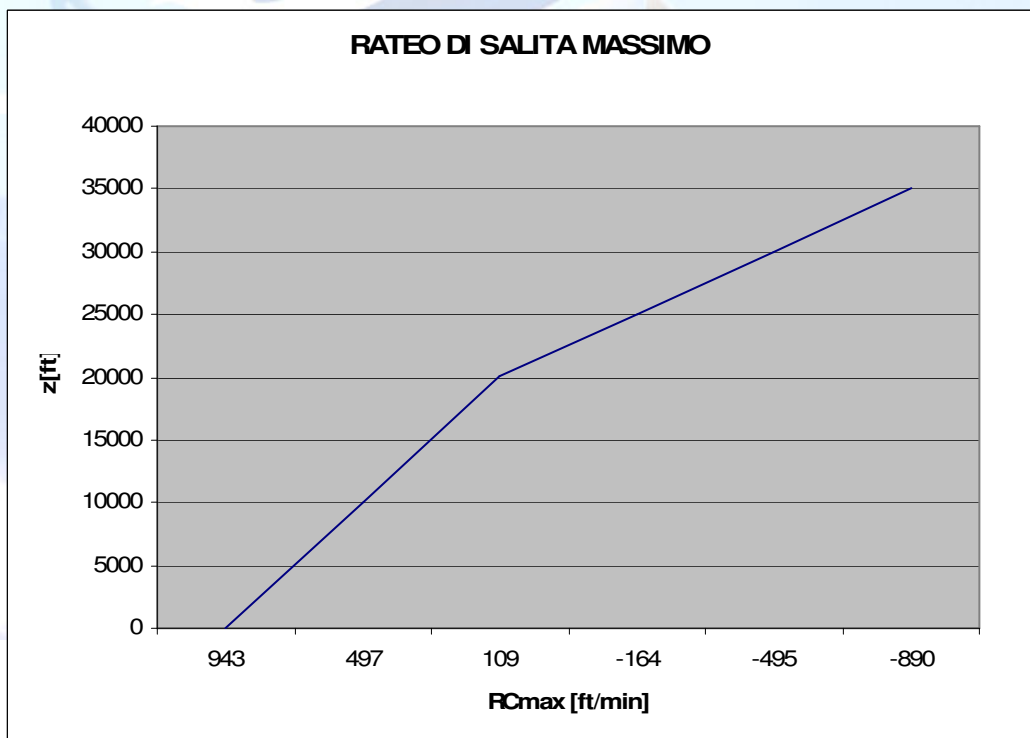
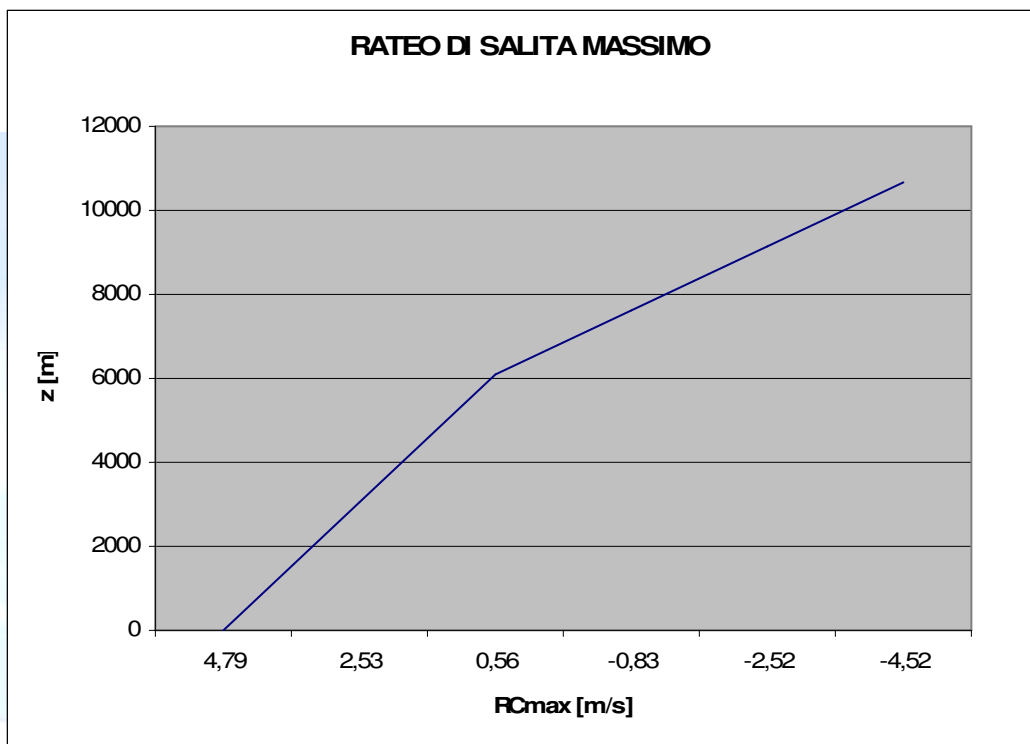


