

# **Elaborati di Aerodinamica degli Aeromobili**

A cura di  
**Bruno Spoti**  
M53000986

Esercizi in sviluppo o già convalidati

---

1. L'AERODINAMICA –NON VISCOSA E VISCOSA– DEL PROFILO ALARE ALLE BASSE VELOCITÀ DI VOLO - in sviluppo
2. L'AERODINAMICA NON VISCOSA DEL PROFILO ALARE ALLE ALTE VELOCITÀ DI VOLO - in sviluppo
3. L'AERODINAMICA DELL'ALA E DEL VELIVOLO - in sviluppo

## Indicazioni per lo sviluppo delle esercitazioni a casa

Il rispetto di queste indicazioni è tassativo. In presenza di difformità non prenderò in considerazione le relazioni.

Ogni cosa riportata va letta con molta attenzione prima di essere sottoposta alla mia attenzione: non conviene “usare” un docente come correttore di bozze.

**STESURA DEL TESTO (CON O SENZA WORD PROCESSOR).** È richiesta un’esposizione strutturata piuttosto che narrativa. Pertanto descrivere sinteticamente ed in sequenza

- lo scopo
- lo sviluppo
- l’applicazione
- le conclusioni

indicando gli strumenti (tecnici, informatici o scientifici) utilizzati per lo sviluppo e la stesura.

È vietato riprodurre, anche in parte, la teoria alla base dell’esercizio: limitarsi all’indicazione bibliografica.

La lunghezza, in facciate, del corpo del resoconto del lavoro a casa (escludendo quindi titolo, indice e lista dei simboli) va contenuta al massimo.

**INDICAZIONI PARTICOLARI.** Il fascicolo che contiene gli esercizi deve essere curato, preciso, elegante, e pertanto

- i risultati numerici vanno riportati con la giusta accuratezza: porre ESTREMA attenzione all’aspetto delle cifre significative
- ogni rappresentazione grafica deve essere pertinente
- riportare sempre il sommario dei risultati in quadri sinottici od in opportuni grafici
- **FIGURE/DIAGRAMMI.** Figure in bianco, nero e toni di grigio (immagini e foto riprese da sorgenti bibliografiche, compresa la rete, potranno essere a colori). Inserire nel testo oppure alla fine, numerando e spaziando per bene, nel rispetto e con indicazione delle scale, con una legenda esauriente (=con tutte le indicazioni), senza sovrapporre la legenda ai grafici, usare simboli adeguatamente grandi. Il formato deve essere umano e l’assetto verticale. Ogni risultato in figura va commentato (nel testo od anche in didascalia). Il Cd/CD va misurato in Drag Count e parte sempre da zero (lo stesso vale per la resistenza), ingrandire le polari nelle regioni di bassa resistenza
- Il disegno del profilo: **LE SCALE (!)**, produrre una figura della larghezza utile della pagina, il tratto deve essere “corretto”
- evitare per quanto possibile termini in lingua diversa dall’italiano (un termine irrinunciabile di altra lingua va scritto in corsivo), evitare tout court versioni italianizzate di termini di altre lingue
- nella stesura informatica lasciare un spazio bianco dopo i caratteri „;?!“; in stampa lasciare 3.5 cm a sx, 2 cm a dx
- eventuali formule vanno numerate
- non è necessario (ma può essere utile) riportare la lista dei simboli
- impiegare sempre una terminologia appropriata
- stare attenti ad evitare il costrutto “: (due punti) seguito da una figura o da una tabella”
- **CFD.** Le scale in toni di grigio. Congruità dei confronti con Xfoil: parità di Cl, rispetto dei limiti di validità.
- Scrivere sempre “numero di” Mach/Reynolds e non “Mach/Reynolds”

**PRESENTAZIONE.** Esercizi ed elaborati vanno presentati in un fascicolo non rilegato, indicando in copertina cognome, nome e matricola, insieme all’elenco di tutti gli esercizi in sviluppo o già convalidati, e riportando in seconda pagina le **INDICAZIONI PER LO SVILUPPO DELLE ESERCITAZIONI A CASA**. La forma è da me valutata in modo paritetico rispetto ai contenuti (e dunque leggere ogni cosa con molta attenzione prima di sottoporla).

**CONTROLLO E CORREZIONE.** Io controllo e correggo solo testi -parziali o completi- purché già scritti in una forma definitiva (i.e., non in bozza). Ovviamente il proponente procederà ad una preliminare autoverifica anche (e soprattutto) per gli aspetti formali... Interromperò il controllo di un esercizio alla prima violazione di una delle regole sopra riportate. È possibile sottoporvi via mail il testo da controllare (in formato .pdf, dimensione <500kb).

---

# Indice

---

<b>I</b>	<b>Aerodinamica del profilo alare - PW106</b>	<b>1</b>
<b>II</b>	<b>L' Aerodinamica del velivolo Airbus A340-200</b>	<b>2</b>
<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>3</b>
<b>2</b>	<b>Il carico lungo l'ala</b>	<b>6</b>
2.1	Il metodo di Schrenk . . . . .	6
2.2	Carico alare effettivo secondo Pope & Haney . . . . .	9
<b>3</b>	<b>La Teoria Globale</b>	<b>11</b>
3.1	Calcoli Preliminari . . . . .	11
3.1.1	Densità alla quota di tangenza . . . . .	11
3.1.2	Fattore di Oswald . . . . .	12
3.2	Coefficiente di Portanza . . . . .	12
3.3	Coefficiente di Resistenza indotta e Resistenza indotta . . . . .	13
3.4	Deviazione impressa della corrente e velocità verticale . . . . .	14
3.5	Grafici . . . . .	15
	<b>Lista dei simboli</b>	<b>23</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>24</b>

Parte I

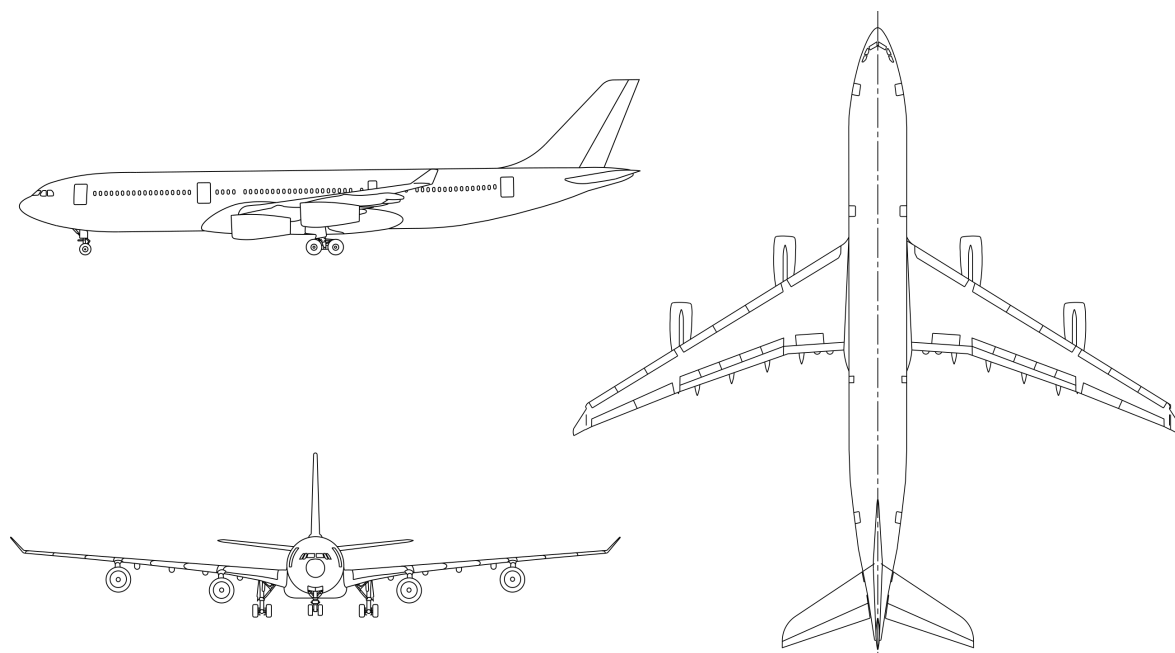
Aerodinamica del profilo alare -  
PW106

## Parte II

# L' Aerodinamica del velivolo Airbus A340-200

## Introduzione

In questa terza parte ci si prefigge di caratterizzare l'aerodinamica del velivolo di linea quadrimotore *Airbus A340-200*. [5].



