

## Capitolo 4

### *DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO*

---

#### **4.1 - GENERALITA'.**

Il progetto di un velivolo si realizza nel rispetto di un certo numero di requisiti che coinvolgono differenti fasi di volo. Il prodotto deve essere in grado di garantire determinate prestazioni in termini di autonomia di percorso e/o di durata, velocità di stallo, lunghezza di decollo, lunghezza di atterraggio, manovrabilità, velocità di crociera o velocità massima, velocità di salita e tempo di salita ad una determinata quota. Tali caratteristiche dipendono da una serie di parametri progettuali importanti, quali la superficie alare, l'allungamento o l'apertura alare, la spinta o la potenza al decollo ed il coefficiente di portanza massimo nelle configurazioni pulita (ipersostentatori e carrello non estesi), di decollo e di atterraggio. La metodologia di calcolo, che viene ivi adottata per la determinazione delle variabili elencate, è di tipo semiempirico e consente l'individuazione di una gamma di possibili valori per il carico alare e per il rapporto tra la spinta al decollo ed il peso (o tra il peso e la potenza al decollo), nel rispetto contemporaneo di tutte le specifiche imposte.

Il programma DS06 si propone, attraverso un apposito modulo denominato *Sizing Requirements*, come strumento utile nello sviluppo della tecnica di calcolo volta a determinare i valori dei sopraccitati rapporti  $W/S$  e  $T/W$  (o  $W/P$ ).

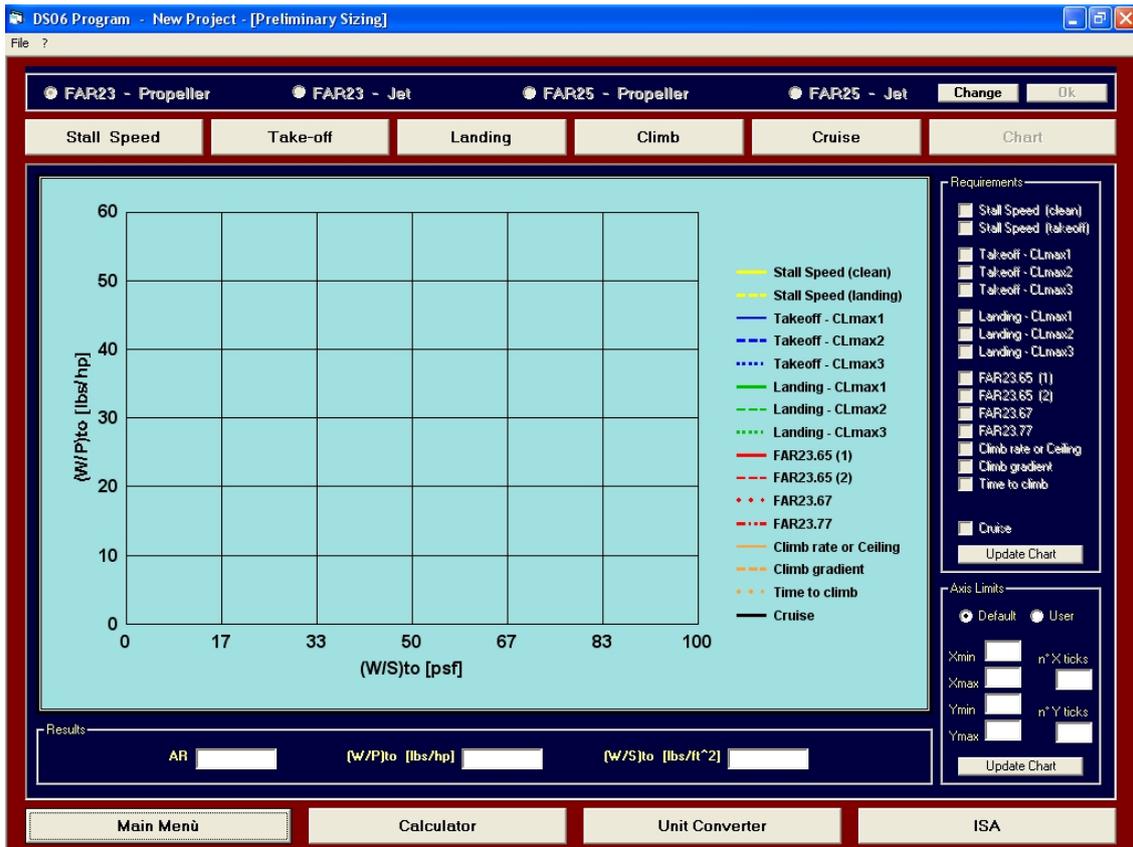


Figura 4.1 – Schermata del programma DS06: modulo per la determinazione del punto di progetto.

#### 4.2 - METODO PER LA DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO.

Il punto di progetto è il punto rappresentativo del velivolo in esame all'interno del diagramma che propone sull'asse verticale i valori del rapporto  $T/W$  (o il  $W/P$ ) e sull'asse orizzontale i valori del carico alare  $W/S$ . Esso non può essere determinato in modo univoco bensì può essere scelto dal progettista all'interno di un campo di valori circoscritto dalle curve rappresentative delle prestazioni desiderate. Ognuno dei requisiti impone delle limitazioni, le quali si rivelano essere più o meno incisive sulla scelta finale del punto di progetto a seconda dei valori assegnati a determinate grandezze. I requisiti qui presi in considerazione e trattati dettagliatamente nel seguito del paragrafo sono:

1. la velocità di stallo;
2. la lunghezza di decollo;
3. la lunghezza di atterraggio;
4. le prestazioni di salita;
5. la velocità di crociera o la velocità massima;

#### 4.2.1 - Dimensionamento in base ai requisiti di velocità di stallo.

Alcune specifiche di missione richiedono che la velocità di stallo del velivolo non superi determinati valori minimi. In particolare, i velivoli che sono soggetti alla certificazione FAR23 non possono avere una velocità di stallo superiore ai 61 nodi, a meno che non siano soddisfatti determinati criteri sulla velocità di salita, mentre i velivoli soggetti alla normativa FAR25 non risultano essere limitati in tal senso.

Il progettista può scegliere di rispettare le eventuali limitazioni con o senza l'impiego degli ipersostentatori ovvero con differenti valori del coefficiente di portanza massimo. A parità di quota e di velocità di stallo, differenti valori del coefficiente di portanza massimo comportano limitazioni diverse per la determinazione del punto di progetto. Esse si presentano come delle rette verticali che si spostano sulla parte destra del grafico al crescere del valore del  $C_{L_{max}}$ , come risulta evidente dalla relazione seguente.

$$\left(\frac{W}{T}\right)_{TO} = V_s^2 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot C_{L_{max-L}} \quad (4.1)$$

Valori crescenti di velocità di stallo, a parità di quota e  $C_{L_{max}}$ , comportano rette verticali che si spostano sulla destra al crescere della velocità; infine, quote crescenti, a parità di velocità di stallo e di  $C_{L_{max}}$ , comportano rette che si spostano verso valori inferiori del carico alare.

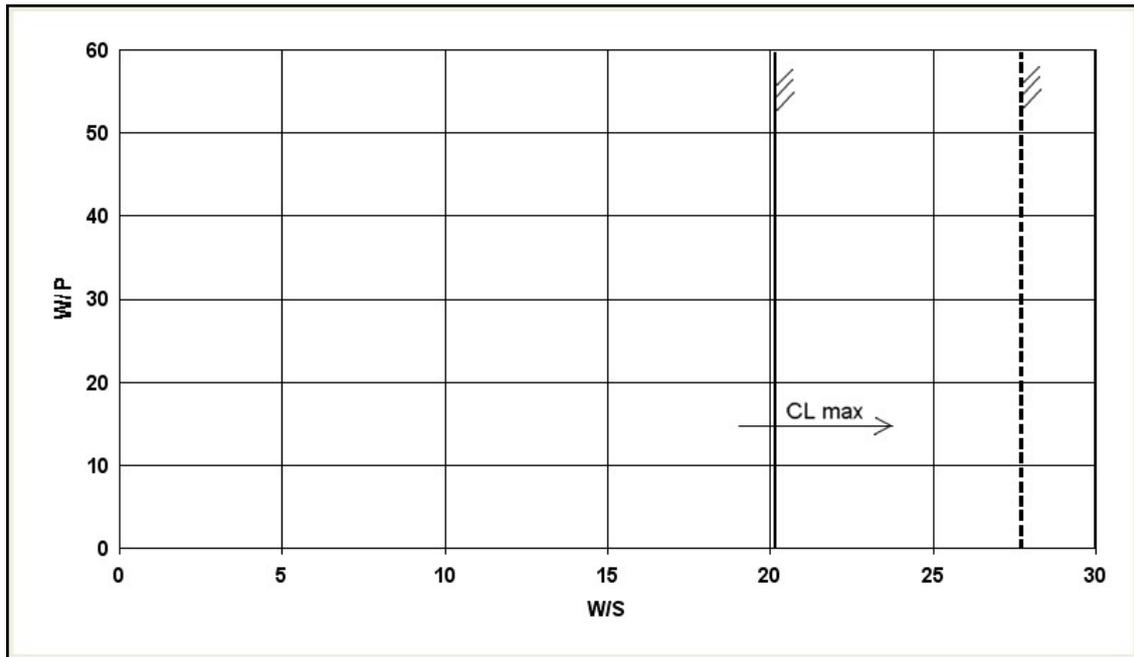


Figura 4. 2 – Limitazioni imposte dai requisiti di salita: le due rette si riferiscono alla stessa quota ed alla stessa velocità di stallo ma a differenti valori del coefficiente di portanza massimo.

#### 4.2.2 - Dimensionamento in base ai requisiti di decollo.

Le specifiche di decollo sono in genere assegnate in termini di lunghezza di decollo complessiva o di corsa al suolo nel caso dei velivoli certificati secondo la normativa FAR23, ed in termini di lunghezza di campo, nel caso dei velivoli certificati secondo la normativa FAR25. Nella ipotesi che la spinta fornita dall'impianto propulsivo sia simmetrica rispetto al piano di mezzeria del velivolo nonché diretta parallelamente al suolo, l'equilibrio delle forze agenti longitudinalmente sul velivolo può essere espresso per mezzo della seguente relazione.

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = T - D - \mu_r \cdot (W - L) \quad (4.2)$$

In essa la forza inerziale che si trova al primo membro è equilibrata dalla somma algebrica della spinta disponibile  $T$ , della resistenza aerodinamica  $D$  e della forza di

attrito data dal prodotto del coefficiente di attrito volvente  $\mu_r$  per la differenza tra il peso del velivolo  $W$  e la portanza  $L$  su di esso agente. A partire dalla (4.2) è possibile pervenire ad una relazione<sup>1</sup> che esprime in maniera chiara e sintetica la dipendenza della corsa di rullaggio al decollo da una serie di parametri fondamentali, quali il carico alare  $W/S$ , il rapporto tra spinta disponibile e peso  $T/W$  (o eventualmente del rapporto tra il peso e la potenza disponibile  $W/P$ ), la quota attraverso il rapporto delle densità atmosferiche  $\sigma$ , il valore massimo del coefficiente di portanza in configurazione di decollo  $C_{L_{\max TO}}$  ed il rapporto tra le velocità di distacco dal suolo  $V_{LOFF}$  e di stallo al decollo  $V_{STO}$ .

$$S_g = \frac{\left(\frac{V_{LOFF}}{V_{STO}}\right)^2 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)}{g \cdot \rho \cdot C_{L_{\max TO}} \cdot \left[\frac{T}{W}\right]_{V=0.7V_{LOFF}}} \quad (4.3)$$

Essa è valida nelle ipotesi secondo cui, durante la corsa di rullaggio,

1. l'assetto è costante
2. la forza netta agente longitudinalmente sul velivolo è costante
3. la spinta disponibile è di gran lunga superiore alla forza frenante complessiva data dalla somma della resistenza aerodinamica e della forza di attrito.

Nel caso dei velivoli certificati secondo la normativa FAR23 esiste una relazione di tipo statistico (il cui andamento grafico è riportato nella figura 4.5) che lega la corsa al suolo (esprese in piedi) alle stesse grandezze  $T/W$  (o  $W/P$ ),  $W/S$ ,  $C_{L_{\max TO}}$  e  $\sigma$  che compaiono nella (4.3), attraverso un parametro di decollo che viene indicato con il simbolo  $TOP_{23}$ .

$$S_{TO \text{ Ground}} = 4.9 \cdot TOP_{23} + 0.009 \cdot TOP_{23}^2 \quad (4.4)$$

<sup>1</sup> Il procedimento analitico che consente di pervenire ad essa è descritto in dettaglio nel riferimento [3].

Inoltre, la corsa di rullaggio è relazionata alla distanza di decollo complessiva per mezzo di un'altra legge di carattere semiempirico.

$$S_{TO} = 1.66 \cdot S_{TO \text{ Ground}} \quad (4.5)$$

In virtù di quanto mostrato dalla relazione (4.3), la quantità  $TOP_{23}$  è definita come

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma \cdot C_{L \max - TO}} \quad (4.6)$$

onde legare la corsa al suolo alle caratteristiche del velivolo che maggiormente influiscono sulle prestazioni di decollo. In questo modo, la relazione (4.4) è in grado di fornire una stima preliminare su base statistica della quantità che compare al primo membro, a partire da quelle che sono le peculiarità del velivolo esaminato. O, viceversa, assegnato il valore della corsa al suolo o della lunghezza di decollo complessiva e determinato il valore di  $TOP_{23}$ , stabilisce un legame tra il carico alare ed il rapporto  $(T/W)_{TO}$  o  $(W/P)_{TO}$  a seconda che si tratti di un velivolo propulso ad elica o a getto. Nel secondo caso, si rende necessario far comparire nella (4.6) il rapporto  $(T/W)_{TO}$  al posto di  $(W/P)_{TO}$ : questa conversione può essere realizzata assegnando in ingresso il valore della quantità  $(T/P)_{TO}$ .