## ANGOLO DI SALITA



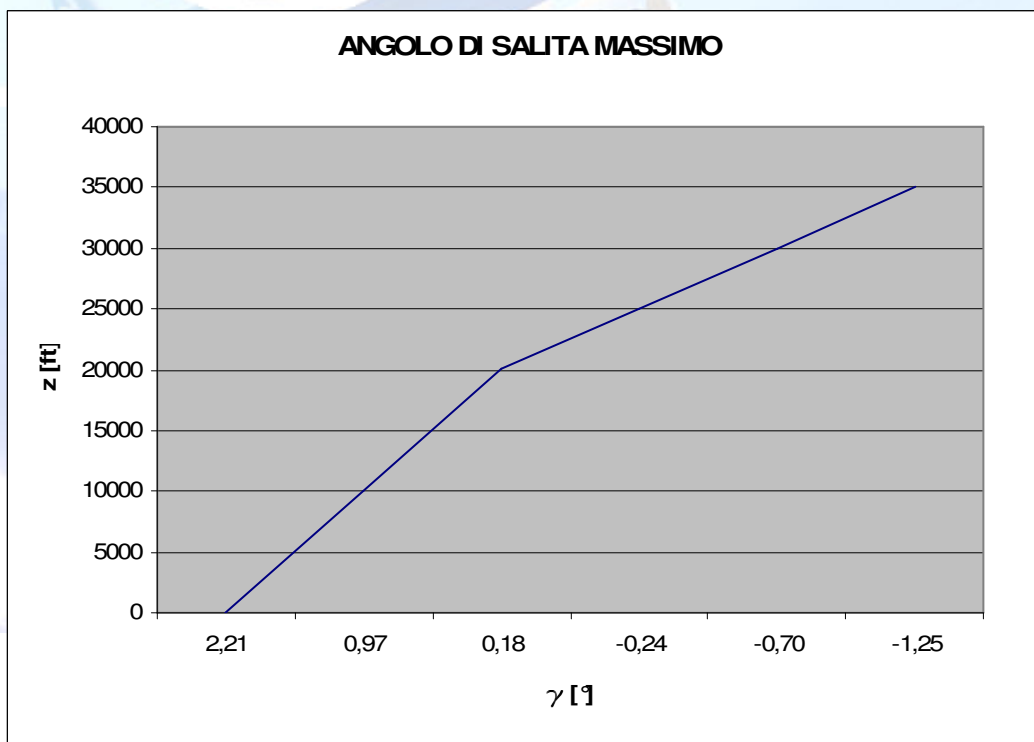
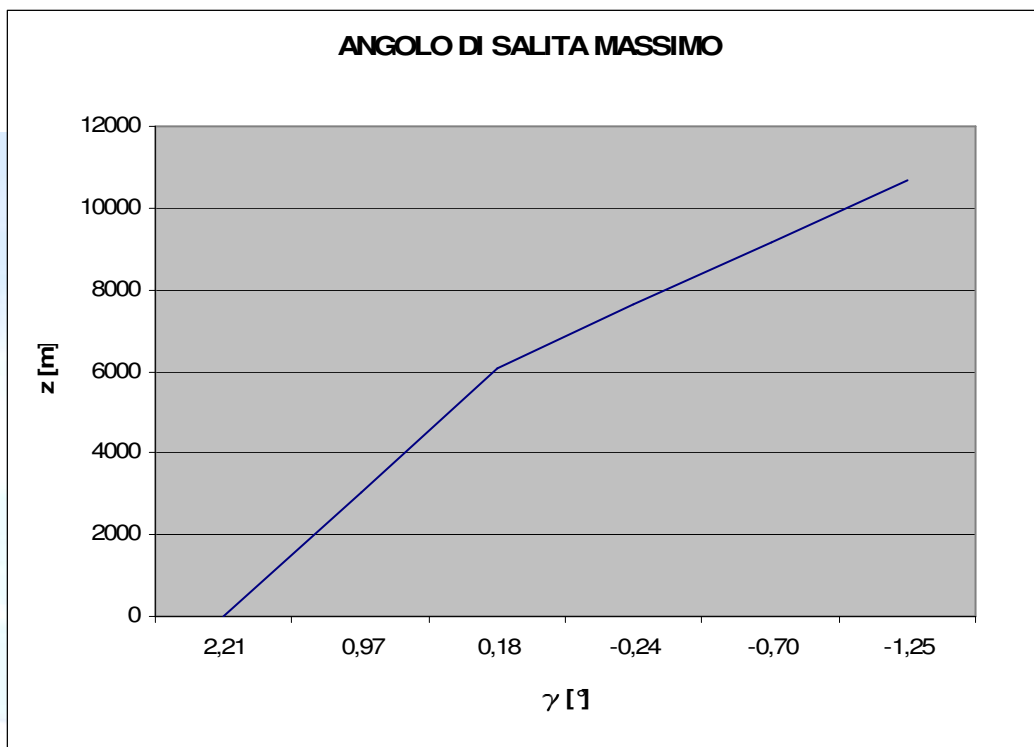