**Figura 1.1.** Trittico Airbus A340-200

Nella tabella 1.1 e 1.2 nella pagina seguente sono elencanti i dati geometrici d'interesse del velivolo. [5] [6]

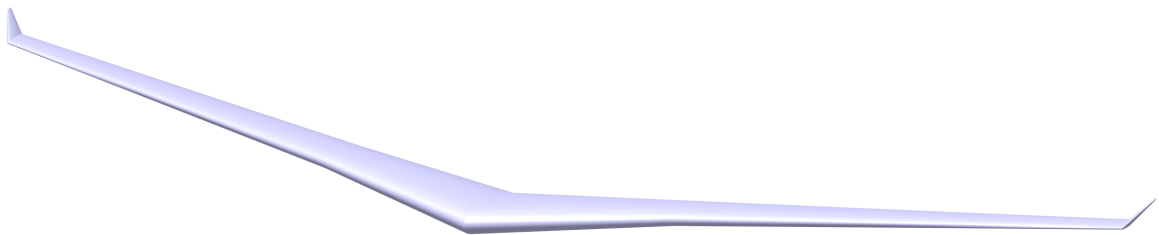
Inoltre tramite il *software* CATIA V5-6R2017 è stato realizzato il CAD dell'ala prolungandone i bordi di attacco e di uscita nella regione della fusoliera fino al piano di simmetria e il CAD del velivolo completo senza superfici mobili come si vede nelle figure 1.2 nella pagina successiva e 2.1 a pagina 7.

<i>Dati Geometrici</i>		
Apertura Alare	$b$	58.30m
Superficie Alare	$S_w$	370.45m <sup>2</sup>
Allungamento alare	$\mathcal{AR}$	9.17
Corda alla radice	$c_r$	11.98m
Corda all'estremità	$c_t$	2.57m
Corda alla sezione di <i>kink</i>	$c_k$	7.20m
Angolo di freccia al bordo d'attacco	$\Lambda_{le}$	32.2°
Angolo diedro dell'ala	$\Gamma_w$	4.56°
Lunghezza fusoliera	$L_f$	59.42m
Massimo diametro della fusoliera	$D_{fmax}$	5.64m
Apertura piano di coda orizzontale	$b_H$	19.41m

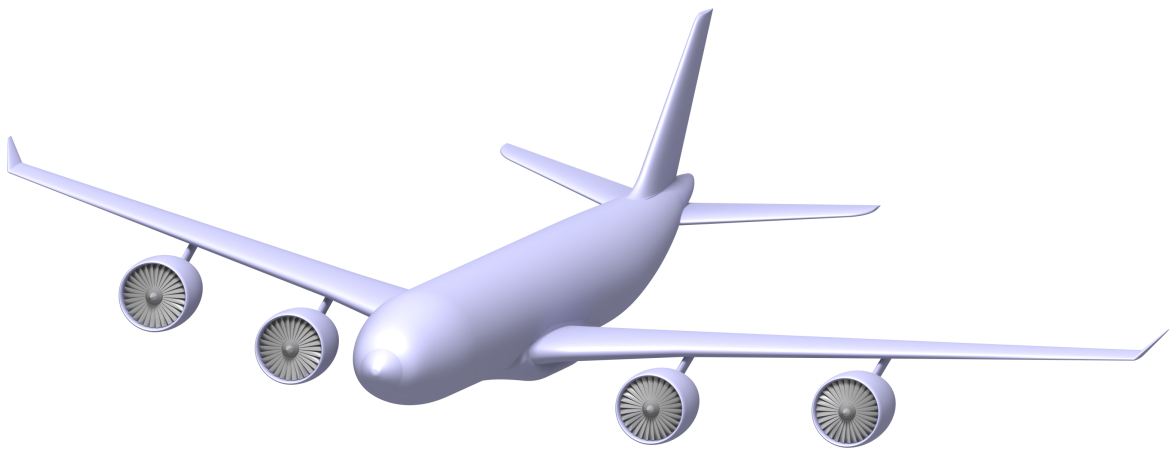
**Tabella 1.1.** Dati geometrici principali del velivolo Airbus A340-200 in configurazione senza winglet

<i>Pesi e prestazioni</i>		
Peso a vuoto operativo (OWE)	$W_{OE}$	129500 kg
Massimo carico pagante	$W_{PLmax}$	45530 kg
Peso massimo al decollo configurazione base (MTOW)	$W_{TOmax}$	253500 kg
Peso massimo all'atterraggio	$W_{Lmax}$	181000 kg
Peso massimo senza carburante	$W_{zfmax}$	169000 kg
Carico alare massimo	$(W/S)_{max}$	760.5 kg/m <sup>2</sup>
Numero di Mach massimo operativo	$M_{MO}$	0.86
Velocità massima operativa (IAS)	$V_{MO}$	661km/h
Mach di crociera	$M_c$	0.82
Velocità di crociera	$V_c$	630km/h
Velocità di stallo <i>full flap</i> (267000kg, <i>wheels up</i> )	$V_{sf}$	247km/h
Velocità di stallo <i>clean configuration</i>	$V_{sc}$	299km/h
Quota massima certificata	$h_{max}$	12525 m
Distanza di decollo (S/L, MTOW, ISA +15°C)	$L_{TO}$	3017 meter
Autonomia di distanza con 239 passeggeri	$R$	14816 km

**Tabella 1.2.** Pesi e prestazioni caratteristiche del velivolo Airbus A340-200



**Figura 1.2.** Rendering CAD ala Airbus A340-200. CATIA V5-6R2017



**Figura 1.3.** *Rendering* CAD velivolo Airbus A340-200. CATIA V5-6R2017



---

## Il carico lungo l'ala

---

In questo capitolo saranno applicate diverse metodologie per il calcolo del carico lungo l'ala e della distribuzione del coefficiente di portanza. In primo luogo è stato utilizzato il metodo di Schrenk, rendendo preliminarmente la forma in pianta dritta, essendo il velivolo scelto dotato di freccia. Successivamente sono stati corretti i risultati ottenuti tramite il metodo di Schrenk applicando un'estensione del metodo alle ali a freccia, proposta da Pope & Haney.

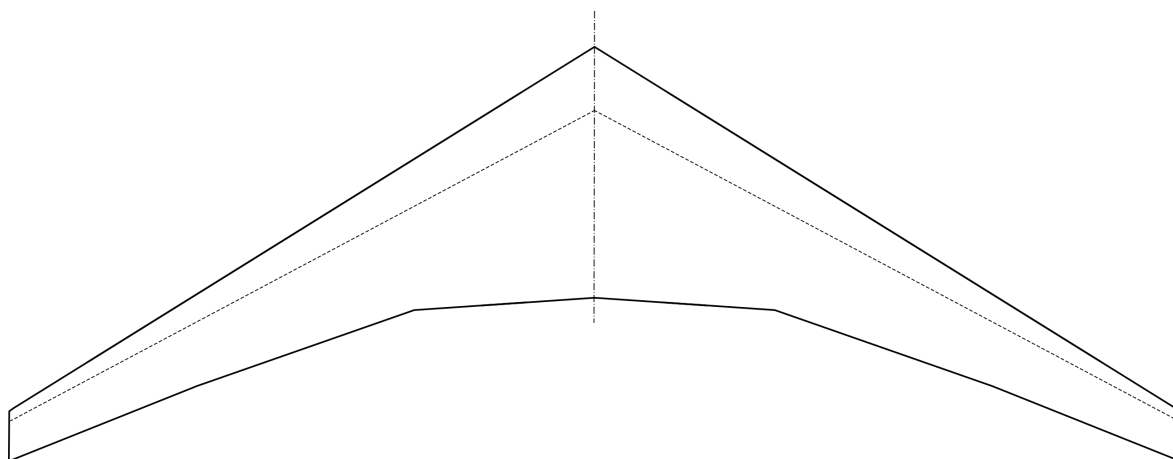
Tutti i calcoli sono stati effettuati utilizzando una routine appositamente realizzata in Matlab, che assegnata una geometria in input, permette di calcolare la distribuzione delle grandezze geometriche e aerodinamiche lungo la semi apertura, l'ala ellittica equivalente, facendo un controllo sulle aree, il carico addizionale secondo il metodo di Schrenk, il carico basico, la distribuzione di coefficiente di portanza, e la correzione di Pope & Haney.