Similmente, nel caso dei velivoli certificati secondo la normativa FAR25 esiste una relazione di tipo statistico (il cui andamento grafico è riportato nella figura 4.6) che lega la lunghezza di campo  $S_{TO \text{ Field Length}}$  (esprese in piedi) alle stesse grandezze  $T/W$  (o

$W/P$ ),  $W/S$ ,  $C_{L_{\max TO}}$  e  $\sigma$  che compaiono nella (4.3), attraverso un parametro di decollo che viene indicato con il simbolo  $TOP_{25}$ .

$$S_{TO \text{ FieldLength}} = 37.5 \cdot TOP_{25} \quad (4.7)$$

Tale parametro viene definito come

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma \cdot C_{L_{\max - TO}} \cdot \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}} \quad (4.8)$$

onde legare la lunghezza di campo alle caratteristiche del velivolo che maggiormente influiscono sulle prestazioni di decollo. In questo modo, la relazione (4.7) è in grado di fornire una stima preliminare su base statistica della quantità che compare al primo membro, a partire da quelle che sono le peculiarità del velivolo esaminato. O, viceversa, assegnato il valore della lunghezza di campo e determinato il valore di  $TOP_{25}$ , stabilisce un legame tra il carico alare ed il rapporto  $(T/W)_{TO}$  o  $(W/P)_{TO}$  a seconda che si tratti di un velivolo propulso ad elica o a getto. Nel primo caso, si rende necessario far comparire nella (4.8) il rapporto  $(W/P)_{TO}$  al posto di  $(T/W)_{TO}$ : questa conversione può essere realizzata assegnando in ingresso il valore della quantità  $(T/P)_{TO}$ .

In entrambi i casi dei velivoli soggetti alla normativa FAR23 ed alla normativa FAR25, è possibile notare come un incremento del carico alare o della quota comportano un aumento della distanza di decollo, mentre un incremento del coefficiente di portanza massimo al decollo o della spinta (o potenza) al decollo provocano una riduzione della stessa. Ai fini della scelta del punto di progetto, sia nel caso dei velivoli propulsi ad elica che nel caso di quelli dotati di motore a getto, valori crescenti del  $C_{L_{\max TO}}$  producono curve meno restrittive, mentre distanze di decollo meno ampie producono l'effetto contrario.

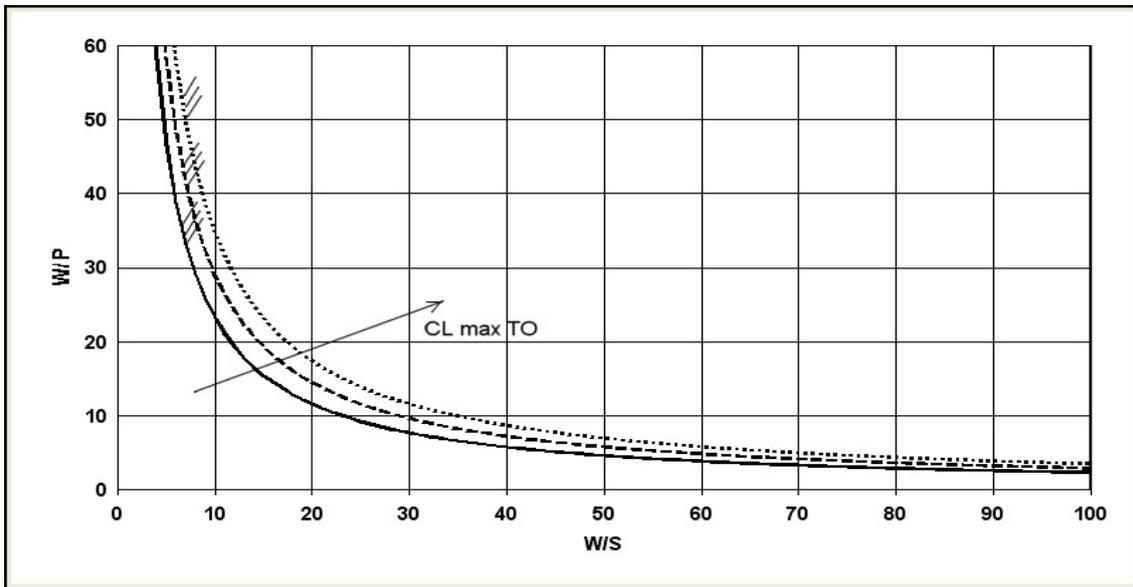


Figura 4.3 - Limitazioni imposte dai requisiti di lunghezza di decollo nel caso di un velivolo ad elica.

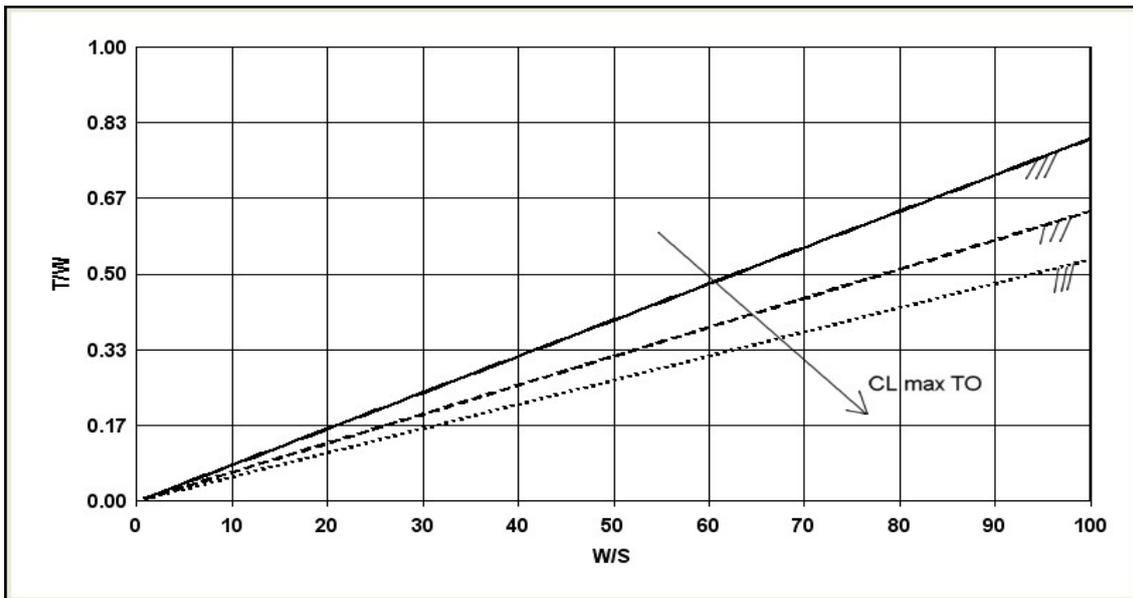


Figura 4.4 - Limitazioni imposte dai requisiti di lunghezza di decollo nel caso di un velivolo a getto.

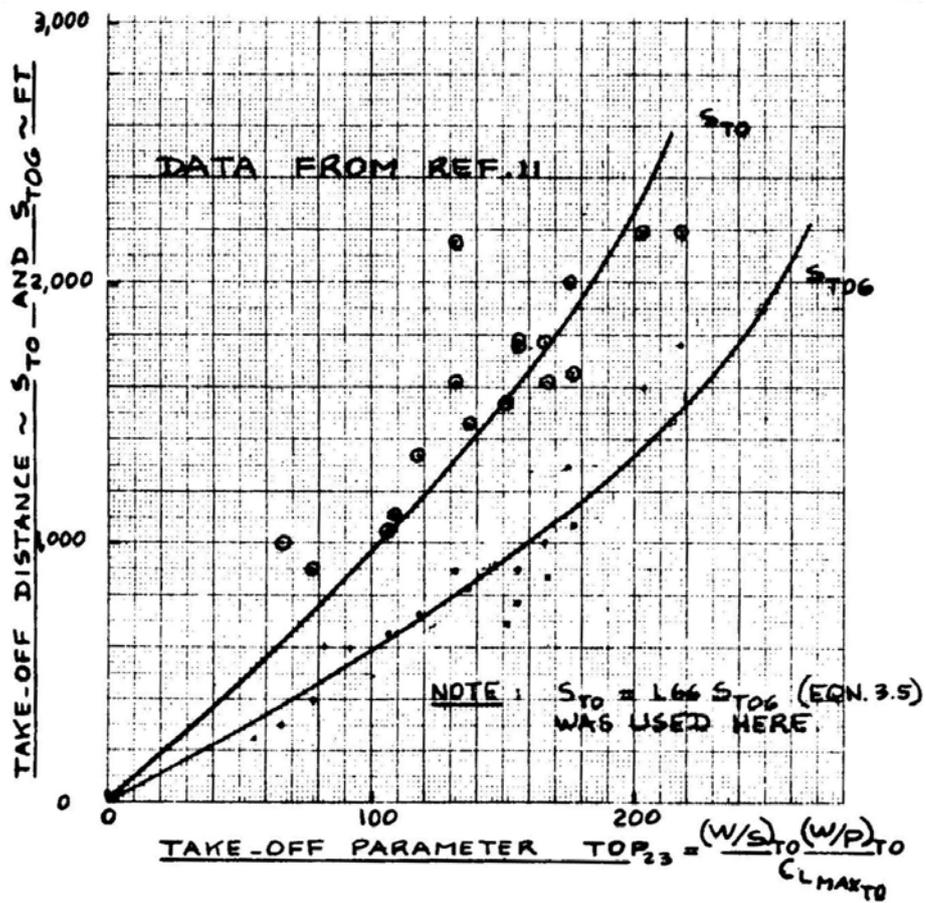
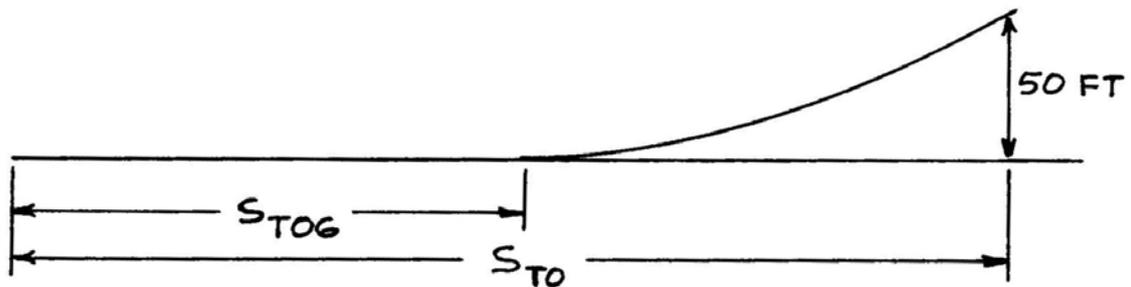


Figura 4.5 – Diagramma della relazione semiempirica che lega la distanza di decollo al carico alare ed al rapporto peso potenza per i velivoli certificati FAR23. [15]

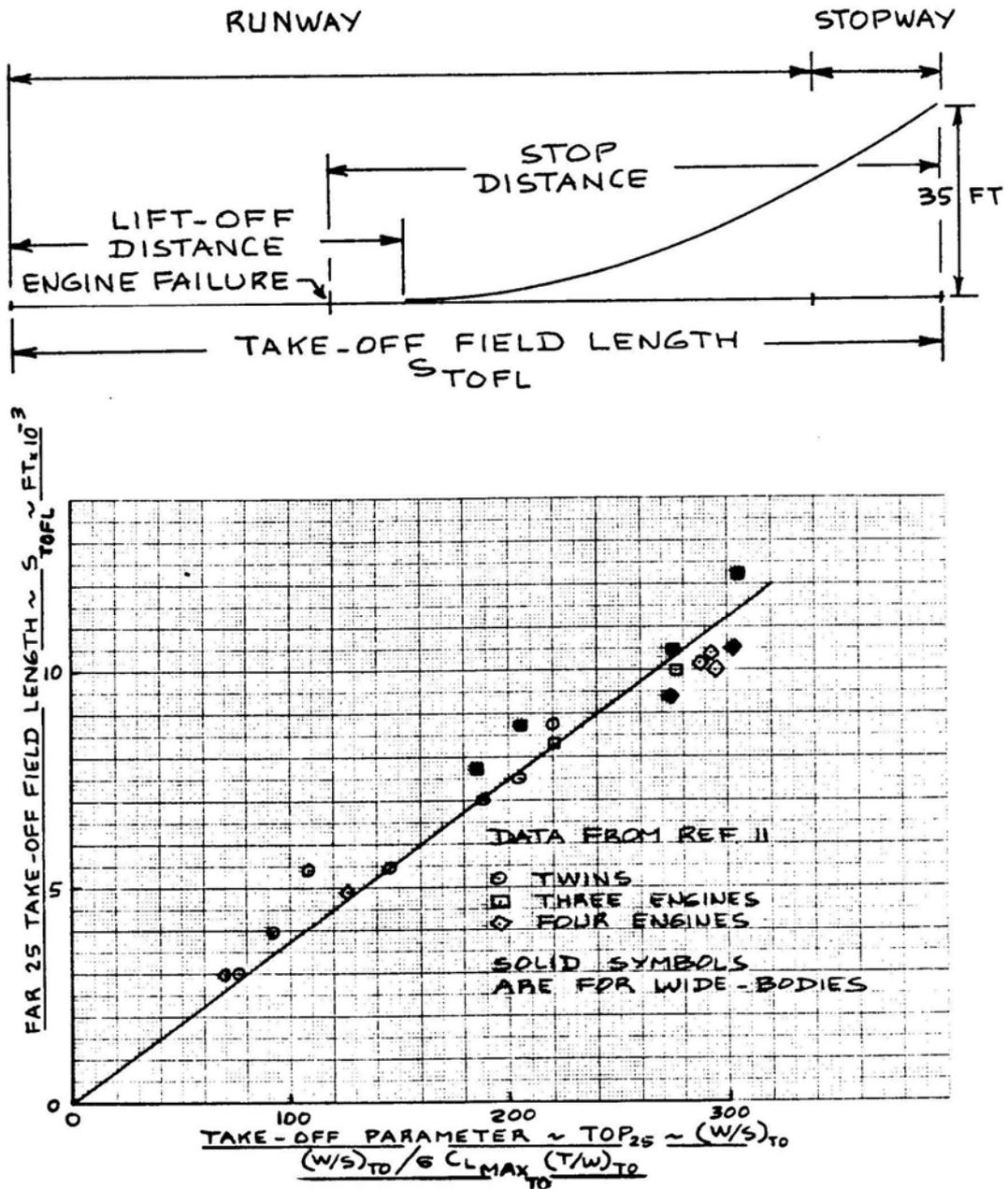


Figura 4. 6 - Diagramma della relazione semiempirica che lega la distanza di decollo al carico alare ed al rapporto spinta peso per i velivoli certificati FAR25. [15]

#### 4.2.3 - Dimensionamento in base ai requisiti di atterraggio.

Le specifiche di atterraggio sono in genere assegnate in termini di lunghezza di atterraggio complessiva o di corsa al suolo, nel caso dei velivoli certificati secondo la normativa FAR23, ed in termini di lunghezza di campo, nel caso dei velivoli certificati secondo la normativa FAR25. Nella ipotesi che la spinta fornita dall'impianto propulsivo sia simmetrica rispetto al piano di mezzeria del velivolo nonché diretta parallelamente al suolo, l'equilibrio delle forze agenti longitudinalmente sul velivolo può essere espresso per mezzo della seguente relazione.