## RATEO DI SALITA MASSIMO



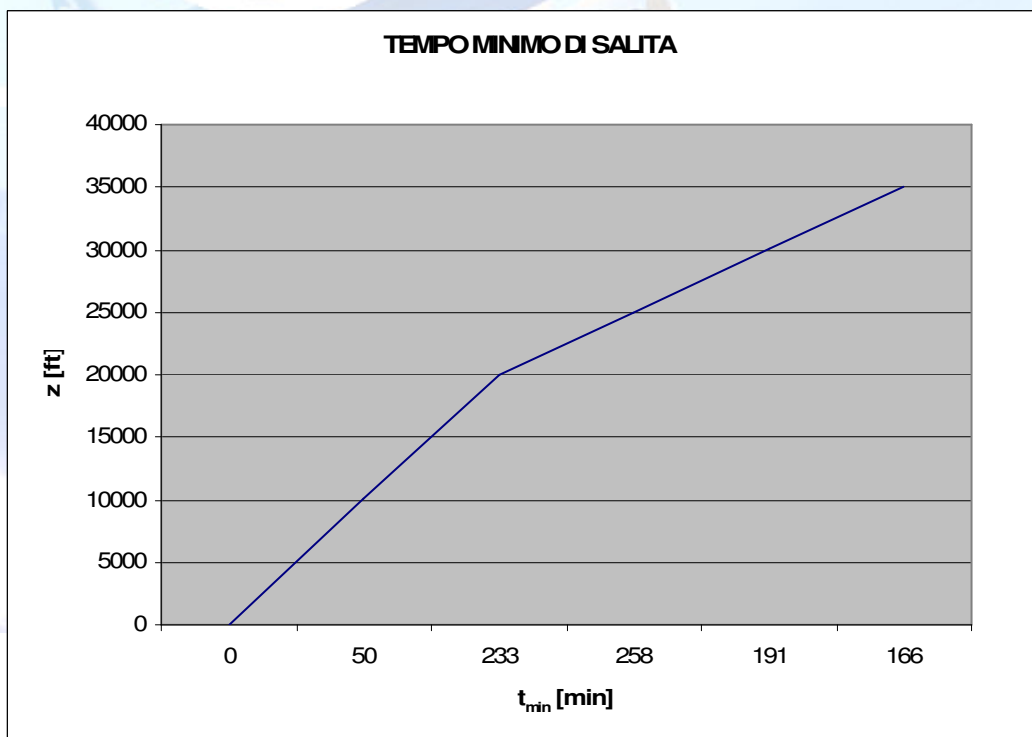
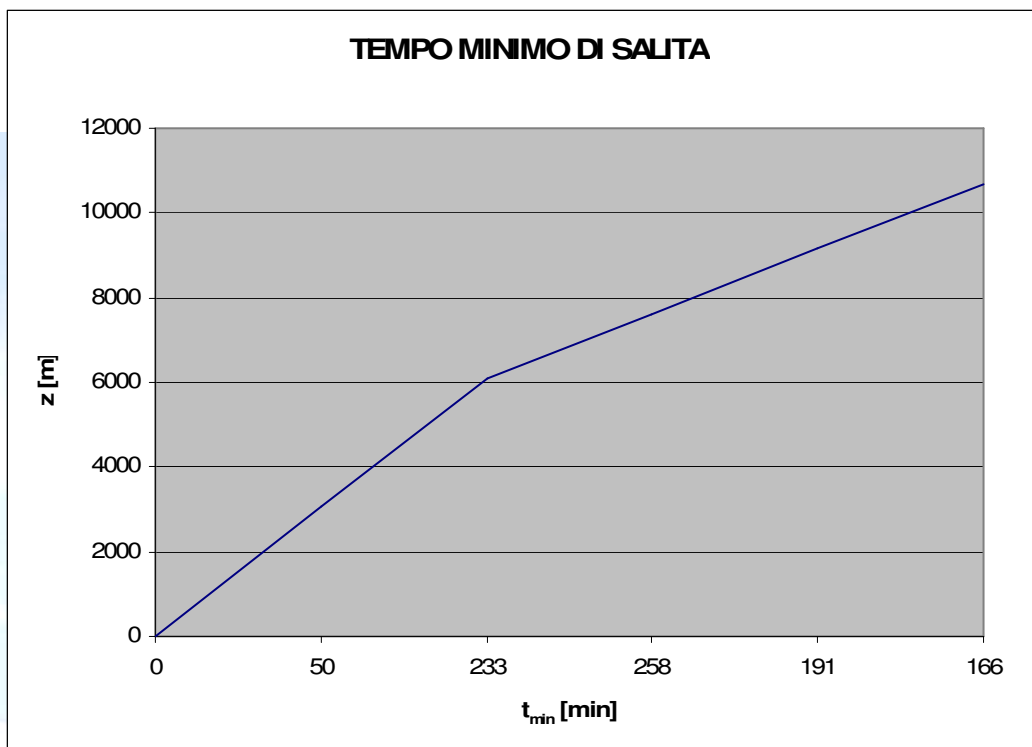