### 2.1 Il metodo di Schrenk

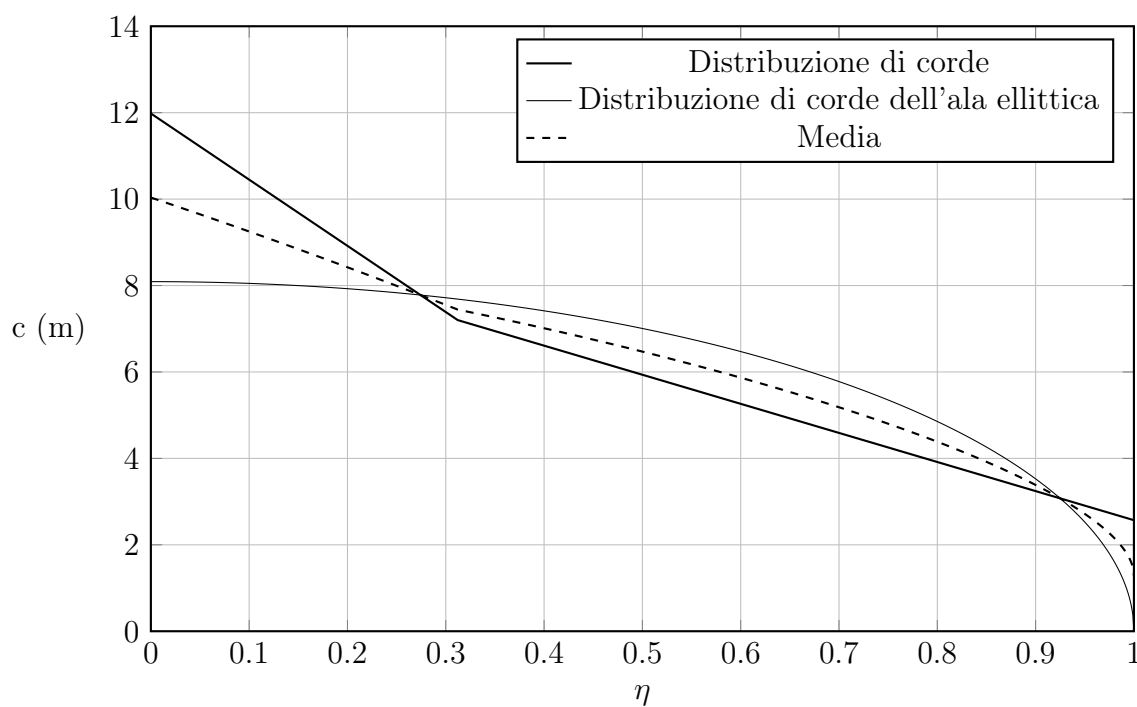
Il metodo ingegneristico di Schrenk è un metodo semiempirico che consente il calcolo del carico aerodinamico lungo un'ala dritta nell'ipotesi di assenza di fenomeni viscosi a basse velocità. Tale metodo ha il vantaggio di consentire una valutazione piuttosto veloce ed accettabilmente accurata del carico, molto utile in sede di progetto preliminare.

L'ipotesi alla base del metodo di Schrenk consiste nel valutare il carico addizionale lungo l'apertura, come media tra la distribuzione delle corde effettive dell'ala in esame e la distribuzione delle corde di un'ala ellittica avente la stessa area in pianta e la stessa apertura. In primo luogo sarà ricavato il carico addizionale lungo la semiala, e in seguito verrà valutato anche il carico basico al fine di ottenere il carico totale lungo l'ala.

Le analisi saranno condotte sull'ala in figura 2.1 nella pagina successiva, i cui dati sono riportati in tabella 1.1 a pagina 4.



**Figura 2.1.** Forma in pianta dell'ala dell' Airbus A340-200, configurazione senza winglet.

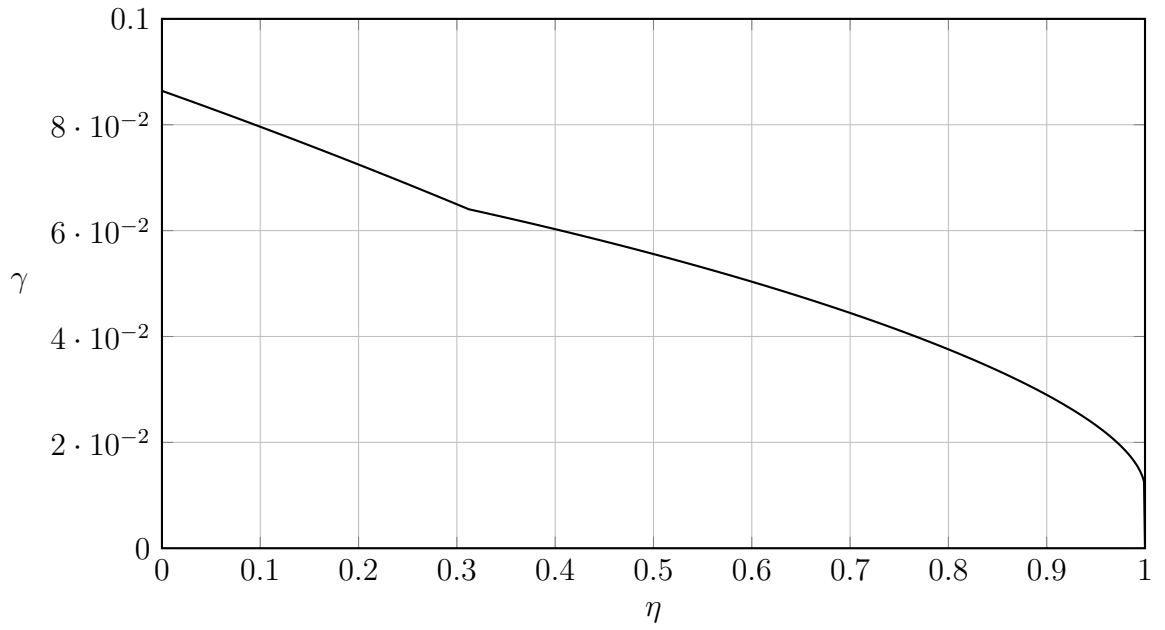


**Figura 2.2.** Velivolo Airbus A340-200. Confronto tra la distribuzione di corde e la distribuzione di corde di un'ala ellittica equivalente. MATLAB R2016b.