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = -T_{reverse} - D - \mu_r \cdot (W - L) \quad (4.9)$$

In essa la forza inerziale che si trova al primo membro è equilibrata dalla somma algebrica della spinta inversa eventualmente disponibile  $T_{reverse}$ , della resistenza aerodinamica  $D$  e della forza di attrito data dal prodotto del coefficiente di attrito volvente  $\mu_r$  per la differenza tra il peso del velivolo  $W$  e la portanza  $L$  su di esso agente. A partire dalla (4.9) è possibile pervenire ad una relazione<sup>2</sup> che esprime in maniera chiara e sintetica la dipendenza della corsa di rullaggio all'atterraggio da un parametro fondamentale, quale la velocità di stallo del velivolo in configurazione di atterraggio  $V_{SL}$  (in essa, in realtà, compare la velocità di *touchdown*  $V_{TD}$  che può essere considerata proporzionale alla  $V_{SL}$  mediante un fattore  $k_{TD}$ )

$$S_g = \frac{W \cdot k_{TD}^2 \cdot V_{SL}^2}{2 \cdot g} \cdot \left[ \frac{1}{T_{reverse} + D + \mu_r \cdot (W - L)} \right]_{V=0.7V_{TD}} \quad (4.10)$$

Essa è valida nelle ipotesi secondo cui, durante la corsa di rullaggio,

1. l'assetto è costante
2. la forza netta agente longitudinalmente sul velivolo è costante

<sup>2</sup> Il procedimento analitico che consente di pervenire ad essa è descritto in dettaglio nel riferimento [3].

In questo senso, risulta giustificata l'esistenza di relazioni statistiche che legano rispettivamente la corsa al suolo e la lunghezza di campo alla velocità di stallo tipica del velivolo nella configurazione di atterraggio. In particolare, nel caso dei velivoli certificati secondo la normativa FAR23, la legge (il cui andamento grafico è riportato nella figura 4.8) che lega direttamente la corsa al suolo (espresso in piedi) alla  $V_{SL}$  è la seguente.

$$S_{L \text{ Ground}} = 0.265 \cdot V_{SL}^2 \quad (4.11)$$

Inoltre, la corsa di rullaggio è relazionata alla distanza di atterraggio complessiva per mezzo di un'altra legge di carattere semiempirico.

$$S_L = 0.5136 \cdot S_{L \text{ Ground}} \quad (4.12)$$

Nel caso dei velivoli certificati con la normativa FAR25, la relazione di tipo statistico (il cui andamento grafico è riportato nella figura 4.9) che lega direttamente la lunghezza di campo (espresso in piedi) alla  $V_{SL}$  è la seguente..

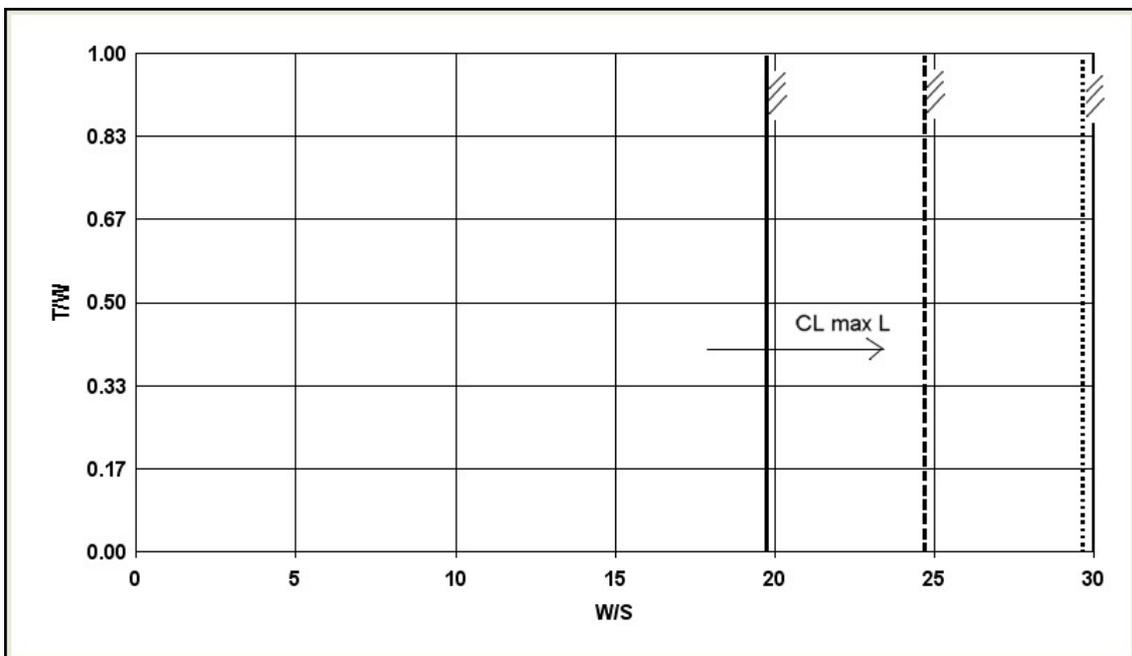
$$S_{L \text{ Field Length}} = 0.507 \cdot V_{SL}^2 \quad (4.13)$$

In entrambe le relazioni (4.11) e (4.13) le velocità sono espresse in nodi e le lunghezze in piedi. In entrambi i casi dei velivoli soggetti alla normativa FAR23 ed alla normativa FAR25, una volta assegnata la corsa al suolo o la lunghezza di campo rispettivamente, è possibile risalire ad una valutazione della velocità di stallo in configurazione di atterraggio su base statistica. La  $V_{SL}$  è a sua volta legata al carico alare in atterraggio, alla quota ed al valore massimo del coefficiente di portanza nella relativa configurazione attraverso l'equazione di equilibrio alla traslazione normale.

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_L}{\rho \cdot S \cdot C_{L \max L}}} \quad (4.14)$$

Assegnando, pertanto, il rapporto tra i pesi del velivolo all'atterraggio ed al decollo, è possibile pervenire alla equazione rappresentativa della nuova limitazione, imposta al campo di scelta del punto di progetto, nel piano  $(T/W)_{TO} - (W/S)_{TO}$  o nel piano  $(W/P)_{TO} - (W/S)_{TO}$  a seconda che si tratti di un velivolo propulso da un motore ad elica o a getto. Si osserva, inoltre, che la definizione della lunghezza di atterraggio costituisce sostanzialmente una modalità indiretta di assegnazione di una condizione aggiuntiva rispetto alla velocità di stallo, per la quale ancora una volta le caratteristiche propulsive non esercitano una influenza significativa.

Sia nel caso dei velivoli propulsi ad elica che nel caso di quelli propulsi a getto, le curve rappresentative delle condizioni imposte dai requisiti di atterraggio si presentano come delle rette verticali, che si spostano verso destra al crescere del valore massimo del coefficiente di portanza in configurazione di atterraggio. Come nel caso dei requisiti di velocità di stallo, anche questa volta le condizioni diventano meno restrittive al crescere del  $C_{L_{max L}}$ . Inoltre, un aumento della distanza di atterraggio, a parità dei valori assunti dagli altri parametri, propone un rilassamento del campo utile per la scelta del punto di progetto.



**Figura 4. 7 - Limitazioni imposte dai requisiti di lunghezza di atterraggio nel caso di un velivolo a getto: le tre curve si riferiscono alla stessa quota ed alla stessa distanza di atterraggio ma differenti valori del massimo coefficiente di portanza in configurazione di atterraggio.**

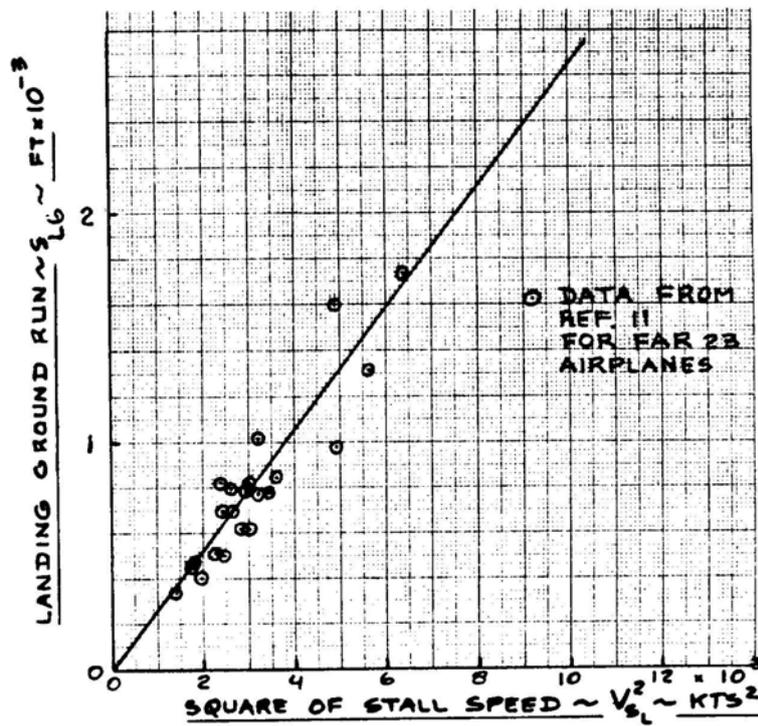
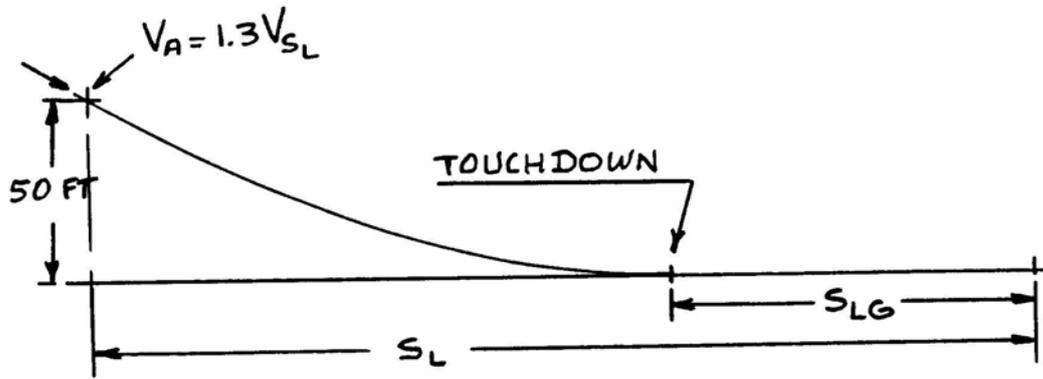


Figura 4. 8 - Diagramma della relazione semiempirica che lega la distanza di atterraggio alla velocità di stallo in configurazione di atterraggio per i velivoli certificati FAR23. [15]

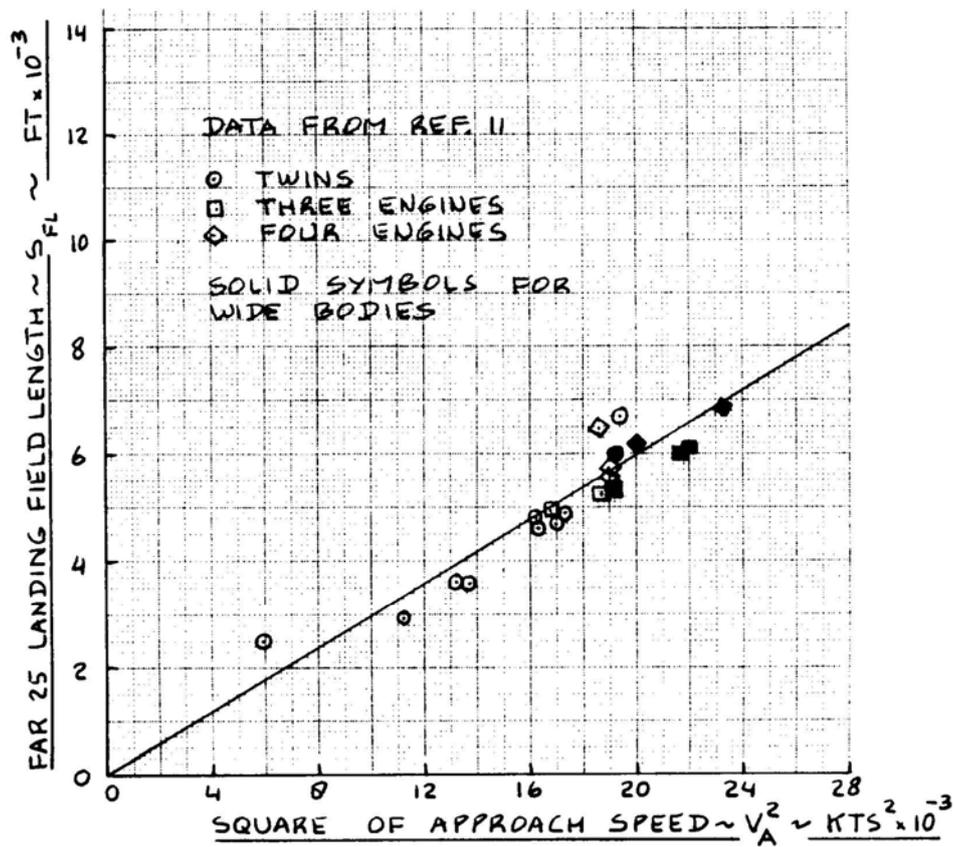
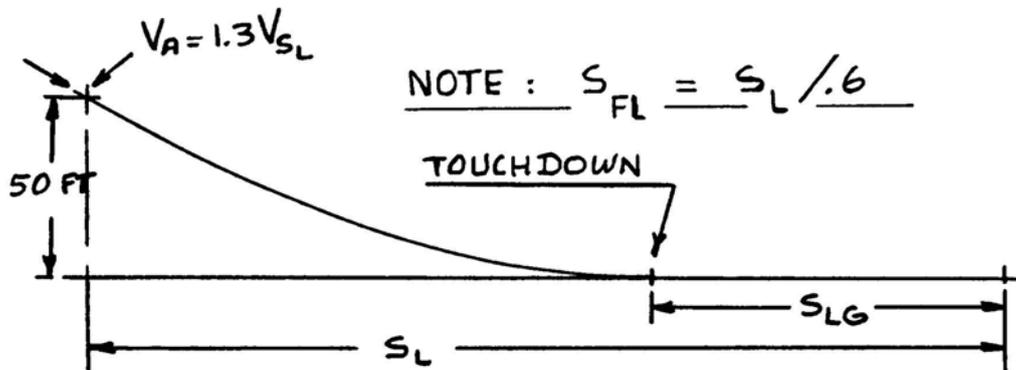