## ANGOLO DI SALITA MASSIMO





## TEMPO MINIMO DI SALITA





#### 8.4. Prestazioni economiche.

Le prestazioni economiche di un velivolo da trasporto si possono riassunte in un gruppo di diagrammi che andiamo di seguito a ricavare. Il primo, e sicuramente più importante di essi, è il diagramma *Payload-Range*. In questo diagramma viene riportato l'andamento del massimo carico pagante, in chilogrammi, in funzione della distanza chilometrica massima percorribile. L'andamento del grafico si ricava attraverso l'applicazione della formula di Breguet considerando i dati riportati nella Tabella 2, e che in parte sono già stati ricavati in seno al Capitolo 2 con l'applicazione del *Fuel Fraction Method*.

Dati	
Velocità di crociera $V$ [km/h]	<b>1041</b>
Efficienza aerodinamica $E$	<b>16</b>
Consumo specifico [kg / (kg·h)]	<b>0.50</b>
Peso a vuoto operativo OEW	<b>106000</b>
Peso carico pagante	<b>21455</b>
Peso max carburante (full tank)	<b>100600</b>
Peso riserva di carburante RFW	<b>1150</b>
Peso max al decollo MTOW	<b>230500</b>

Tabella 2 : Dati per la determinazione del diagramma *Payload-Range*.

Effettuando un'analisi dei risultati riportati alla pagina seguente si possono fare le seguenti osservazioni:



- una autonomia compresa tra 0 e 13.000 chilometri consente un carico pagante pari al suo valore massimo, con un peso al decollo crescente in funzione della distanza in virtù dell'aumento del carburante portato a bordo;

- una autonomia compresa tra 13.000 e 17.500 chilometri richiede una riduzione del carico pagante, a vantaggio di una maggiore quantità di carburante (fino al riempimento dei serbatoi), via via crescente con la distanza da percorrere e tale da tenere il peso al decollo al di sotto del tetto massimo di 230.500 chilogrammi;
- una autonomia compresa tra 17.500 e 18.000 chilometri circa richiede, per contenere il peso al decollo, una ulteriore riduzione del carico pagante fino al suo azzeramento.

Una volta ricavato il diagramma del *Payload-Range* è possibile ricavare il diagramma della produzione di trasporto, quello della velocità di percorrenza (*block speed*) e quello della produttività di trasporto. Questi diagrammi sono espressi tutti in funzione della autonomia di distanza. Le formule adoperate per i calcoli sono mostrate qui di seguito:

Carico pagante:  $W_p$

Autonomia:  $R$



Velocità di crociera:  $V_{cr}$

Tempo che tiene conto delle operazioni di decollo e atterraggio nonché della minore velocità di volo per le fasi non di crociera:  $\Delta t$  (3h).