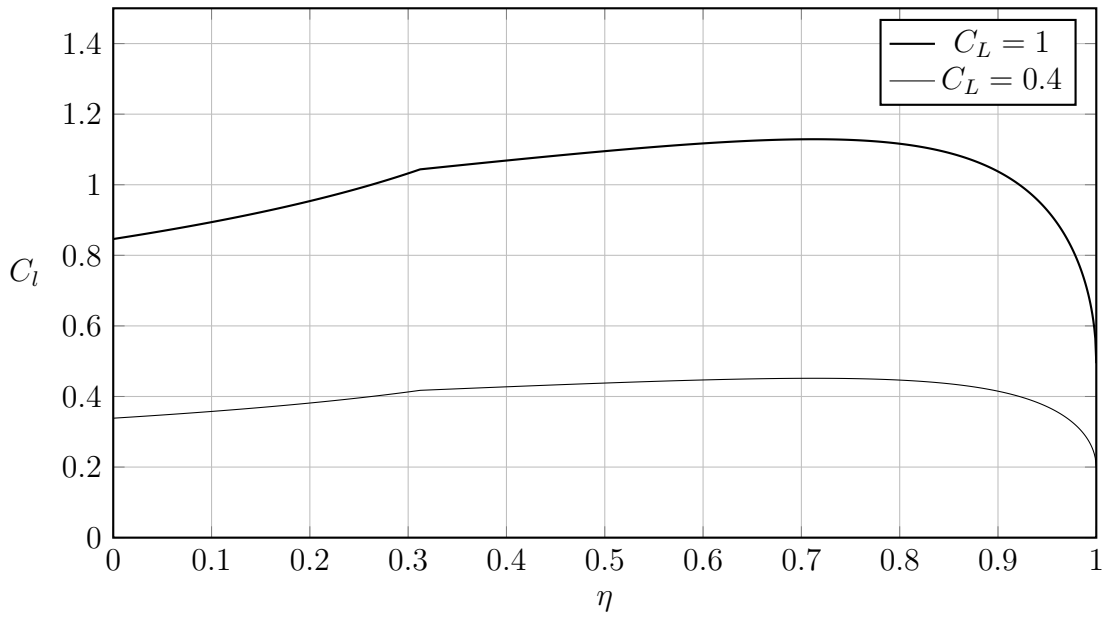
La correttezza del risultato è stata verificata tramite un confronto delle aree dell'ala dell' Airbus A340-200 e l'ala ellittica equivalente, come riportato in figura 2.1.

<i>Geometria fornita</i>	<i>Ala ellittica equivalente</i>
$S = 370,444 \text{ m}^2$	$S = 370,440 \text{ m}^2$

**Tabella 2.1.** Velivolo A340-200. Confronto tra le superfici alari della geometria fornita e dell'ala ellittica equivalente.



**Figura 2.3.** Velivolo Airbus A340-200. Carico addizionale calcolato con il metodo di Schrenk per  $C_L = 1$ . MATLAB R2016b.



**Figura 2.4.** Velivolo Airbus A340-200. Distribuzione di  $C_l$  calcolato con il metodo di Schrenk, a diversi coefficienti di portanza dell'ala. MATLAB R2016b.

Il carico basico, dovuto allo svergolamento, si considera proporzionale alla metà dello svergolamento realmente esistente

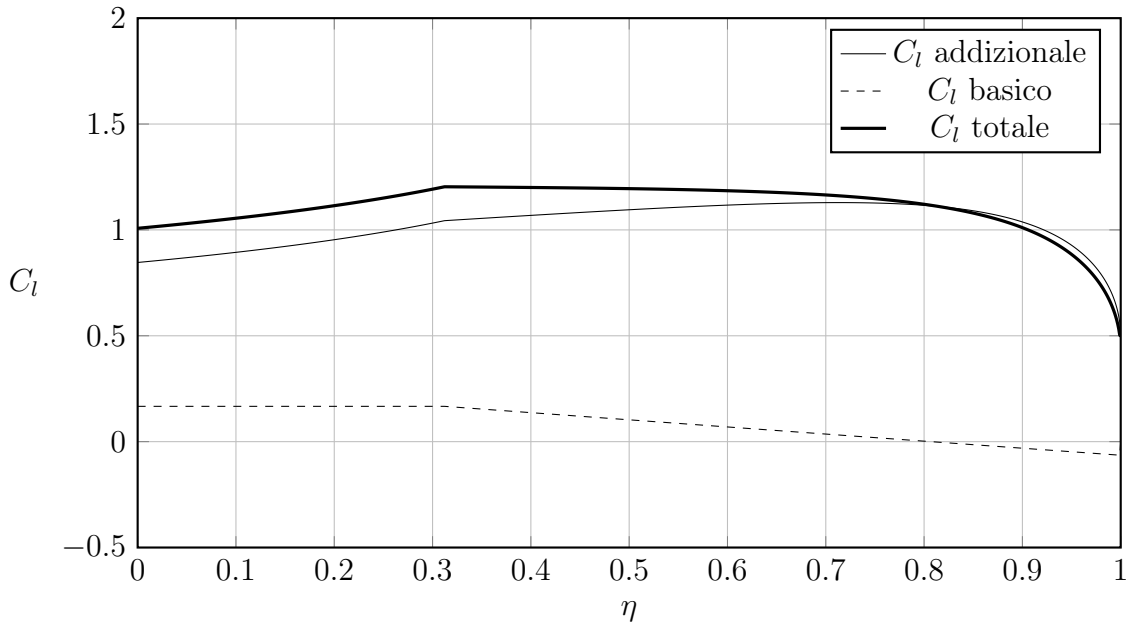
$$cC_{l_b} = cC_{l_\alpha} \frac{1}{2} (\varepsilon_y - [\alpha]_{C_L=0}) \quad (2.1)$$

I profili utilizzati per l'ala sono profili supercritici, con spessore costante fino alla stazione del *kink*, riportati nella tabella

Stazione	Profilo	$\alpha_{0l}$	$C_{l_\alpha}$	$\varepsilon$
Root, Kink	SC(2)-0610	$-3.82^\circ$	$6.64\text{rad}^{-1}$	$0^\circ$
Tip	SC(2)-0614	$-3.57^\circ$	$6.56\text{rad}^{-1}$	$-4^\circ$

**Tabella 2.2.** Velivolo A340-200. Profili lungo l'apertura

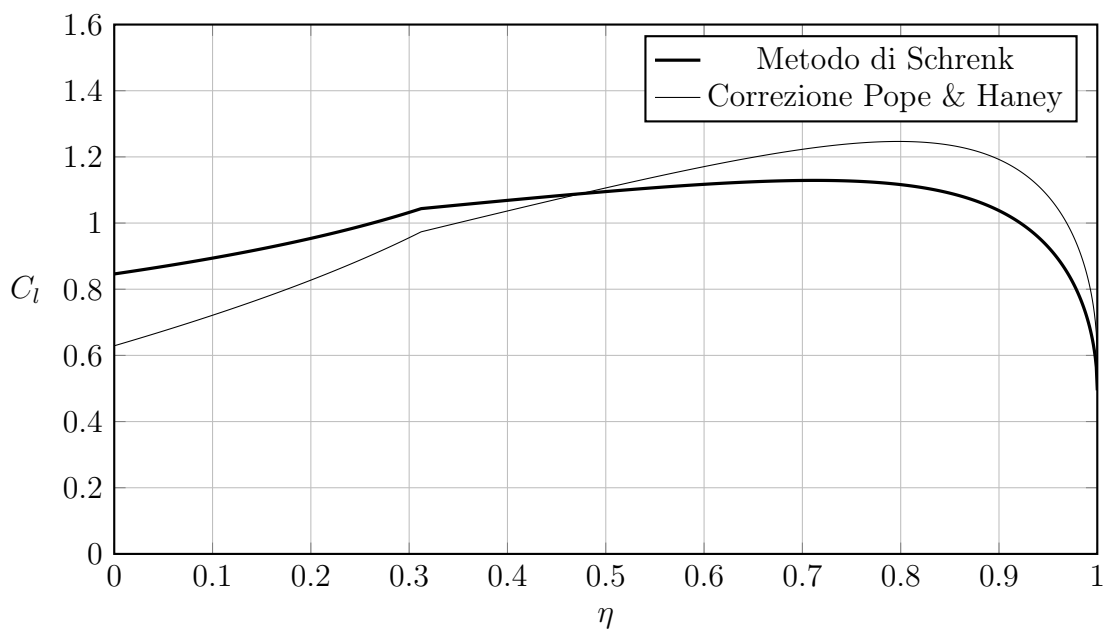
Al fine di poter calcolare il carico basico, si suppone uno svergolamento di  $-4^\circ$  all'estremità e svergolamento nullo alla radice e *kink*, con una legge di variazione lineare. L'angolo di portanza nulla dell'ala risulta essere  $\alpha_{ZL} = -2.2^\circ$