Figura 4.9 - Diagramma della relazione semiempirica che lega la distanza di atterraggio alla velocità di stallo in configurazione di atterraggio per i velivoli certificati FAR25. [15]

#### 4.2.4 - Dimensionamento in base ai requisiti di salita.

Il dimensionamento in funzione delle caratteristiche di salita necessita della determinazione preliminare delle polari aerodinamiche in varie configurazioni di volo. Allo stato attuale della analisi di dimensionamento preliminare, l'assenza di dati relativi al comportamento aerodinamico del velivolo impedisce una definizione precisa e realistica delle curve polari aerodinamiche necessarie allo scopo. Si rende quindi opportuno il ricorso al modello analitico basato sulla equazione seguente.

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (4.15)$$

Una prima valutazione dei parametri che compaiono nella equazione (4.15), per le differenti configurazioni di volo, può essere effettuata a partire dalla conoscenza di informazioni relative a velivoli che appartengano alla stessa categoria di quello esaminato e quindi attraverso una metodologia di tipo semiempirico.

Il coefficiente di resistenza parassita in configurazione pulita  $C_{D0}$  può essere valutato come il rapporto tra l'area parassita  $f$  e la superficie alare di riferimento  $S$ .

$$C_{D0} = \frac{f}{S} \quad (4.16)$$

L'area parassita è legata al coefficiente di attrito  $C_f$ , all'area bagnata  $S_{wet}$  ed al peso massimo al decollo  $W_{TO}$  da una relazione statistica, i cui coefficienti variano a seconda della categoria di velivoli ed i cui diagrammi sono riportati nelle figure da 4.11 a 4.14 per gli aeroplani bimotori ad elica e da trasporto a getto. La superficie di riferimento  $S$  va ricavata assumendo un valore plausibile per il carico alare  $W_{TO}/S$  sulla base dei dati relativi a velivoli simili.

Un altro parametro progettuale importante che va definito è l'allungamento alare  $AR$ .

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4.17)$$



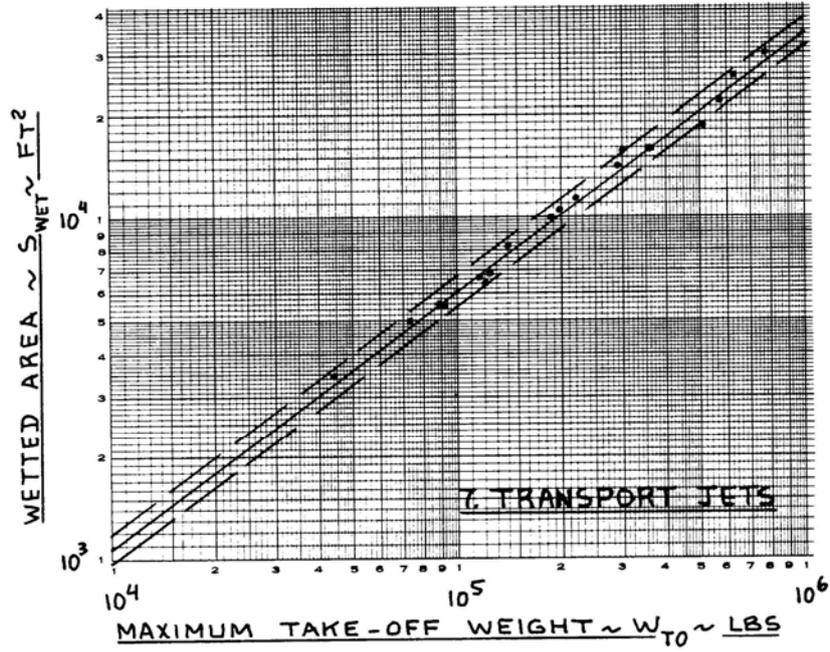


Figura 4. 12 - Diagramma della relazione statistica che lega l'area bagnata al peso massimo al decollo per velivoli da trasporto a getto. [15]

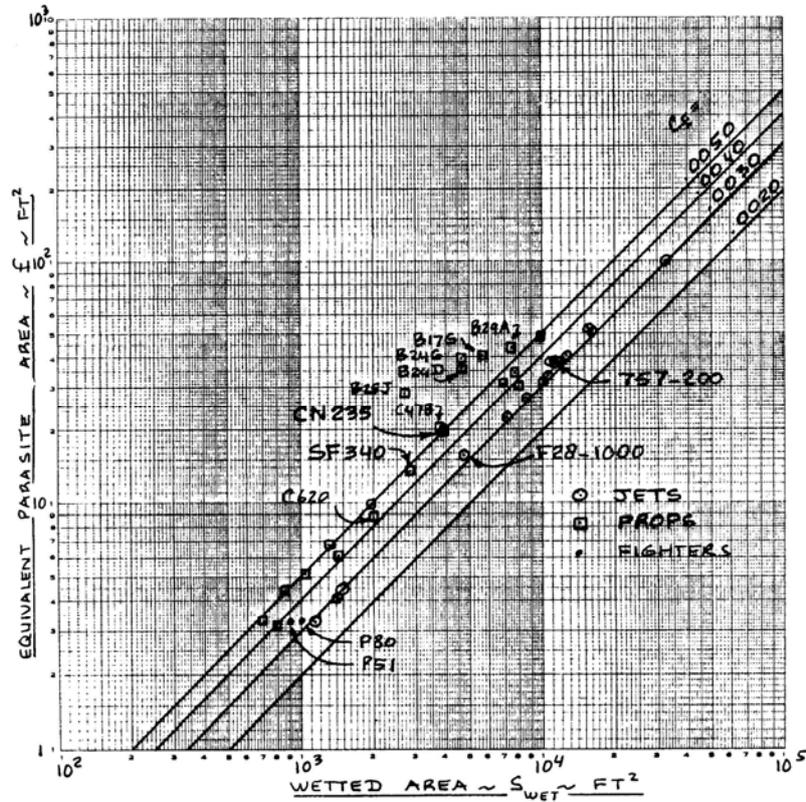


Figura 4. 13 - Diagramma della relazione statistica che lega l'area parassita all'area bagnata. [15]

Esso compare per la prima volta in questa fase del discorso di dimensionamento preliminare e va stimato sulla base di molteplici considerazioni. Valori crescenti dell'allungamento alare consentono una progressiva riduzione della resistenza aerodinamica indotta, provocando contemporaneamente un miglioramento generale delle prestazioni ma anche l'esigenza di un incremento del peso strutturale e quindi del peso a vuoto operativo del velivolo. A parità di peso massimo al decollo, pertanto, un incremento del valore di  $AR$  comporta inevitabilmente una riduzione del carico pagante o del carico di combustibile imbarcato e quindi della autonomia di distanza. Nel caso particolare di velivoli di notevoli dimensioni, la scelta dell'allungamento alare può essere dettata anche da esigenze di carattere commerciale, connesse alla compatibilità con la maggior parte delle strutture aeroportuali esistenti (il velivolo *Airbus A380* ne è un esempio).

I valori del fattore di Oswald  $e$  nelle configurazioni del velivolo pulita, di decollo e di atterraggio nonché i valori dell'incremento del coefficiente di resistenza parassita  $\Delta C_{D0}$  nelle configurazioni di decollo ed atterraggio vanno infine scelti nei rispettivi intervalli tipici della categoria a cui appartiene il velivolo esaminato.

Una volta determinate le curve polari aerodinamiche, è possibile procedere con la verifica dei requisiti di salita imposti sia dalla normativa che eventualmente dalla specifica di progetto.

Le prestazioni di salita richieste dalle normative FAR23 e FAR25 si concretizzano nei valori minimi accettabili del rateo di salita  $RC$  e del gradiente di salita  $CGR = RC/V = \sin \vartheta$  in determinate condizioni di volo.

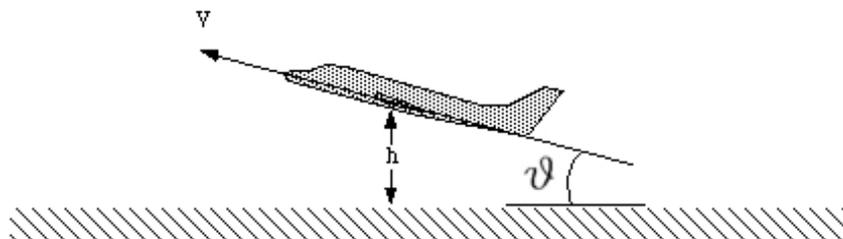


Figura 4. 14 – Schema di velivolo in fase di salita

Nel caso dei velivoli soggetti alla FAR23, si considerano le seguenti restrizioni:

1. FAR23.65 –  $RC \geq 300 \text{ fpm}$  nelle ipotesi di
  - a. AEO - tutti i motori sono operativi
  - b. carrello retratto
  - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
  - d. massima spinta o potenza continuata
  - e. quota al livello del mare
  
2. FAR23.65 -  $CGR \geq 1/12 \text{ rad}$  nelle ipotesi di
  - a. AEO - tutti i motori sono operativi
  - b. carrello retratto
  - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
  - d. massima spinta o potenza continuata
  - e. quota al livello del mare
  
3. FAR23.67 -  $RC \geq 0.027 \cdot V_s \text{ fpm}$  nelle ipotesi di
  - a. OEI – motore critico inoperativo
  - b. ipersostentatori nella posizione più favorevole
  - c. spinta o potenza massima al decollo sul motore operativo
  - d. quota 5000 ft
  
4. FAR23.77 -  $CGR \geq 1/30 \text{ rad}$  nelle ipotesi di
  - a. AEO - tutti i motori sono operativi
  - b. carrello estratto
  - c. ipersostentatori nella posizione di atterraggio
  - d. spinta o potenza massima al decollo
  - e. quota al livello del mare

Nel caso dei velivoli soggetti alla FAR25, si considerano le seguenti restrizioni:

1. FAR25.111 –  $CGR \geq 0.012$  rad per velivoli bimotori,  
 $CGR \geq 0.015$  rad per velivoli trimotori,  
 $CGR \geq 0.017$  rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
  - a. OEI – motore critico inoperativo
  - b. carrello retratto
  - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
  - d.  $V = 1.2 \cdot V_{STO}$
  - e. spinta o potenza massima al decollo
  - f. effetto suolo
  
2. FAR25.121 –  $CGR \geq 0.000$  rad per velivoli bimotori,  
 $CGR \geq 0.003$  rad per velivoli trimotori,  
 $CGR \geq 0.005$  rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
  - a. OEI – motore critico inoperativo
  - b. carrello estratto
  - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
  - d.  $V_{LOFF} < V < 1.2 \cdot V_{STO}$
  - e. spinta o potenza massima al decollo
  - f. effetto suolo
  
3. FAR25.121 –  $CGR \geq 0.024$  rad per velivoli bimotori,  
 $CGR \geq 0.027$  rad per velivoli trimotori,  
 $CGR \geq 0.030$  rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
  - a. OEI – motore critico inoperativo
  - b. carrello retratto
  - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
  - d.  $V = 1.2 \cdot V_{STO}$
  - e. spinta o potenza massima al decollo

4. FAR25.121 –  $CGR \geq 0.012$  rad per velivoli bimotori,  
 $CGR \geq 0.015$  rad per velivoli trimotori,  
 $CGR \geq 0.017$  rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
- OEI – motore critico inoperativo
  - carrello retratto
  - ipersostentatori retratti
  - $V = 1.25 \cdot V_S$
  - spinta o potenza massima continuativa
5. FAR25.119 –  $CGR \geq 0.032$  rad nelle ipotesi di
- AEO – tutti i motori sono operativi
  - carrello estratto
  - ipersostentatori nella posizione di atterraggio
  - $V = 1.3 \cdot V_{SL}$
  - peso massimo all'atterraggio
6. FAR25.121 –  $CGR \geq 0.021$  rad per velivoli bimotori,  
 $CGR \geq 0.024$  rad per velivoli trimotori,  
 $CGR \geq 0.027$  rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
- OEI – motore critico inoperativo
  - carrello estratto
  - ipersostentatori nella posizione di avvicinamento
  - $V = 1.5 \cdot V_A$
  - spinta o potenza massima al decollo
  - peso massimo all'atterraggio

Ratei di salita ed angoli di rampa crescenti a parità di quota e di ogni altra condizione forniscono condizioni più limitative per la scelta del punto di progetto sia nel caso dei velivoli propulsi ad elica che per i velivoli dotati di motori a getto.