Tempo di percorrenza (block time):  $E_B = \frac{R}{V_{cr}} + \Delta t$

Velocità di percorrenza (block speed):  $E_B = \frac{R}{V_{cr}} + \Delta t$

Produzione di trasporto:  $P_R = W_P \cdot R$

Produttività di trasporto:  $P_R = W_P \cdot R$

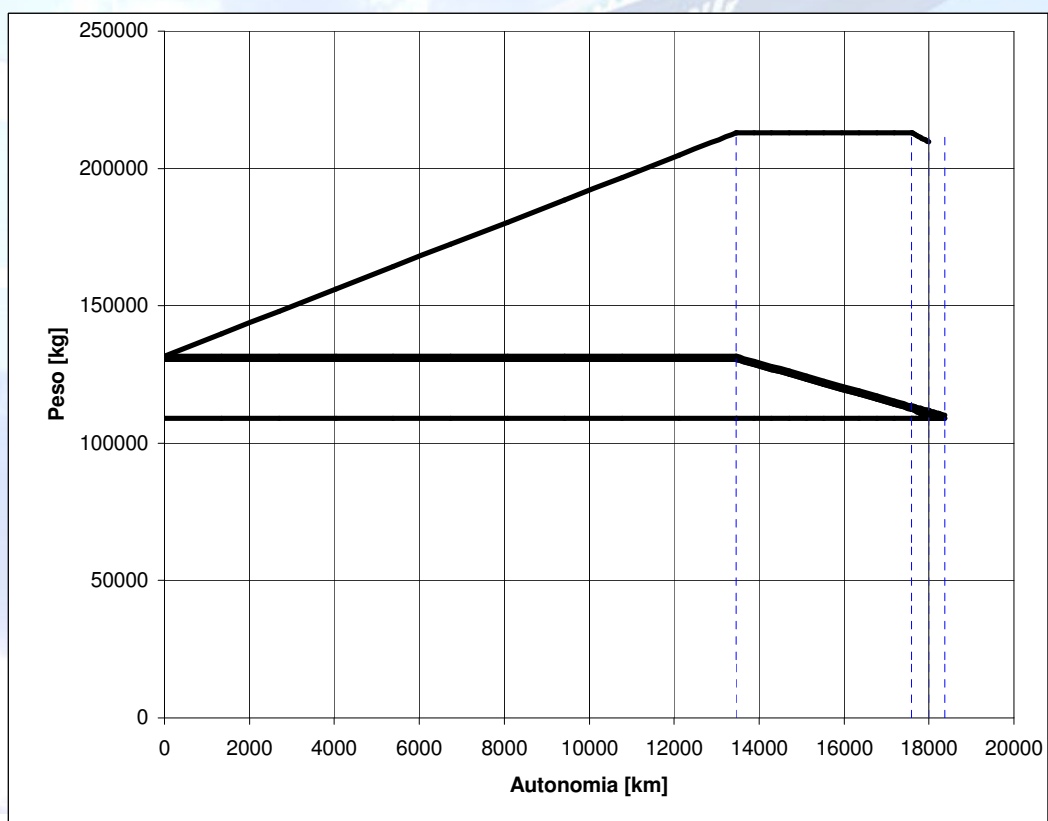


Fig. 2 : Diagramma del *breakdown* del peso.