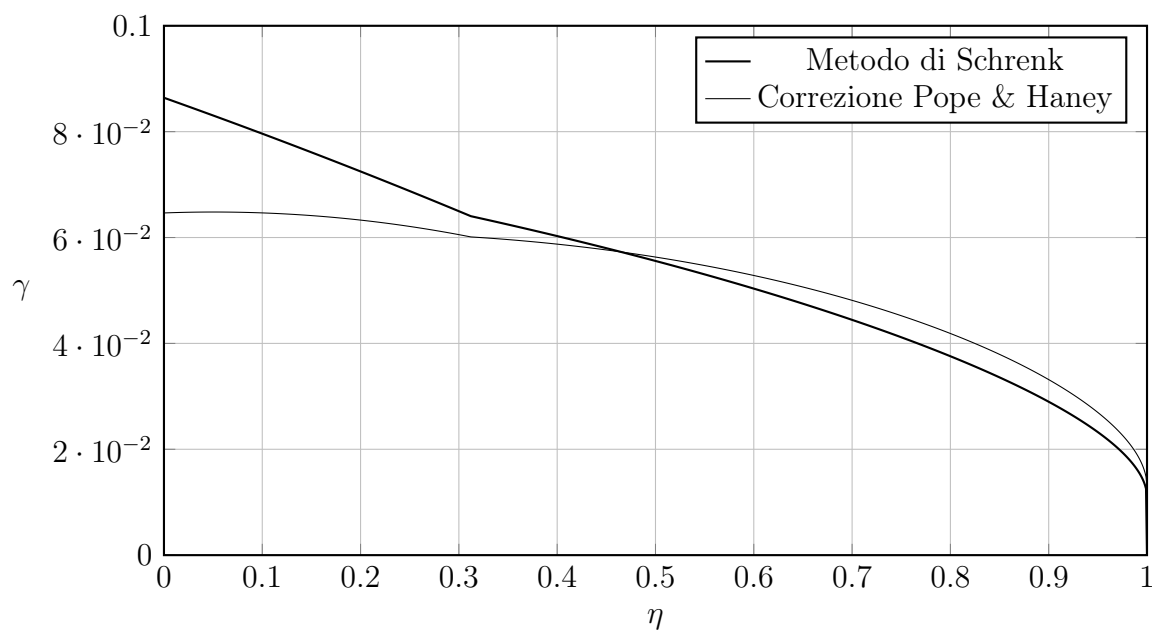
**Figura 2.5.** Velivolo Airbus A340-200. Distribuzione di  $C_l$  basico e addizionale e totale per  $C_L = 1$ . MATLAB R2016b.

## 2.2 Carico alare effettivo secondo Pope & Haney

Un'estensione del metodo di Schrenk alle ali a freccia, proposta da Pope ed Haney, permette di correggere i risultati ottenuti dal metodo di Schrenk introducendo un fattore proporzionale al coseno della freccia. L'effetto della freccia è quello di ridurre il  $C_L$  dell'ala, pertanto il confronto tra i due metodi è stato fatto a parità di  $C_L$ , scalando quello ottenuto dal metodo Pope & Haney. Come si può notare dalla figura 2.6 nella pagina seguente a pari coefficiente di portanza, la freccia sposta i carichi verso l'esterno se positiva, effetto visibile nonostante lo svergolamento d'estremità.



**Figura 2.6.** Velivolo Airbus A340-200. Distribuzione di  $C_l$  calcolato con il metodo di Schrenk, e correzione Pope & Haney, per  $C_L = 1$ . MATLAB R2016b.



**Figura 2.7.** Velivolo Airbus A340-200. Distribuzione del carico alare calcolato con il metodo di Schrenk, e correzione Pope & Haney, per  $C_L = 1$ . MATLAB R2016b.

---

## La Teoria Globale

---

In questo capitolo saranno condotti dei calcoli al fine di determinare i valori di interesse del velivolo, come  $C_L$ ,  $C_{Di}$ ,  $D_i$ , deviazione globale e componente della velocità verticale impresse dall'aria. Successivamente saranno illustrati dei grafici che riportano le variazioni di tali grandezze con la velocità, la quota e il peso del velivolo.

### 3.1 Calcoli Preliminari

Prima di procedere con il calcolo dei valori d'interesse attraverso la Teoria Globale, è necessario calcolare alcuni dati utili alle successive applicazioni.

Tali valori che saranno di seguito calcolati sono già stati riportati nelle relative tabelle dei dati per avere una migliore visione d'insieme degli stessi.

#### 3.1.1 Densità alla quota di tangenza

Fino ad un'altitudine di  $11000m$ , secondo il modello di Atmosfera Standard Internazionale **ICAO** la temperatura decresce linearmente con la quota, mentre il rapporto tra le densità è espresso dalla seguente equazione[?]

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\left(\frac{g - RT_z}{RT_z}\right)} \quad (3.1)$$

Ove l'esponente nella 3.1 è una costante e vale

$$\frac{g - RT_z}{RT_z} = 4.256 \quad (3.2)$$

Si ottiene così il valore della densità che ci interessa

$$\rho_2 = 0.7694 \frac{Kg}{m^3}$$

### 3.1.2 Fattore di Oswald

È possibile stimare il fattore di Oswald di un velivolo con un valore compreso tra 0.7 e 0.8. Pur potendo fare così una stima sufficientemente accettabile si è preferito effettuare un calcolo analitico ricorrendo alla seguente formula [?]

$$e = 4.61(1 - 0.045\mathcal{R}^{0.68})(\cos\Lambda_L E)^{0.15} - 3.1 \quad (3.3)$$

Da cui si ottiene un valore del fattore di Oswald per il **JABIRU J450**

$$e = 0.69$$

## 3.2 Coefficiente di Portanza

Per sviluppare i calcoli riguardo il Coefficiente di Portanza, si è supposto il velivolo in volo livellato, dimodoché risulti  $L = W$ .

Il massimo  $C_L$  del velivolo è stato valutato nelle seguenti condizioni

- peso massimo al decollo

- quota al livello del mare
- velocità di stallo ( con *flap* deflessi e in configurazione pulita)

Sostituendo i detti valori nella formula del Coefficiente di Portanza con le opportune unità di misura

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (3.4)$$

Si ottengono i seguenti valori rispettivamente nella configurazione con flap e in quella pulita

$$C_{L_f} = 1.887$$

$$C_{L_c} = 1.263$$

### 3.3 Coefficiente di Resistenza indotta e Resistenza indotta

La relazione che lega il Coefficiente di Resistenza indotta e il Coefficiente di Portanza è la seguente

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \mathcal{R}e} \quad (3.5)$$

Nelle seguenti condizioni

- peso massimo al decollo
- quota al livello del mare
- *flap* deflessi

Il Coefficiente di Resistenza indotta assume un valore di



$$C_{D_i} = 0.2190$$

cui corrisponde una Resistenza indotta di

$$D_i = 801.5N$$

### 3.4 Deviazione impressa della corrente e velocità verticale

Nella Teoria Globale si sostituisce l'effetto che subiscono le particelle d'aria perturbate da un aeromobile con l'effetto di un tubo di flusso curvo che imprime sulle particelle in ingresso una deviazione  $\beta$ .