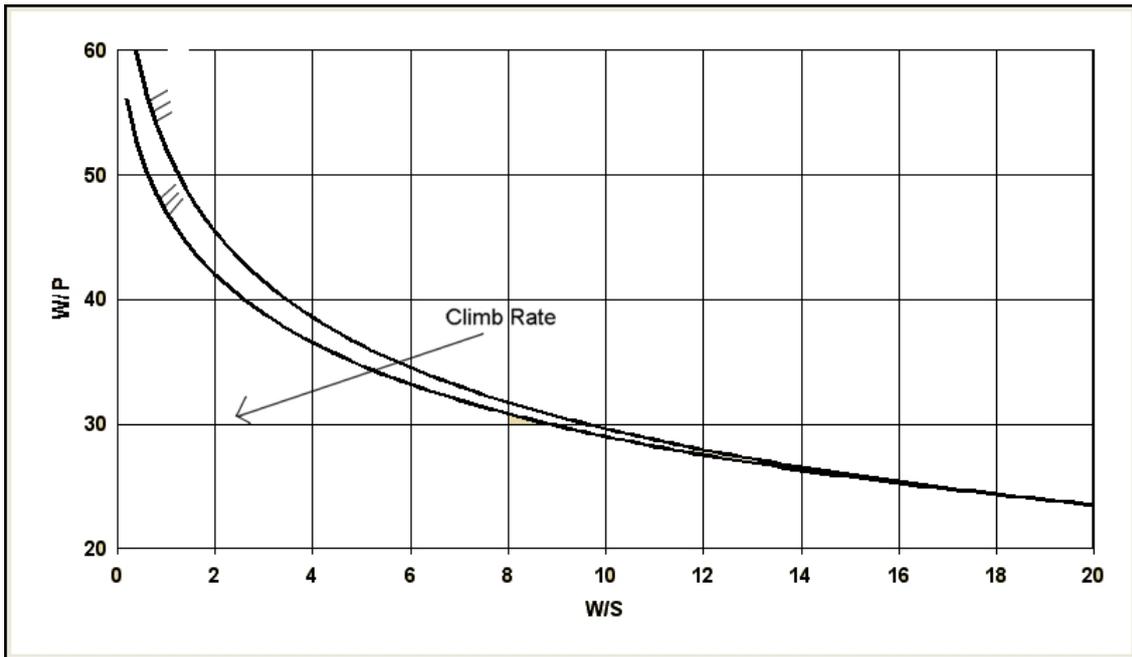


Figura 4. 15 – Limitazioni imposte dai requisiti di salita per un velivolo ad elica: le due curve si riferiscono a valori distinti del rateo di salita, a parità di tutte le altre condizioni.

#### 4.2.5 - Dimensionamento in base ai requisiti di crociera.

La specifica di progetto può fornire informazioni circa la velocità media di crociera o, talvolta, circa la velocità massima che si desidera ottenere per il nuovo velivolo. Nel primo caso, il dato è generalmente riferito ad una condizione di funzionamento dell'impianto propulsivo caratterizzato da un grado di ammissione compreso tra il 75% e l'80%; nel secondo caso, invece, si fa solitamente riferimento a condizioni di spinta o potenza massima continuativa.

Le equazioni di equilibrio per il volo livellato, nella ipotesi che la spinta fornita dall'impianto propulsivo sia simmetrica rispetto al piano di mezzeria del velivolo nonché diretta lungo l'asse longitudinale dello stesso, si esprimono nel modo seguente.

$$\begin{cases} W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \\ T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \end{cases} \quad (4.18)$$

Il coefficiente di resistenza aerodinamica può essere considerato come la somma del contributo parassita e del contributo indotto.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (4.19)$$

Nelle condizioni analizzate di crociera o di massima velocità, l'assetto del velivolo è molto piccolo e quindi caratterizzato da bassi valori dei coefficienti di portanza e di resistenza indotta. Tipicamente il  $C_{Di}$  può essere stimato approssimativamente come il 10% del coefficiente di resistenza parassita. Quindi si ha che

$$C_D \approx 1.1 \cdot C_{D0} \quad (4.20)$$

Introducendo la (4.20) nella seconda equazione del sistema (4.18) e risolvendo rispetto alla velocità di volo, si ricava la seguente relazione.

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot T}{\rho \cdot S \cdot 1.1 \cdot C_{D0}}} = \sqrt{\frac{1.82}{\rho_0}} \cdot \sqrt{\frac{T}{W}} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \cdot \sqrt{\frac{1}{\sigma}} \cdot \sqrt{\frac{1}{C_{D0}}} \quad (4.21)$$

Facendo comparire la potenza  $P$  al posto della spinta  $T$ , si la (4.21) si modifica così.

$$V = \sqrt[3]{\frac{1.82}{\rho_0}} \cdot \sqrt[3]{\frac{P}{W}} \cdot \sqrt[3]{\frac{W}{S}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\sigma}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{C_{D0}}} \quad (4.22)$$

Dalle ultime due relazioni ottenute si intuisce come la velocità di crociera o la velocità massima dipenda da una serie di parametri che riassumono le caratteristiche del velivolo analizzato: questi sono il carico alare, il rapporto tra spinta e peso o tra peso e potenza, la quota per mezzo del parametro  $\sigma$  ed il coefficiente di resistenza  $C_{D0}$ .

Sulla base di questa considerazione, è possibile introdurre un indice di potenza che racchiuda in se le grandezze appena elencate (a meno del coefficiente di resistenza parassita) e che possa essere legato da una relazione di tipo statistico alla velocità di crociera o massima nel caso dei velivoli dotati di motore ad elica.

$$I_p = \sqrt[3]{\frac{(W/S)}{\sigma \cdot (W/P)}} \quad (4.23)$$

Riportando in un diagramma  $V - I_p$  i dati relativi a velivoli che appartengono alla stessa categoria di quello esaminato, è possibile ricavare una legge statistica tra il tipo di velocità assegnata e l'indice di potenza.

Quindi, nota la velocità a partire dalla specifica di progetto, è possibile ricavare il valore di  $I_p$  e quindi una relazione che leghi il carico alare al rapporto tra peso e potenza nelle condizioni specificate di crociera o di velocità massima. Per ottenere una condizione esprimibile nel piano  $(W/P)_{TO} - (W/S)_{TO}$ , è necessario introdurre sia il rapporto tra il peso del velivolo nella condizione analizzata ed il peso del velivolo al decollo sia il rapporto tra la potenza disponibile nella condizione analizzata e la potenza massima al decollo.

$$I_p = \sqrt[3]{\frac{1}{\sigma}} \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{W_{cond}}{S}\right) \cdot \left(\frac{W_{TO}}{W_{cond}}\right)} \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{P_{cond}}{W_{cond}}\right) \cdot \left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}}\right) \cdot \left(\frac{P_{TO}}{P_{cond}}\right)} \quad (2.24)$$

$$\left(\frac{W_{TO}}{P_{TO}}\right) = \frac{1}{\sigma \cdot I_p^3} \cdot \left(\frac{W_{cond}}{S}\right) \cdot \left(\frac{W_{TO}}{W_{cond}}\right)^2 \cdot \left(\frac{P_{cond}}{P_{TO}}\right) \quad (4.25)$$

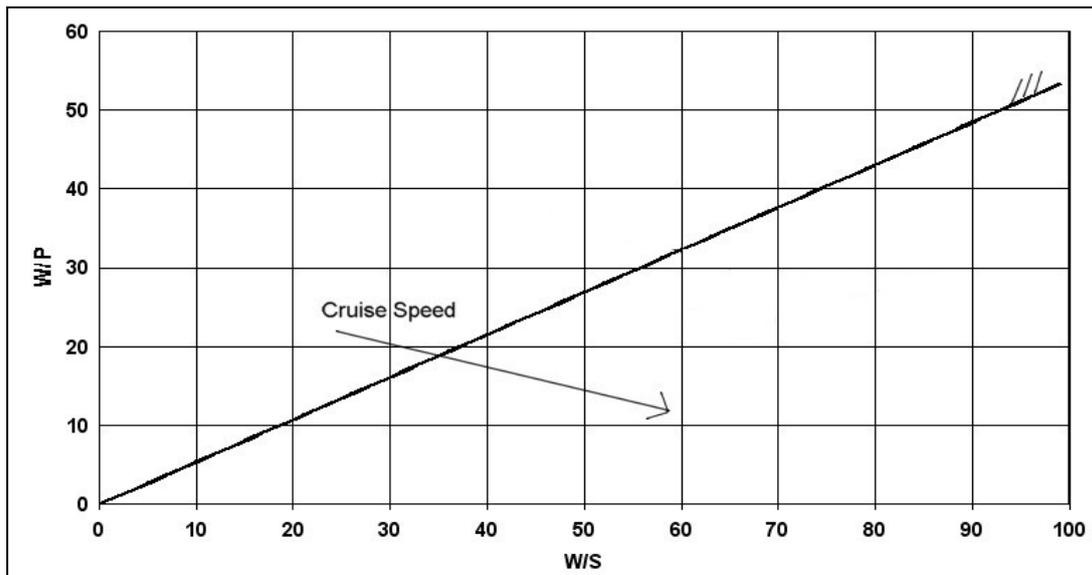


Figura 4.16 – Limitazione imposta dai requisiti di crociera o di velocità massima per un velivolo dotato di motore ad elica.

Nel caso dei velivoli a getto, invece, la relazione tra  $(T/W)_{TO}$  e  $(W/S)_{TO}$  si ricava a partire dalle equazioni di equilibrio del velivolo riportate nella (4.18) e riproposte di seguito.

$$\begin{cases} W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \\ T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \end{cases} \quad (4.26)$$

Combinando in maniera opportuna le equazioni del sistema (4.26) e considerando una espressione parabolica del coefficiente di resistenza in funzione del coefficiente di portanza del tipo

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}, \quad (4.27)$$

si ottiene la seguente relazione.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cond} = C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W}\right)_{cond} + \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{cond} \quad (4.28)$$

Il carico alare compare al denominatore del termine rappresentativo della aliquota di spinta necessaria ad equilibrare la resistenza aerodinamica di tipo parassita ed al numeratore del termine relativo alla aliquota di spinta necessaria ad equilibrare la resistenza aerodinamica di tipo indotta. Dunque, ai bassi valori del rapporto  $(W/S)_{cond}$  si realizza una superiorità del termine viscoso su quello indotto, mentre si verifica la situazione inversa in corrispondenza dei valori più elevati.

Per ottenere una condizione esprimibile nel piano  $(T/W)_{TO} - (W/S)_{TO}$ , è necessario introdurre sia il rapporto  $W_{cond}/W_{TO}$  tra il peso del velivolo nella condizione analizzata ed il peso del velivolo al decollo sia il rapporto  $T_{cond}/T_{TO}$  tra la spinta disponibile nella condizione analizzata e la spinta massima al decollo. Il parametro  $W_{cond}/W_{TO}$  dipende dal tipo di velivolo e dalla condizione che si stanno considerando: ad esempio, mentre per la fase di crociera di un velivolo da trasporto a getto come l'Airbus A380-800 può aversi un valore medio di  $W_{cruise}/W_{TO}$  pari a 0.8, per la fase di crociera di un velivolo *executive* ci si discosta in maniera generalmente trascurabile dall'unità. Il parametro

$T_{cond}/T_{TO}$  dipende, invece, dalle prestazioni dell'impianto propulsivo e quindi dalla quota di volo che caratterizza la condizione esaminata.

Elaborando la (4.28) con le quantità suddette, si ottiene la relazione che esprime la condizione relativa ai requisiti di crociera o di velocità massima nel piano grafico di interesse.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[ C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W_{cond}}\right) \cdot \left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}}\right) + \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \cdot \left(\frac{W_{cond}}{S}\right) \cdot \left(\frac{W_{TO}}{W_{cond}}\right) \right] \cdot \left(\frac{T_{TO}}{T_{cond}}\right) \cdot \left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}}\right) \quad (4.29)$$

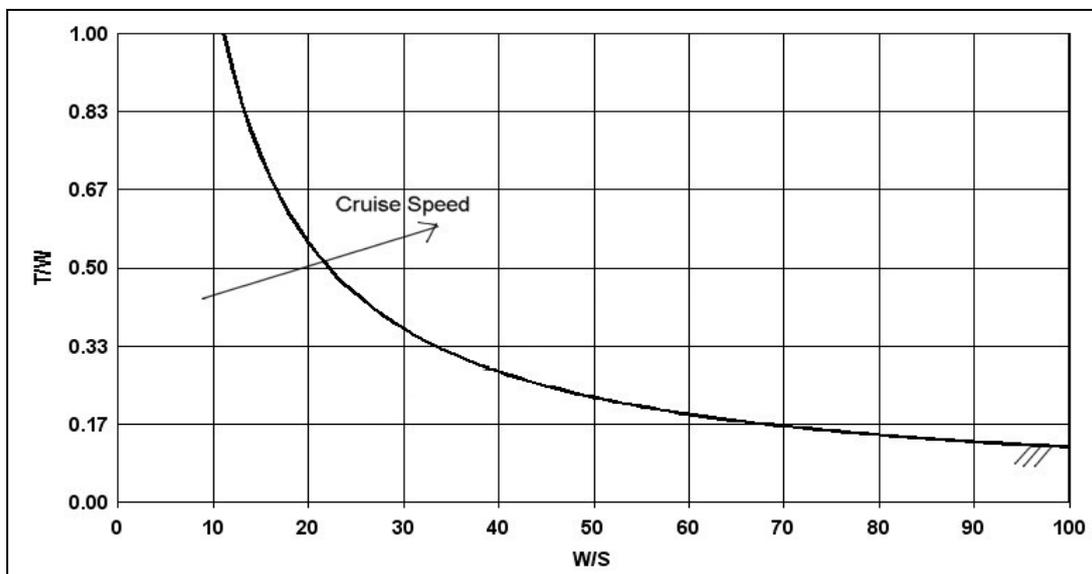


Figura 4.17 - Limitazione imposta dai requisiti di crociera per un velivolo a getto.