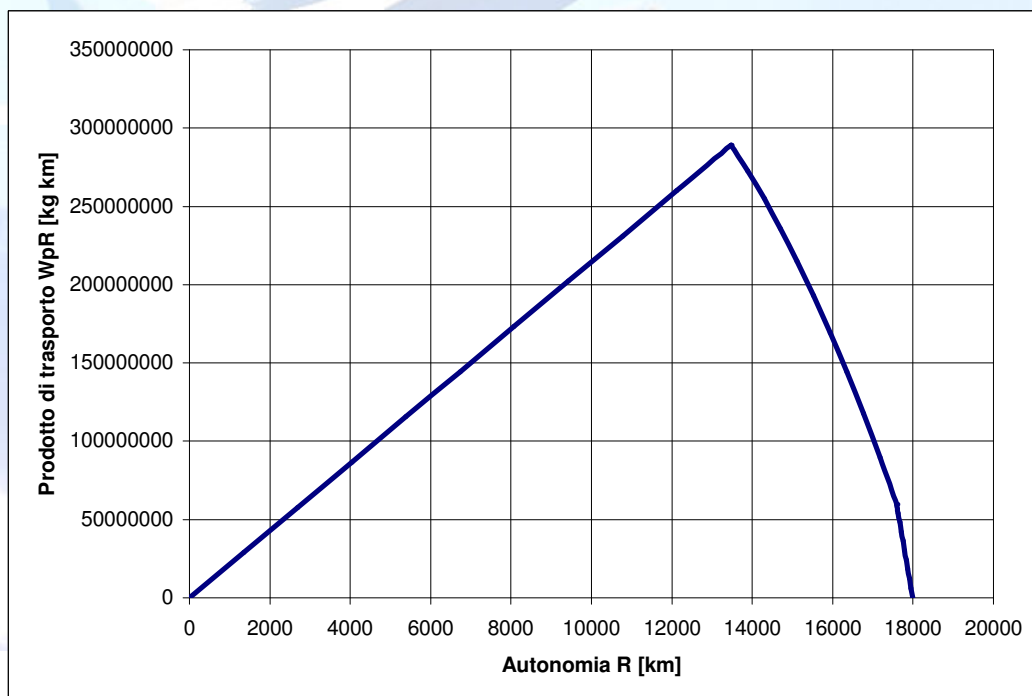
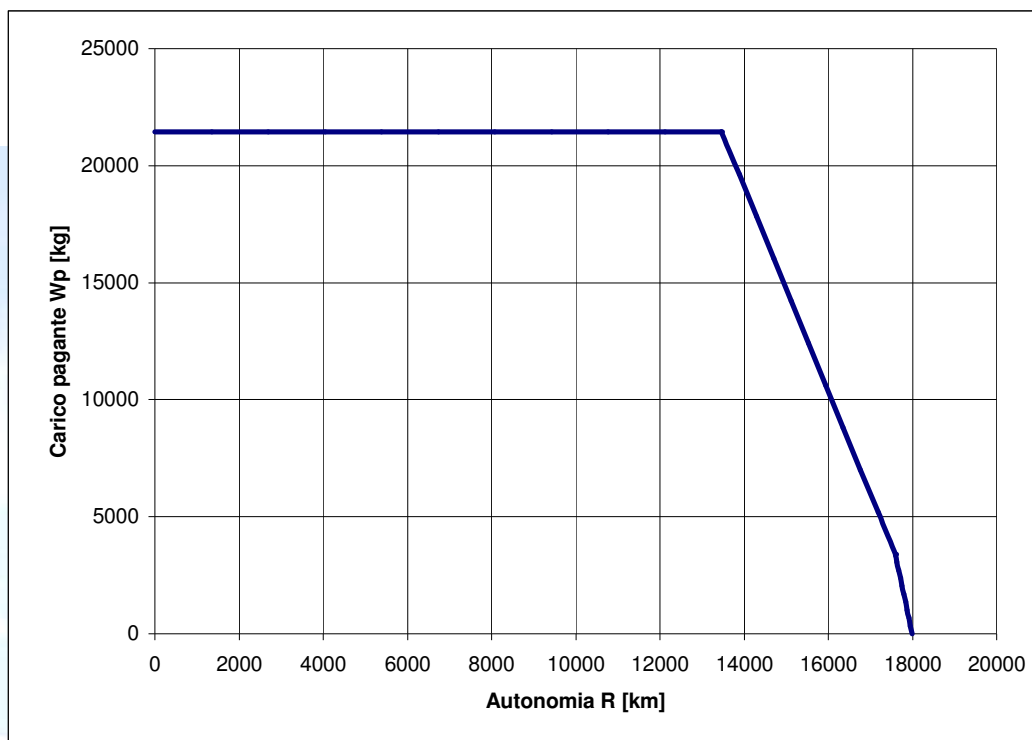


Fig. 3 : Diagrammi *Payload-Range* e della produzione di trasporto.