Per calcolare  $\beta$  si è utilizzata la seguente formula

$$\beta = \frac{2C_L}{\pi Re} \quad (3.6)$$

Nelle seguenti ipotesi

- peso Massimo al Decollo
- quota al livello del mare
- velocità di stallo ( con *flap* deflessi e in configurazione pulita)

Il valore assunto da  $\beta$  è

$$\beta = 13.29^\circ$$

La velocità verticale, nell'ipotesi di deviazioni piccole, può essere approssimata con la seguente formula

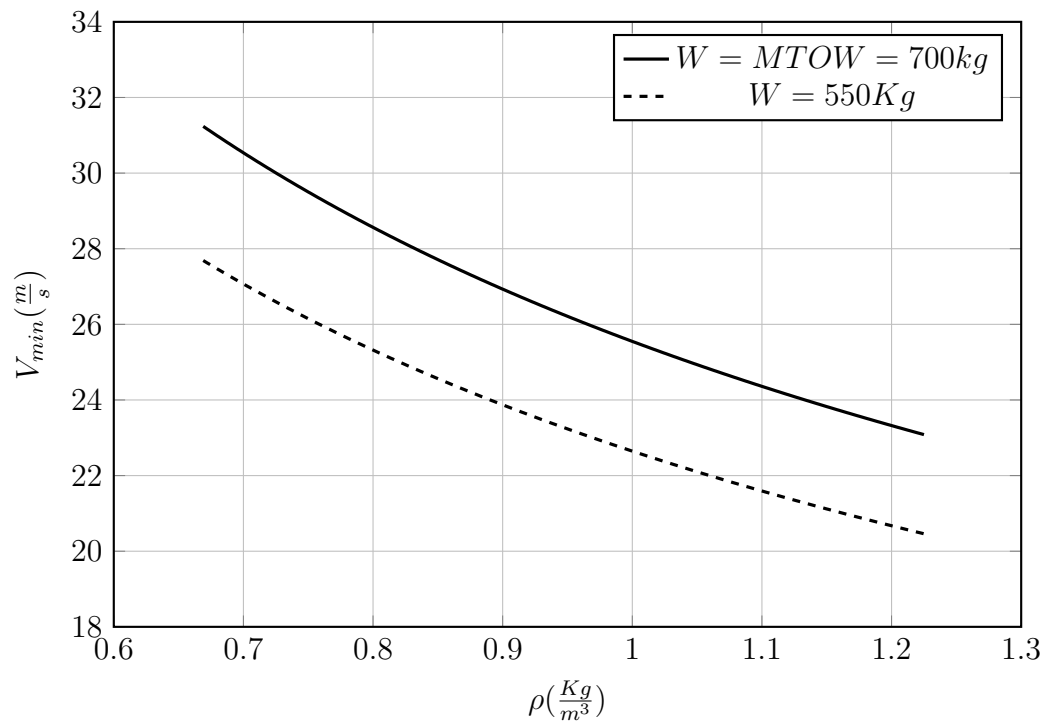
$$\Delta V_v = \beta V_\infty \quad (3.7)$$

In corrispondenza del valore di  $\beta$  calcolato, si ottiene un  $\Delta V_v$

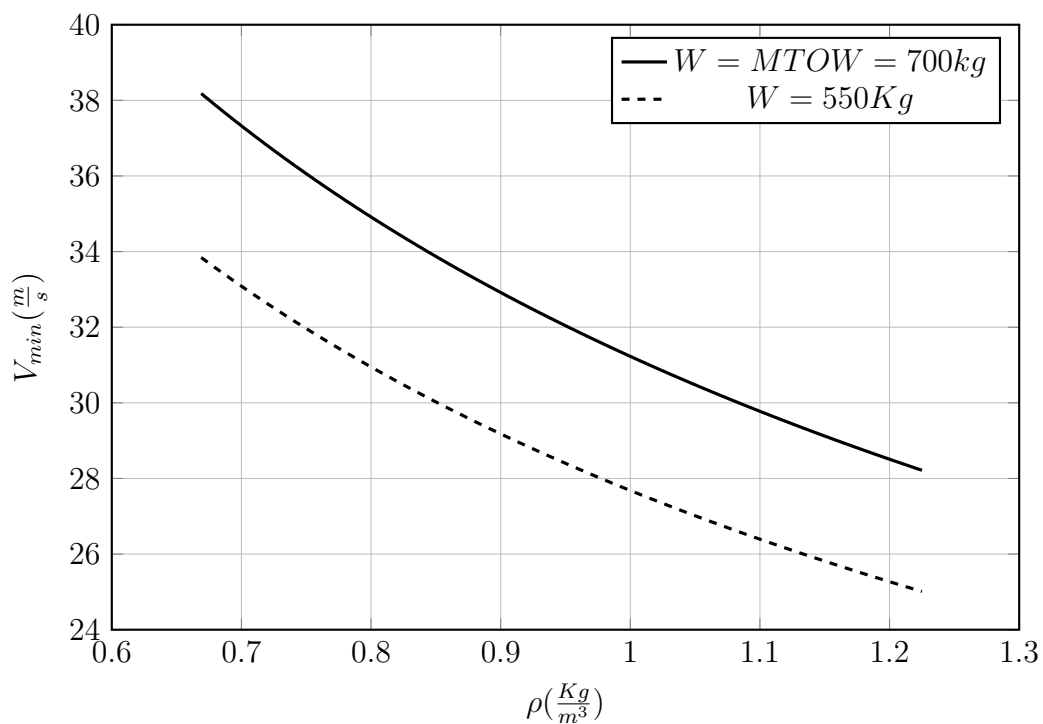
$$\Delta V_v = 5.369 \frac{m}{s}$$

### 3.5 Grafici

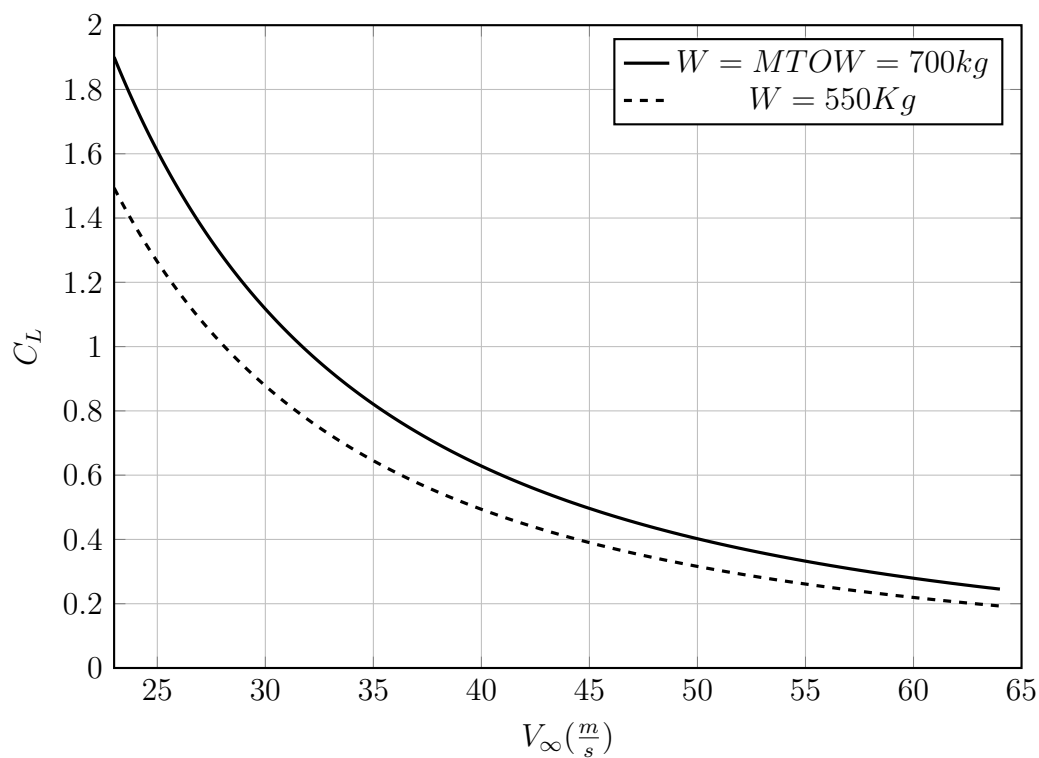
Di seguito sono riportati alcuni grafici degni di nota delle grandezze analizzate