#### 4.2.6 - Ricerca del punto di progetto.

A valle del calcolo delle condizioni relative ai diversi requisiti, è possibile individuare quale sia il campo di valori accessibile per la scelta del punto di progetto e quali siano le prestazioni che più delle altre limitano l'area franca. Nelle figure seguenti sono riportati due esempi di grafici utili per la ricerca del punto di progetto di un velivolo propulso ad elica ed uno propulso a getto. In essi, la zona consentita per la scelta da effettuare è caratterizzata da un fondo di colore bianco, mentre la zona

interdetta viene rappresentata con un fondo di colore grigio. In entrambi gli esempi riportati si può osservare l'esistenza di tre condizioni particolarmente restrittive: nel caso del velivolo propulso ad elica, queste sono relative alle prestazioni di crociera, stallo e decollo; nel caso del velivolo propulso a getto, queste sono relative alle prestazioni di crociera, decollo e atterraggio (anche se solo marginalmente).

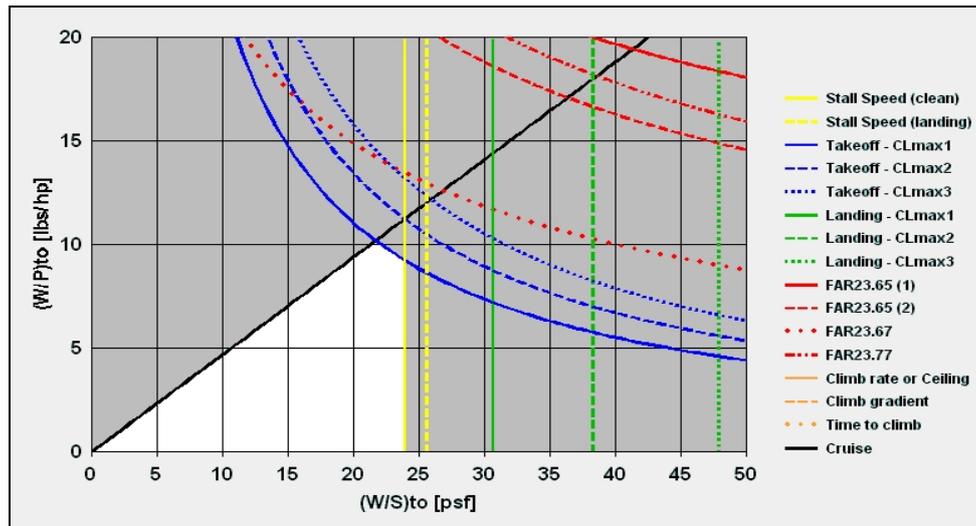


Figura 4. 18 – Grafico utile per la determinazione del punto di progetto di un velivolo dotato di impianto propulsivo ad elica. L'area bianca rappresenta il campo di valori consentiti per l'effettuazione della scelta.

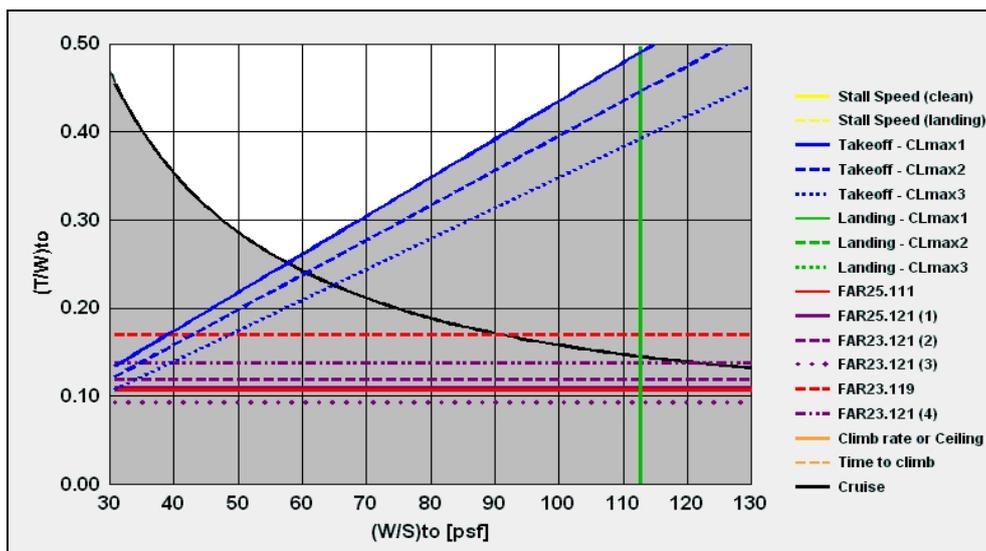


Figura 4. 19 – Grafico utile per la determinazione del punto di progetto di un velivolo dotato di impianto propulsivo a getto. L'area bianca rappresenta il campo di valori consentiti per l'effettuazione della scelta.

### 4.3 - DESCRIZIONE DEL MODULO DEL PROGRAMMA DS06.

L'interfaccia utente del modulo utile per la determinazione del punto di progetto (figura 4.1) presenta nella parte alta una zona dedicata alla scelta del tipo di velivolo e della base di certificazione a cui si vuole fare riferimento. E' possibile quindi orientarsi su una delle seguenti quattro opzioni:

- velivoli propulsi ad elica e soggetti alla certificazione FAR23
- velivoli propulsi a getto e soggetti alla certificazione FAR23
- velivoli propulsi ad elica e soggetti alla certificazione FAR25
- velivoli propulsi a getto e soggetti alla certificazione FAR25

Una volta effettuata la scelta, si può agevolmente accedere, tramite la serie di pulsanti presenti nella parte alta della schermata, alla fase di immissione dei dati necessari al calcolo delle limitazioni conseguenti alle prestazioni specificate. Un semplice *click* del *mouse* sul pulsante "Chart" impone al programma il richiamo della *subroutine* utile per l'effettuazione di tutti i controlli necessari sulle informazioni digitate e di tutti i calcoli indispensabili per la costruzione del grafico finale. Quest'ultimo, mostrato al centro della schermata, contiene i diagrammi rappresentativi delle limitazioni imposte da tutti i requisiti selezionati e consente all'utente di avere un quadro complessivo del campo di valori accessibili per la scelta del punto di progetto.

Sono, inoltre, presenti una coppia di strumenti che offrono la possibilità di una migliore comprensione del oggetto grafico: il primo consiste nel riquadro, presente sulla sinistra della schermata, attraverso cui è possibile selezionare o deselezionare le curve che si desidera rendere visibili all'interno del diagramma complessivo; il secondo è costituito dal riquadro presente in basso a sinistra nella schermata e permette di modificare i limiti massimi e minimi di entrambi gli assi cartesiani nonché la struttura della griglia inizialmente assegnati dal programma.

La scelta finale del punto di progetto può essere notificata dal progettista al programma attraverso opportune caselle presenti nella parte bassa della finestra: immettendo ivi il risultato della ricerca, il programma ha la possibilità di memorizzarlo ed utilizzarlo per le eventuali successive fasi del percorso progettuale.

#### 4.4 - ESEMPIO APPLICATIVO: VELIVOLO BIMOTORE AD ELICA, SOGGETTO ALLA CERTIFICAZIONE FAR23.

Si considerino i dati riportati nella 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.

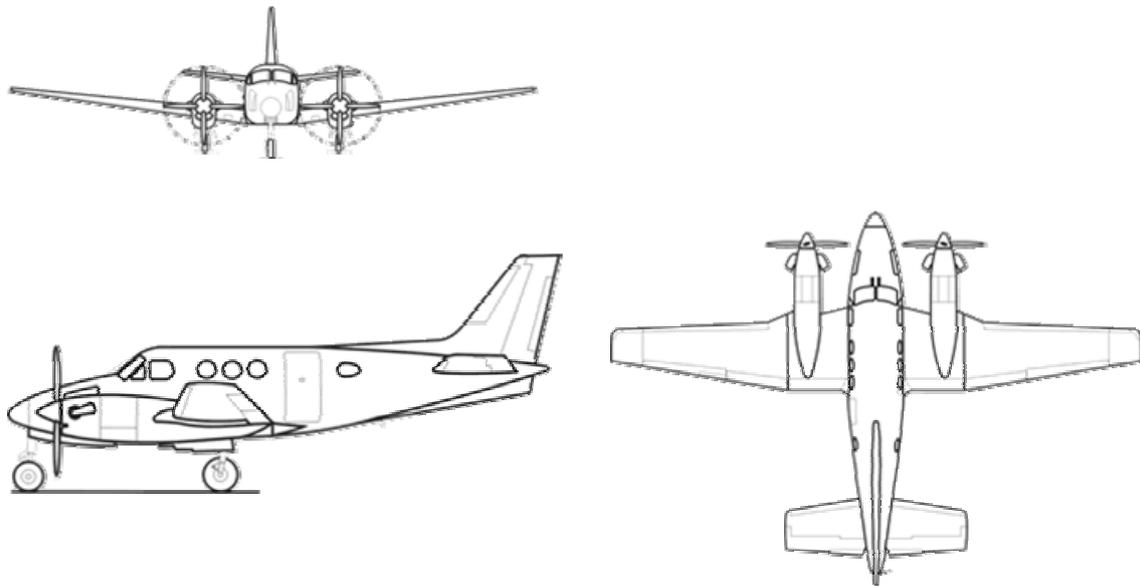


Figura 4. 20 – Trittico del velivolo *Raytheon 90 King Air*.

##### **Dimensionamento in funzione della lunghezza di decollo.**

All'interno della specifica di progetto viene esplicitamente richiesto che il velivolo sia in grado di decollare, al livello del mare, con un corsa di rullaggio al suolo non superiore ai 1500 piedi. Valori accettabili per il coefficiente di portanza massimo in condizioni di decollo possono essere assegnati sulla base dei dati relativi a velivoli simili: si assumono, in particolare, i valori 1.40, 1.70 e 2.00.

Le limitazioni imposte dalle prestazioni richieste sono visibili nel diagramma riportato nelle pagine seguenti in figura 4.18. Come era naturale attendersi, la condizione

maggiormente restrittiva è quella relativa al valore più piccolo del coefficiente di portanza.

**Tabella 4. 1 - Riassunto dei dati del dimensionamento in base alla distanza di decollo.**

	Requisiti		
	Quota [ft]	Corsa al suolo [ft]	CL max
Configurazione di decollo	0.00	1500	1.50
Configurazione di decollo	0.00	1500	1.70
Configurazione di decollo	0.00	1500	2.00

**Dimensionamento in funzione della lunghezza di atterraggio.**

Il velivolo deve essere in grado di atterrare, al livello del mare, con una corsa al suolo inferiore ai 1500 piedi e con un peso non inferiore al 95% del peso massimo al decollo. Valori accettabili per il coefficiente di portanza massimo in condizioni di atterraggio possono essere assegnati sulla base dei dati relativi a velivoli simili: si assumono, in particolare, i valori 1.60, 2.00 e 2.50.

In questo caso, la condizione più restrittiva è quella relativa al più piccolo valore del coefficiente di portanza, ma in tutti tre i casi ci si viene a trovare al di là dei limiti imposti dai requisiti della velocità di stallo. Rispettando, quindi, i confini imposti da questi ultimi sono automaticamente soddisfatte anche le richieste per la lunghezza di atterraggio.

**Tabella 4. 2 - Riassunto dei dati e dei risultati del dimensionamento in base alla distanza di atterraggio.**

	Requisiti				Limitazioni
	Quota [ft]	Corsa al suolo [ft]	CL max	WL/WTO	(W/S) <sub>TO</sub> [psf]
Configurazione di atterraggio	0.00	1500	2.00	0.95	38.6
Configurazione di atterraggio	0.00	1500	2.20	0.95	42.0
Configurazione di atterraggio	0.00	1500	2.50	0.95	48.2

**Dimensionamento in funzione delle caratteristiche di salita.**

La classe dei velivoli bimotore ad elica presenta un valore medio del carico alare pari a circa 35.0 psf : ad esempio, il *Raytheon 90 King Air* esibisce un carico alare pari a 33.2 psf mentre il *Piper PA-31T Cheyenne* ha un carico alare uguale a 39.1 psf. L'apertura alare del Raytheon è di 45.1 ft mentre quella del Piper è di 42.7: si consideri, dunque, un valore di 40.0 ft per l'apertura alare del velivolo in esame.

In maniera del tutto analoga, vengono scelti i valori di tutti gli altri parametri in ingresso che sono necessari per l'esecuzione dei calcoli. Il coefficiente di resistenza parassita  $C_{D0}$  viene determinato per via statistica una volta noti il coefficiente di attrito ed il valore della superficie di riferimento. Scegliendo un  $C_f = 0.0050$ , si ottiene  $C_{D0} = 0.0251$ . Per un maggiore dettaglio riguardo ad essi, è possibile consultare la tabella riportata di seguito.

**Tabella 4. 3 – Valori dei parametri di ingresso per il dimensionamento in base alle caratteristiche di salita.**

(W/S) <sub>TO</sub> [psf]	35.0	C <sub>D0</sub>	0.0251
Apertura alare [ft]	40.0	dC <sub>D0</sub> (TakeOff Flap)	0.0110
CL <sub>max</sub>	1.50	dC <sub>D0</sub> (Landing Flap)	0.0600
CL <sub>max TO</sub>	2.00	dC <sub>D0</sub> (Gear Down)	0.0200
CL <sub>max L</sub>	2.50	dC <sub>D0</sub> (OEI)	0.00500
Fattore di Oswald (Clean)	0.800	Rendimento elica	0.800
Fattore di Oswald (TakeOff)	0.780	PTO/P <sub>max cont.</sub>	1.10
Fattore di Oswald (Landing)	0.750	P <sub>z=5000ft</sub> / P <sub>z=0ft</sub>	0.850

A partire da questi dati, si ottengono le seguenti equazioni per le curve polari paraboliche nelle varie configurazioni di volo.