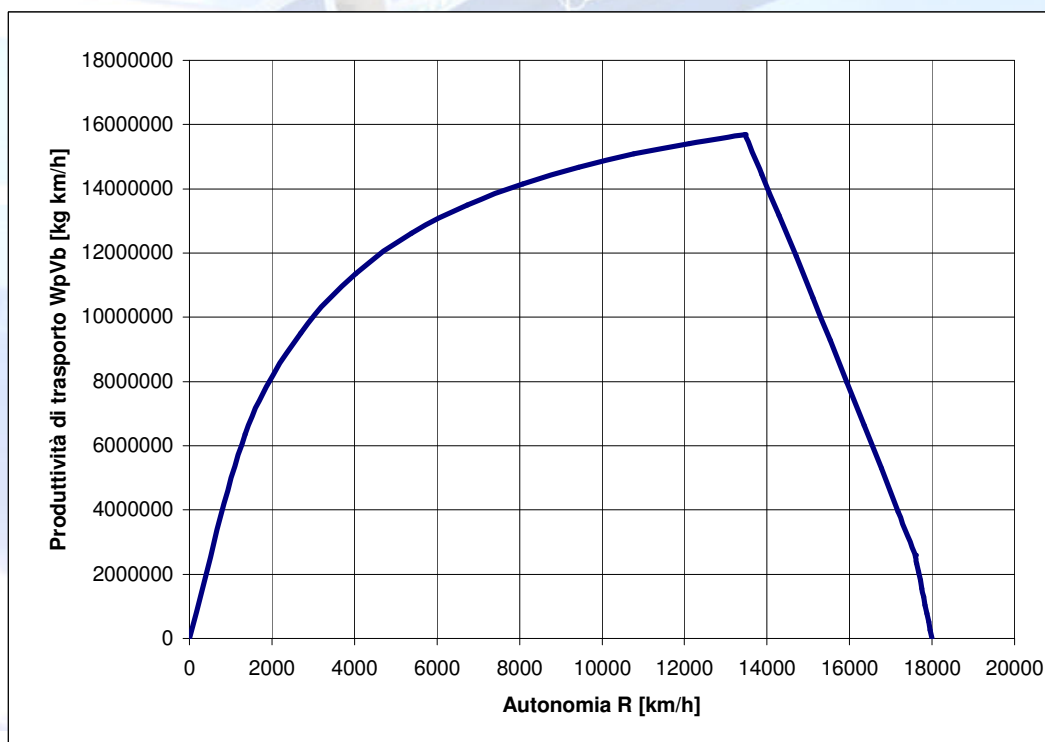
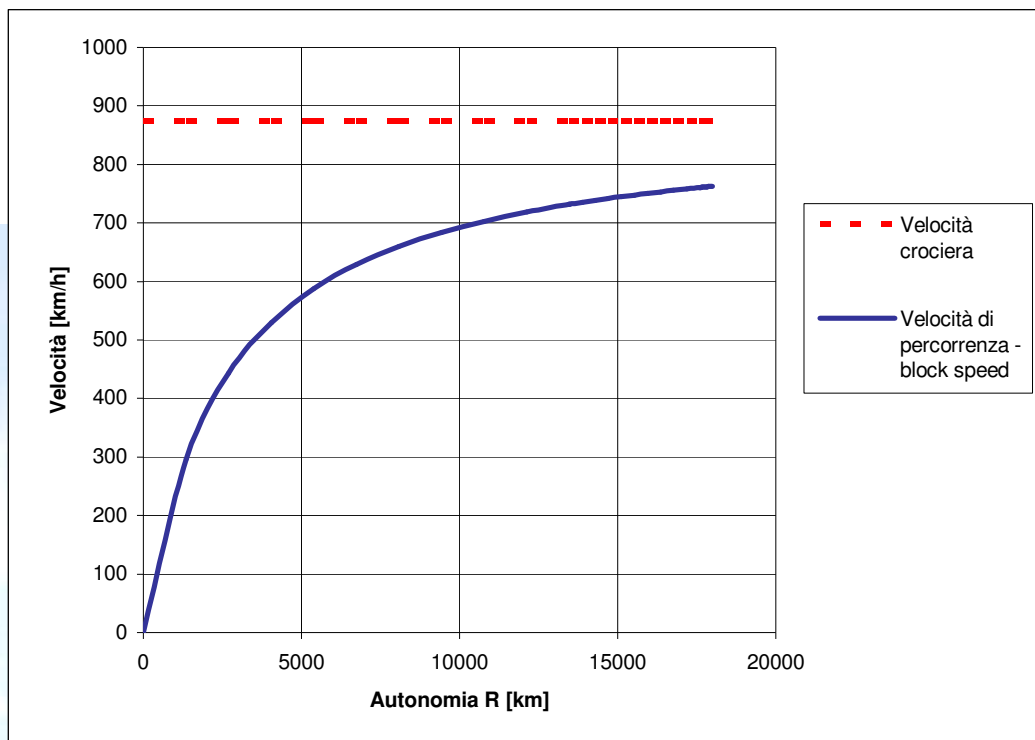


Fig. 4 : Diagrammi della velocità di percorrenza e della produttività di trasporto.