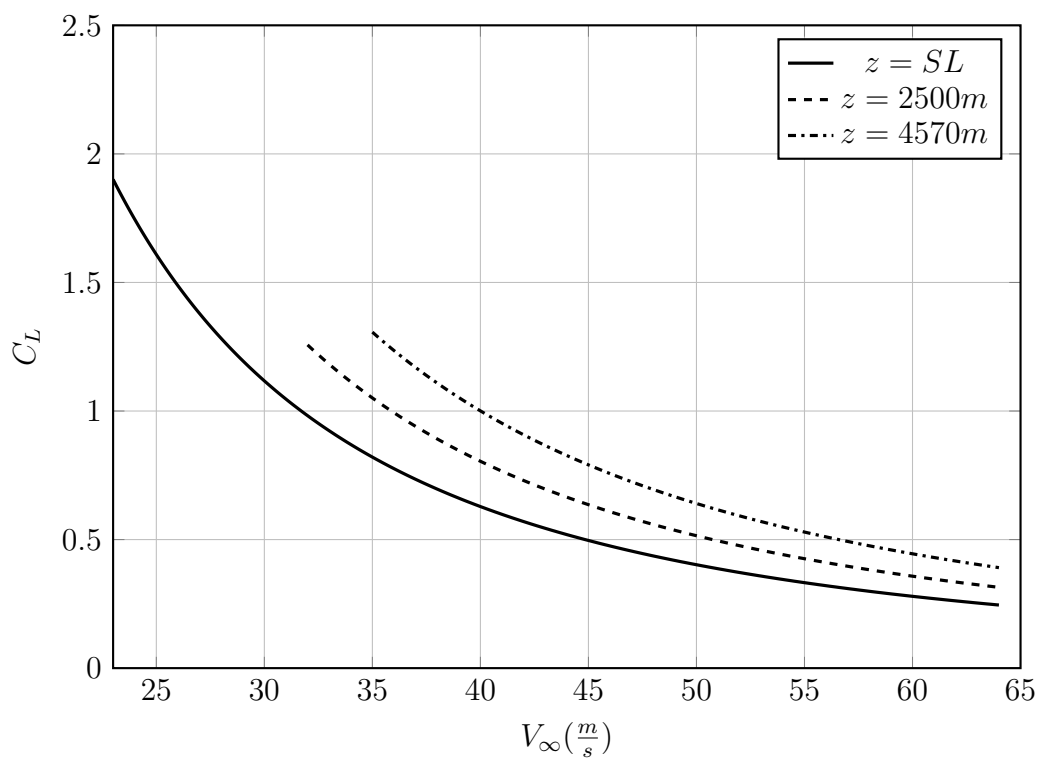
**Figura 3.1.** Variazione della velocità al variare della densità e quindi della quota. Velivolo **J450** con flap deflessi



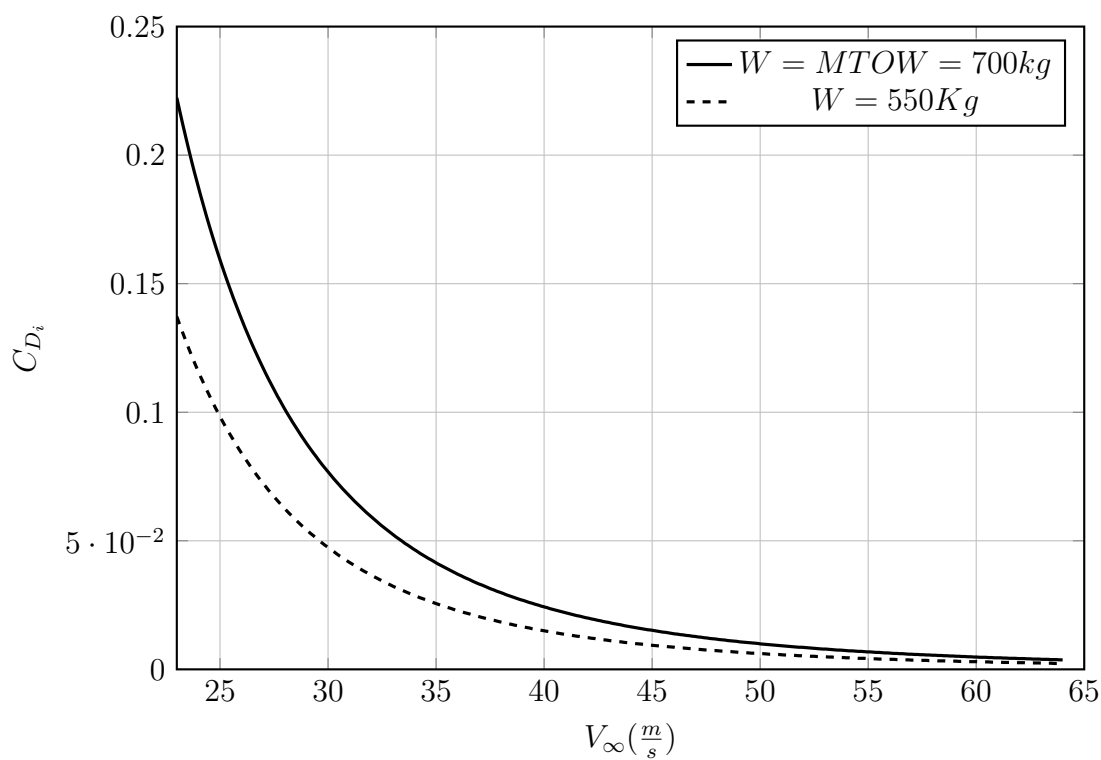
**Figura 3.2.** Variazione della velocità al variare della densità e quindi della quota. Velivolo **J450**, configurazione pulita



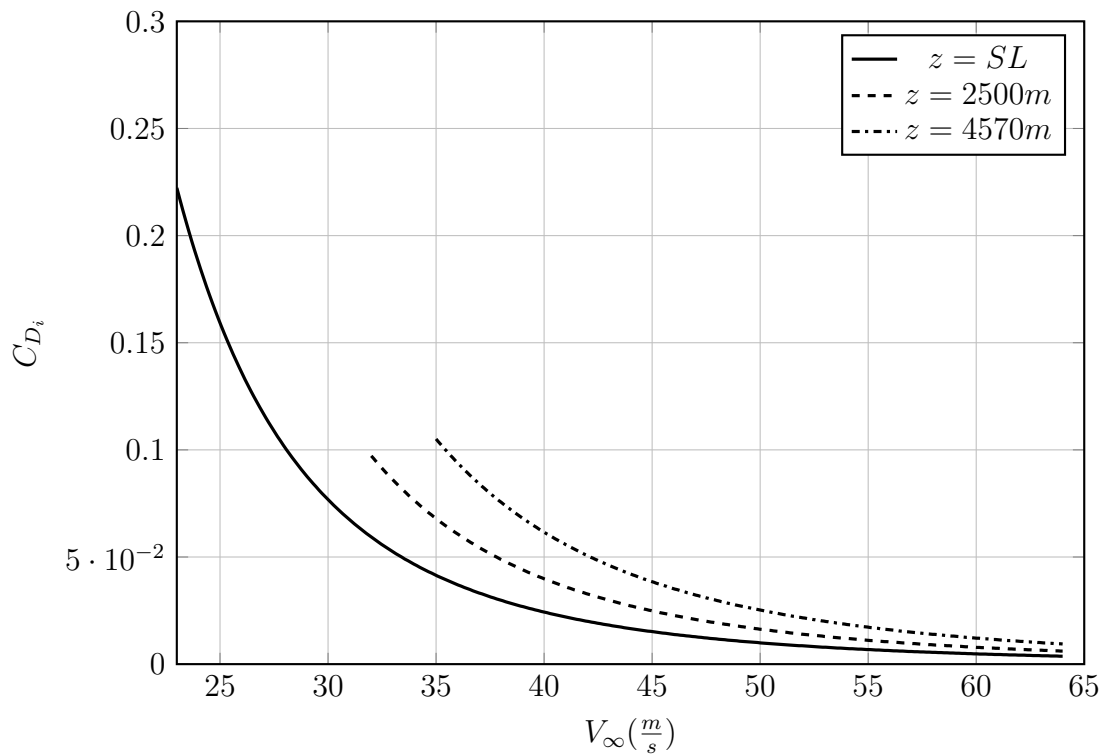
**Figura 3.3.** Andamento del  $C_L$  con la velocità. Confronto al variare del peso, fissata la quota SL. Velivolo **J450**