Bassa velocità in configurazione pulita -  $C_D = 0.0251 + 0.0511 \cdot C_L^2$

Configurazione di decollo, carrello retrato -  $C_D = 0.0361 + 0.0524 \cdot C_L^2$

Configurazione di decollo, carrello estratto -  $C_D = 0.0561 + 0.0524 \cdot C_L^2$

Configurazione di atterraggio, carrello retrato -  $C_D = 0.0851 + 0.0545 \cdot C_L^2$

Configurazione di atterraggio, carrello estratto -  $C_D = 0.105 + 0.0545 \cdot C_L^2$

Imponendo le prestazioni di salita richieste dalla normativa FAR23 nonché il requisito di salita notificato all'interno della specifica di progetto, si ottengono i risultati riportati in figura 4.18. Si noti come la condizione maggiormente restrittiva sia quella imposta dalla specifica di progetto.

### Dimensionamento in funzione delle prestazioni di crociera.

La specifica di missione richiede una velocità di crociera di 250 nodi, ad una quota di 10000 ft e ad una potenza pari al 75% di quella massima disponibile.

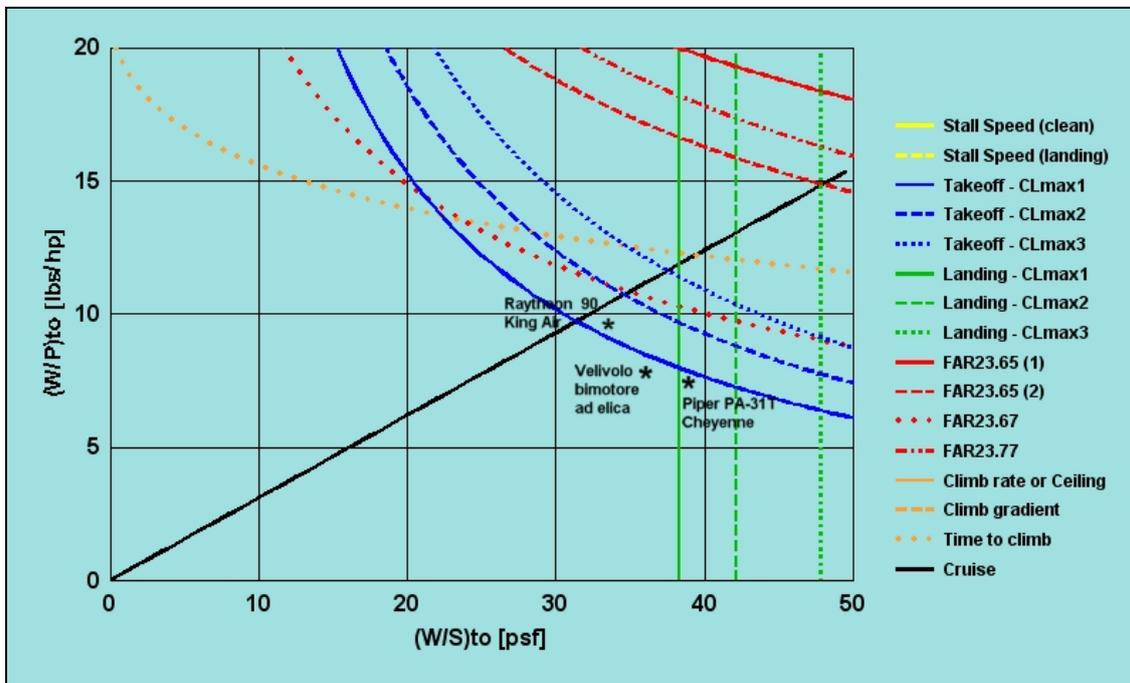


Figura 4. 21 – Diagramma utile per la ricerca del punto di progetto di un velivolo bimotore ad elica.

L'insieme delle prestazioni richieste per il velivolo esaminato porta alla compilazione del diagramma di figura 4.21. Attraverso di esso, è possibile verificare che le condizioni che più di altre limitano il campo di scelta del punto di progetto sono quelle relative alla velocità di stallo in configurazione pulita ed alla crociera. Generalmente, la

combinazione tra il più alto carico alare ed il più alto rapporto tra peso e potenza, che contemporaneamente soddisfano tutte le specifiche, porta al velivolo col peso più basso e soprattutto dal costo più contenuto. In quest'ottica, si nota come le prestazioni di salita limitano il valore massimo del rapporto tra peso e potenza mentre le prestazioni di stallo limitano sostanzialmente solo il valore del carico alare.

Una possibile scelta del punto di progetto comporta i valori riportati nella tabella seguente.

**Tabella 4. 4 – Confronto dei risultati, ottenuti dal procedimento per la determinazione del punto di progetto di un velivolo bimotore ad elica, con i dati di due velivoli della stessa categoria.**

	<b>Velivolo Bimotore ad Elica</b>	<b>Raytheon 90 King Air</b>	<b>Piper PA-31T Cheyenne</b>
<b>(W/S)<sub>TO</sub> [psf]</b>	37.0	33.2	39.3
<b>Superficie alare di riferimento S [ft<sup>2</sup>]</b>	214	280	229
<b>Apertura alare [ft]</b>	40.0	45.1	42.7
<b>Allungamento alare AR</b>	7.47	7.26	7.96
<b>(W/P)<sub>TO</sub> [lbs/hp]</b>	7.75	9.30	7.26
<b>P<sub>TO</sub> [hp]</b>	1020	1000	1240
<b>CL<sub>max</sub></b>	1.50		
<b>CL<sub>max TO</sub></b>	2.00		
<b>CL<sub>max L</sub></b>	2.50		

#### 4.5 - ESEMPIO APPLICATIVO: VELIVOLO DA TRASPORTO A GETTO, SOGGETTO ALLA CERTIFICAZIONE FAR25.

Si considerino i dati riportati nella 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.

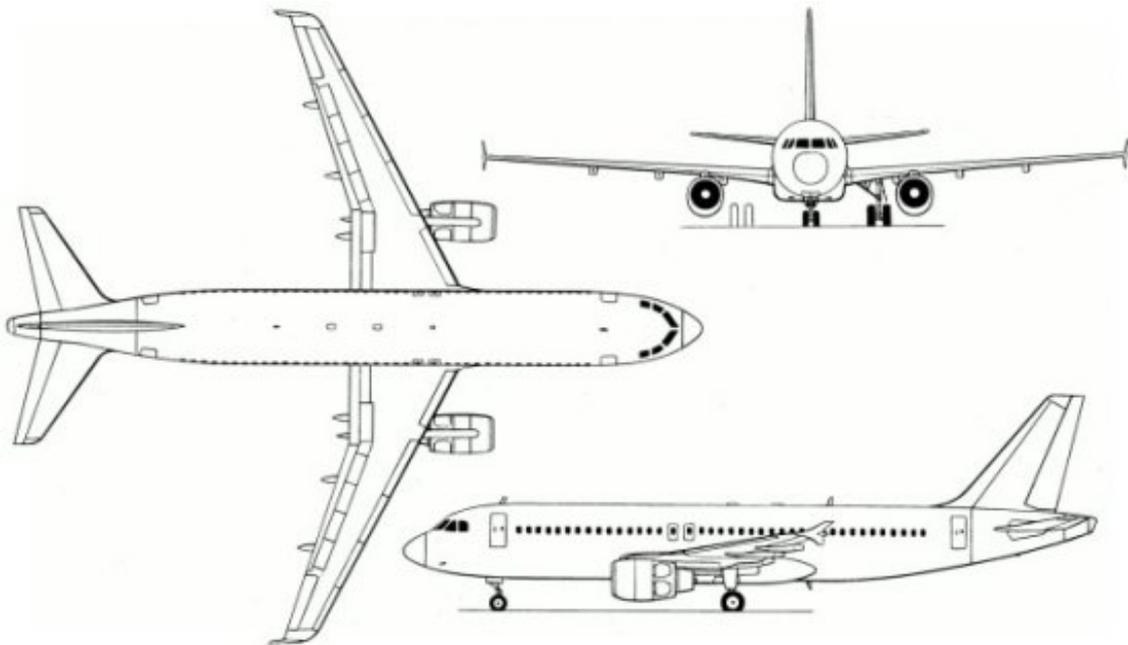


Figura 4. 22 – Trittico del velivolo Airbus A320.

#### **Dimensionamento in funzione della lunghezza di decollo.**

I dati per il dimensionamento basato sulla lunghezza di decollo sono riportati nella tabella seguente mentre i risultati sono immediatamente interpretabili dal grafico di figura 4.23.

**Tabella 4. 5 – Dati per il dimensionamento basato sulla lunghezza di decollo.**

	Requisiti		
	Quota [ft]	Corsa di decollo [ft]	CL max
Configurazione di decollo	0	7500	2.00
Configurazione di decollo	0	7500	2.20
Configurazione di decollo	0	7500	2.50

**Dimensionamento in funzione della lunghezza di atterraggio.**

I dati per il dimensionamento basato sulla lunghezza di atterraggio sono riportati nella tabella seguente mentre i risultati sono immediatamente interpretabili dal grafico di figura 4.19.

**Tabella 4. 6 - Riassunto dei dati e dei risultati del dimensionamento in base alla distanza di atterraggio.**

	Requisiti				Limitazioni
	Quota [ft]	Corsa di atterraggio [ft]	CL max	WL/WTO	(W/S)TO [psf]
Configurazione di atterraggio	0	5000	2.00	0.85	130
Configurazione di atterraggio	0	5000	2.50	0.85	163
Configurazione di atterraggio	0	5000	2.80	0.85	185

**Dimensionamento in funzione delle caratteristiche di salita.**

La classe dei velivoli da trasporto a getto presenta un valore medio del carico alare pari a circa 130 psf : ad esempio, l' *Airbus A320* esibisce un carico alare pari a 123 psf mentre il *Boeing B737-700* ha un carico alare uguale a 115 psf. L'apertura alare di entrambi i velivoli è di circa 112 ft, mentre l'A320 ha un allungamento alare pari a 9.27

ed il *B737-700* pari a 9.45: in virtù di ciò, si considera un valore di 9.40 per l'allungamento alare del velivolo in esame.

In maniera del tutto analoga, vengono scelti i valori di tutti gli altri parametri in ingresso che sono necessari per l'esecuzione dei calcoli. Il coefficiente di resistenza parassita  $C_{D0}$  viene determinato per via statistica una volta noti il coefficiente di attrito ed il valore della superficie di riferimento. Scegliendo un  $C_f = 0.0030$ , si ottiene  $C_{D0} = 0.0222$ . Per un maggiore dettaglio riguardo ad essi, è possibile consultare la tabella riportata di seguito.

A partire da questi dati, si ottengono le seguenti equazioni per le curve polari paraboliche nelle varie configurazioni di volo.

Bassa velocità in configurazione pulita -  $C_D = 0.0222 + 0.0423 \cdot C_L^2$

Configurazione di decollo, carrello represso -  $C_D = 0.0402 + 0.0436 \cdot C_L^2$

Configurazione di decollo, carrello estratto -  $C_D = 0.0632 + 0.0436 \cdot C_L^2$

Configurazione di atterraggio, carrello represso -  $C_D = 0.0882 + 0.0457 \cdot C_L^2$

Configurazione di atterraggio, carrello estratto -  $C_D = 0.111 + 0.0457 \cdot C_L^2$

**Tabella 4. 7 – Valori dei parametri di ingresso per il dimensionamento in base alle caratteristiche di salita.**

(W/S) <sub>TO</sub> [psf]	130	C <sub>D0</sub>	0.0222
Allungamento alare	9.40	dC <sub>D0</sub> (TakeOff Flap)	0.0180
C <sub>Lmax</sub>	1.80	dC <sub>D0</sub> (Landing Flap)	0.0660
C <sub>Lmax TO</sub>	2.20	dC <sub>D0</sub> (Gear Down)	0.0230
C <sub>Lmax L</sub>	2.50	dC <sub>D0</sub> (OEI)	0.00500
Fattore di Oswald (Clean)	0.800	T <sub>TO</sub> /T <sub>max cont.</sub>	1.10
Fattore di Oswald (TakeOff)	0.780		
Fattore di Oswald (Landing)	0.740		

Imponendo le prestazioni di salita richieste dalla normativa FAR25, si ottengono i risultati riportati in figura 4.19.

**Dimensionamento in funzione delle prestazioni di crociera.**

La specifica di missione richiede un Mach di crociera pari a 0.820, ad una quota di 35000 ft.

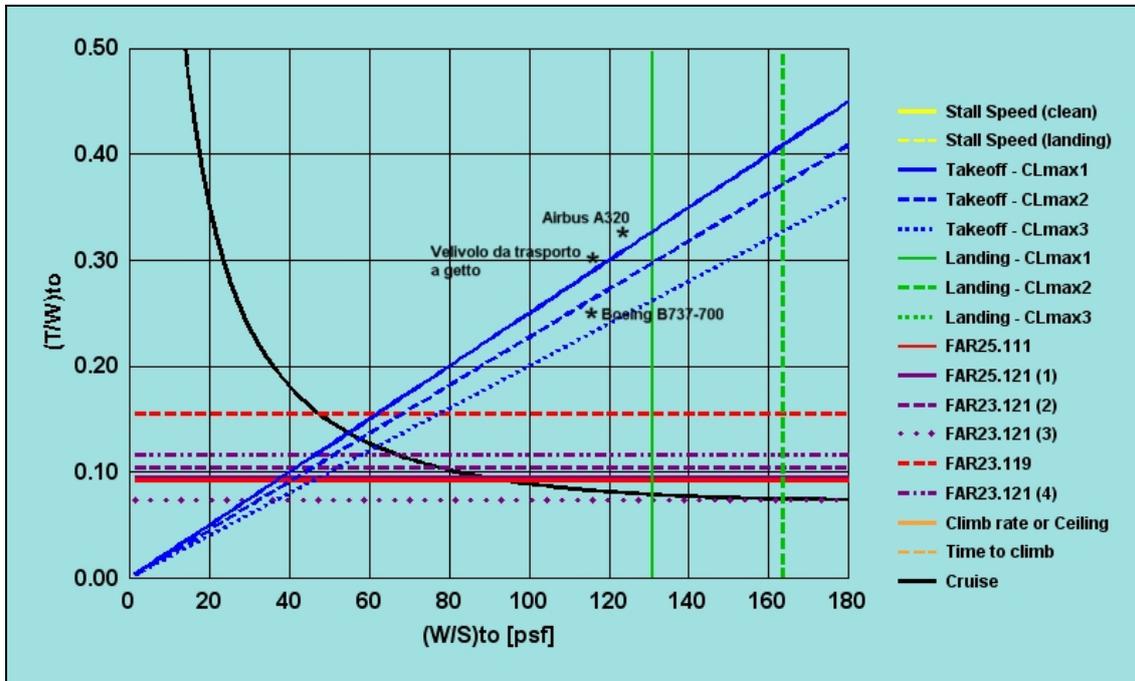


Figura 4. 23 - Diagramma utile per la ricerca del punto di progetto di un velivolo da trasporto a getto.