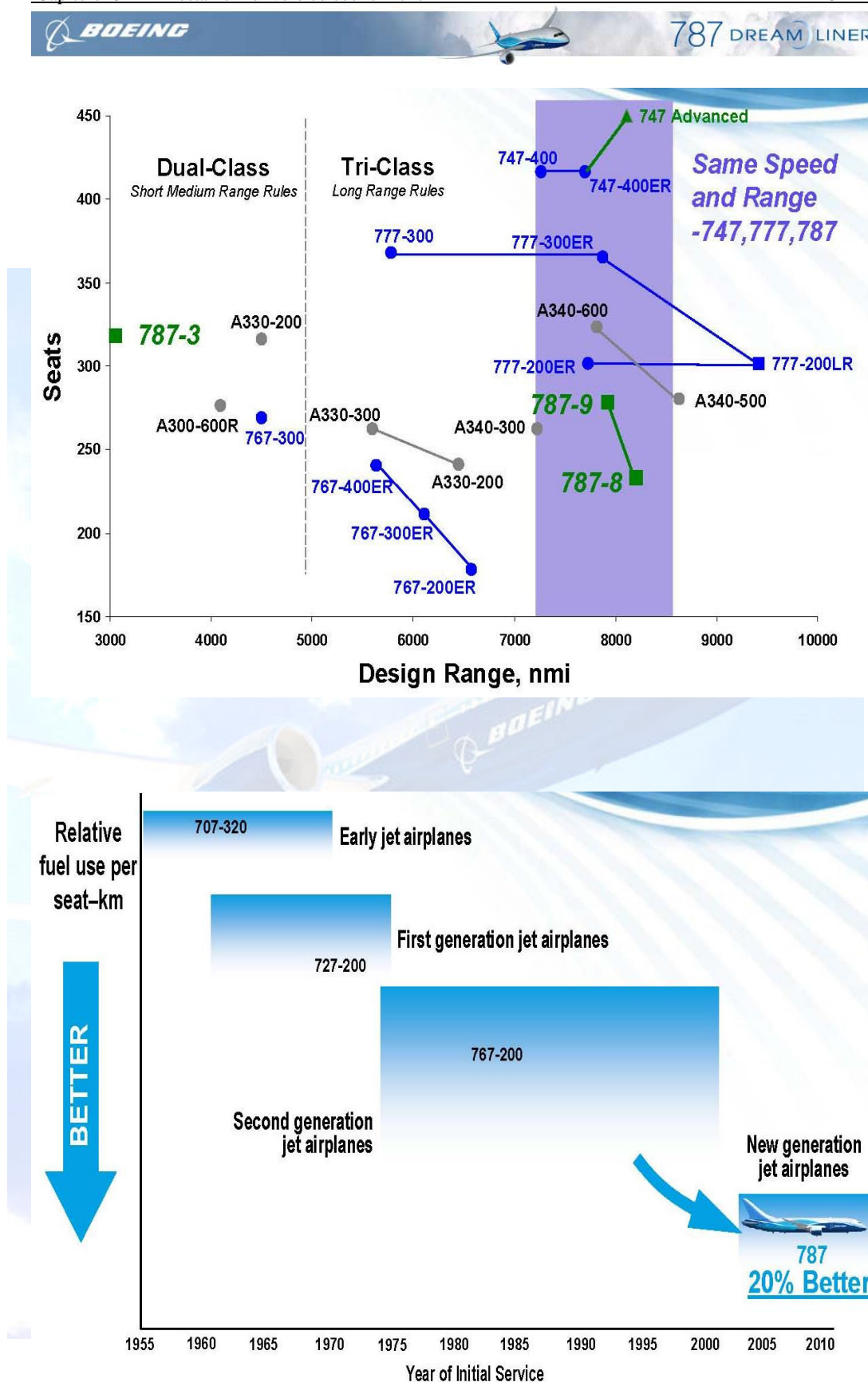


Fig. 5 : Confronto in termini di prestazioni del Boeing 787 con altri velivoli della sua categoria.