L'insieme delle prestazioni richieste per il velivolo esaminato porta alla compilazione del diagramma di figura 4.23. Attraverso esso, è possibile riscontrare che le condizioni che più di altre limitano il campo di scelta del punto di progetto sono quelle relative alla distanza di atterraggio, alla distanza di decollo ed alla crociera. Generalmente, la combinazione tra il più alto carico alare ed il più basso rapporto tra spinta e peso, che contemporaneamente soddisfano tutte le specifiche, porta al velivolo col peso più basso e soprattutto dal costo più contenuto. In quest'ottica, si nota come le prestazioni di decollo limitano il valore minimo del rapporto tra spinta e peso mentre le prestazioni di atterraggio limitano il valore del carico alare.

Una possibile scelta del punto di progetto comporta i valori riportati nella tabella seguente.

Tabella 4. 8 – Confronto dei risultati, ottenuti dal procedimento per la determinazione del punto di progetto di un velivolo da trasporto a getto, con i dati di due velivoli della stessa categoria.

	<b>Velivolo da trasporto a getto</b>	<b>Airbus A320</b>	<b>Boeing B737-700</b>
<b>(W/S)<sub>TO</sub> [psf]</b>	115	123	115
<b>Superficie alare di riferimento S [ft<sup>2</sup>]</b>	1100	1320	1344
<b>Apertura alare [ft]</b>	101	112	112
<b>Allungamento alare AR</b>	9.40	9.27	9.45
<b>(T/W)<sub>TO</sub></b>	0.300	0.333	0.267
<b>T<sub>TO</sub> [lbs]</b>	38000	54000	41200
<b>CL<sub>max</sub></b>	1.80		
<b>CL<sub>max TO</sub></b>	2.00		
<b>CL<sub>max L</sub></b>	2.50		

#### 4.6 – CONSIDERAZIONI FINALI.

Alcuni dei parametri fondamentali del progetto di un velivolo vengono, dunque, valutati tenendo conto delle restrizioni prodotte dalle prestazioni stabilite nella specifica di progetto e dalle normative. Come si è visto nell'ambito dei due esempi discussi ai paragrafi precedenti, è quasi sempre possibile individuare una o due condizioni che risultino essere più incisive di tutte le altre nel limitare il campo di valori ammissibili per la scelta del punto di progetto. Tali condizioni critiche possono ovviamente essere differenti da caso a caso. Ad esempio, si prenda nuovamente in considerazione il caso del velivolo bimotore ad elica. Come si è detto, i requisiti critici trovati sono quelli relativi alla crociera ed alla velocità di stallo. A causa di esigenze di tipo commerciale, ad esempio, la specifica di progetto potrebbe indicare una condizione più restrittiva circa la distanza di decollo, richiedendo una corsa al suolo di 900 ft invece che di 1500 ft, allo scopo di favorire l'accesso del velivolo anche a strutture aeroportuali dotate di piste più corte. In questo caso si avrebbe una limitazione maggiore nel campo di scelta del rapporto tra peso e potenza dovuta all'abbassamento della curva relativa proprio alla condizione di decollo. Quest'ultima diverrebbe la nuova prestazione critica per la scelta del punto di progetto.

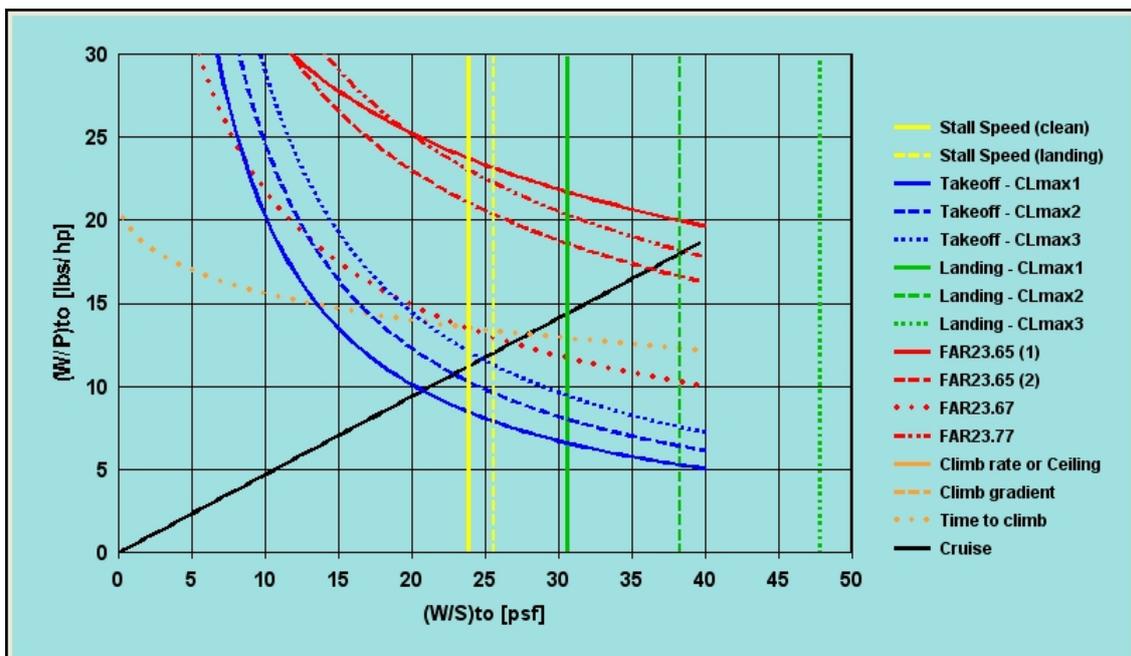


Figura 4. 24 – Diagramma utile per la determinazione del punto di progetto di un velivolo bimotore ad elica, con corsa al suolo ridotta.

Il decremento della corsa al suolo si rifletterebbe sul valore della superficie alare e della potenza massima al decollo: sarebbe necessario optare per una superficie alare più estesa per limitare il più possibile l'inevitabile incremento della potenza necessaria.

Un discorso analogo può farsi nel caso in cui si richiedesse al velivolo la capacità di salire ad una quota di 10000 ft in appena la metà del tempo prescritto ovvero in 5 minuti piuttosto che in 10 minuti. La prestazione di salita appena dettata diventerebbe la nuova condizione critica.

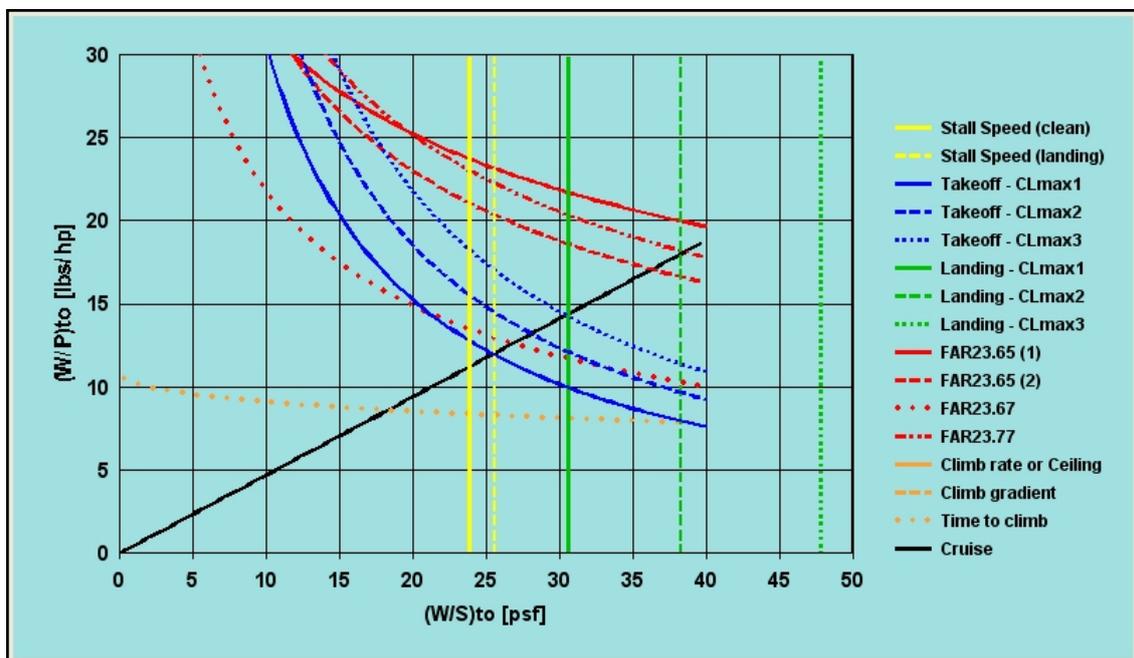


Figura 4. 25 - Diagramma utile per la determinazione del punto di progetto di un velivolo bimotore ad elica, con prestazioni di salita più elevate.

Nel caso del velivolo da trasporto a getto, si è visto come le prestazioni di decollo, atterraggio e crociera racchiudano la zona per la scelta del punto di progetto. Le prime due potrebbero divenire ancora più restrittive qualora si riducessero le distanze di decollo ed atterraggio: 3000 ft invece di 5000 ft sia per la lunghezza di decollo che di atterraggio, in maniera tale da consentirne l'accesso ad un maggiore numero di strutture aeroportuali e quindi da favorirne l'appetibilità commerciale. Affinché il progettista possa scegliere valori del carico alare prossimi a 100, sarebbe necessario avere un

valore del coefficiente di portanza massimo in configurazione di atterraggio pari a 2.8 piuttosto che a 2.0 e quindi sarebbe necessario intervenire opportunamente sulla progettazione del sistema di ipersostentazione.

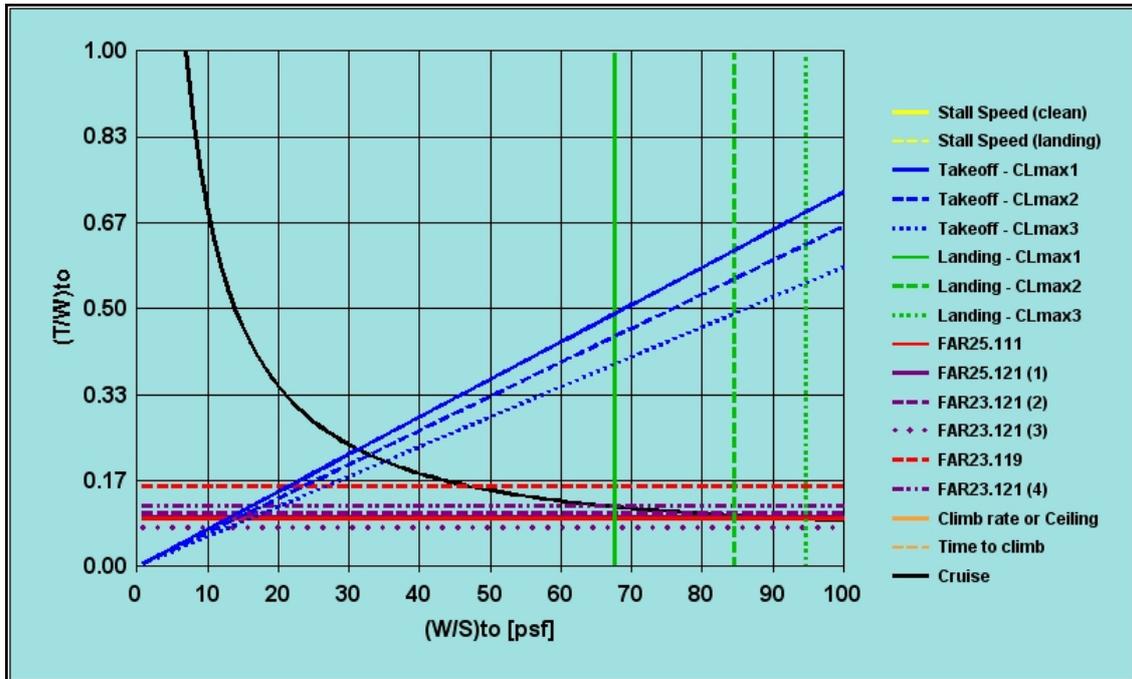


Figura 4. 26 - Diagramma utile per la determinazione del punto di progetto di un velivolo da trasporto a getto, con distanze di decollo ed atterraggio più corte.

Dalle considerazioni fatte è immediato comprendere la fondamentale importanza della specifica di progetto e quindi della conoscenza delle prestazioni desiderate per il prodotto in fase di ideazione. Tali esigenze sono profondamente radicate nelle differenti fasi della attività progettuale attraverso la forte influenza che esse stesse esercitano sulla effettuazione di una nutrita serie di scelte tecniche.

Il programma DS06 è dunque in grado di fornire uno strumento utile sia in ambito didattico, per facilitare la comprensione delle relazioni che esistono tra le specifiche di missione ed alcuni parametri caratterizzanti il velivolo analizzato, sia in ambito progettuale, per una rapida stima preliminare delle principali proprietà del nuovo prodotto.