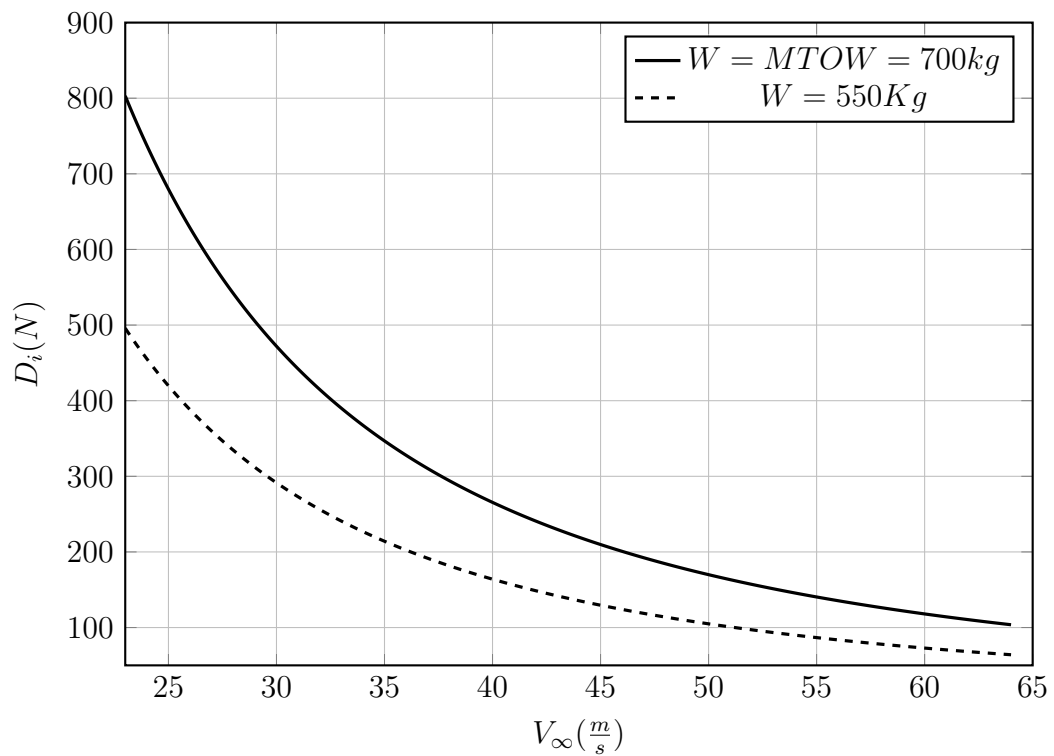
**Figura 3.4.** Andamento del  $C_L$  con la velocità. Confronto al variare della quota, fissato il peso MTOW. Velivolo **J450**



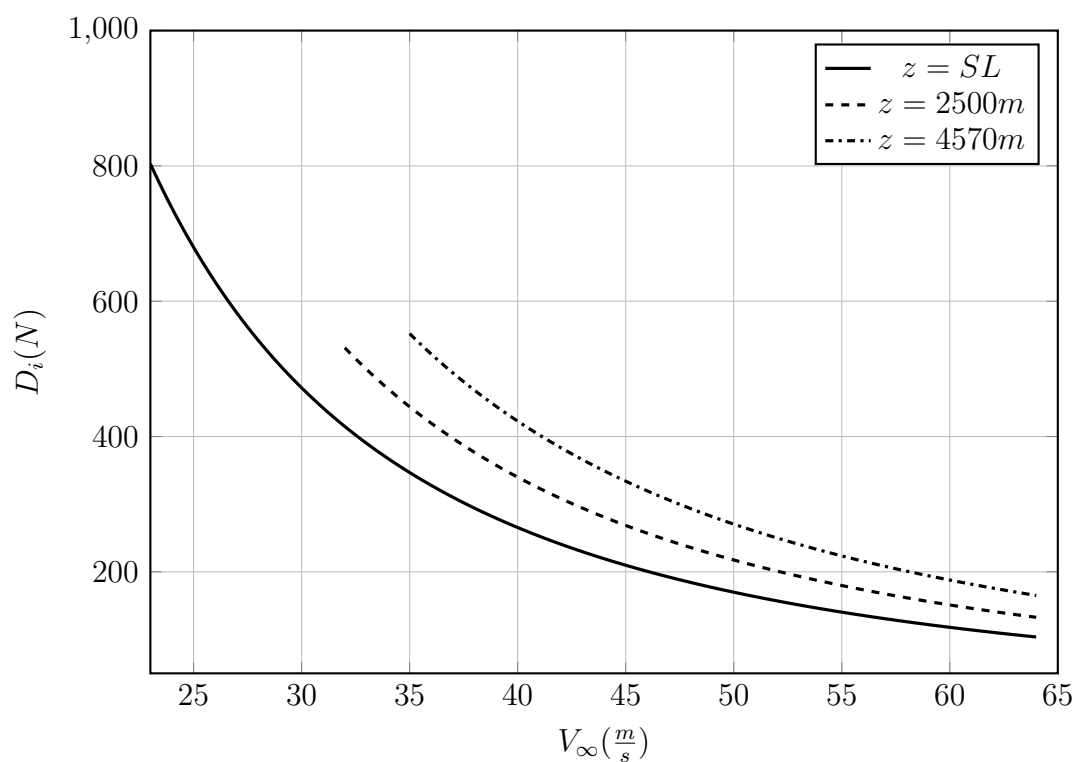
**Figura 3.5.** Andamento del  $C_{D_i}$  con la velocità. Confronto al variare del peso, fissata la quota SL. Velivolo **J450**



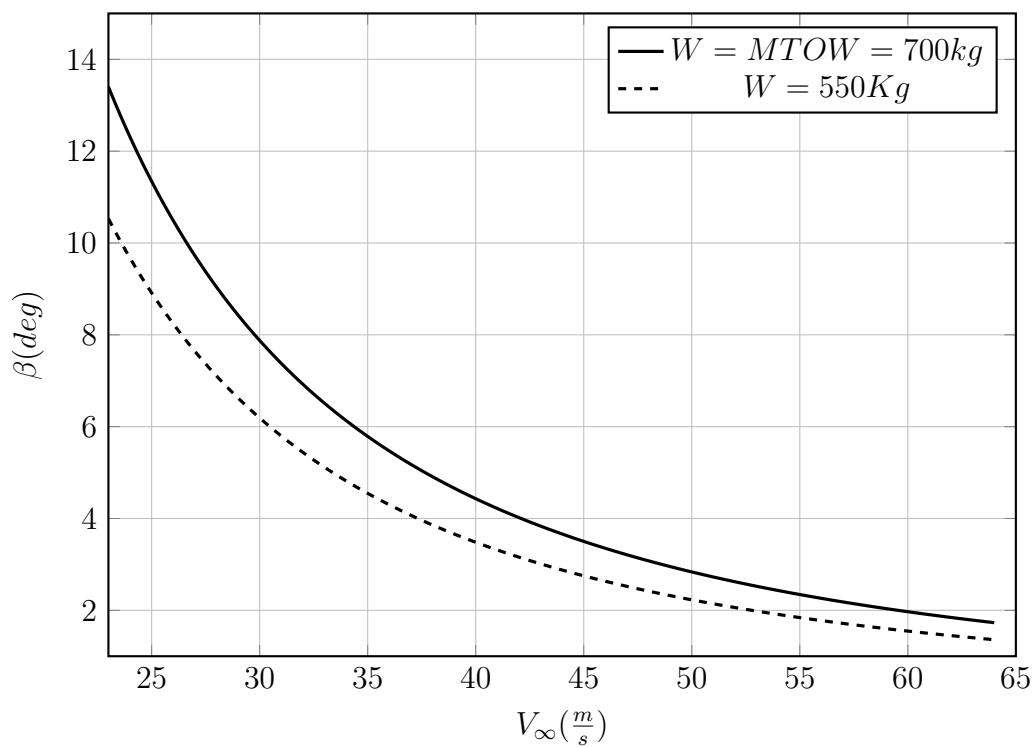
**Figura 3.6.** Andamento del  $C_{D_i}$  con la velocità. Confronto al variare della quota, fissato il peso MTOW. Velivolo **J450**



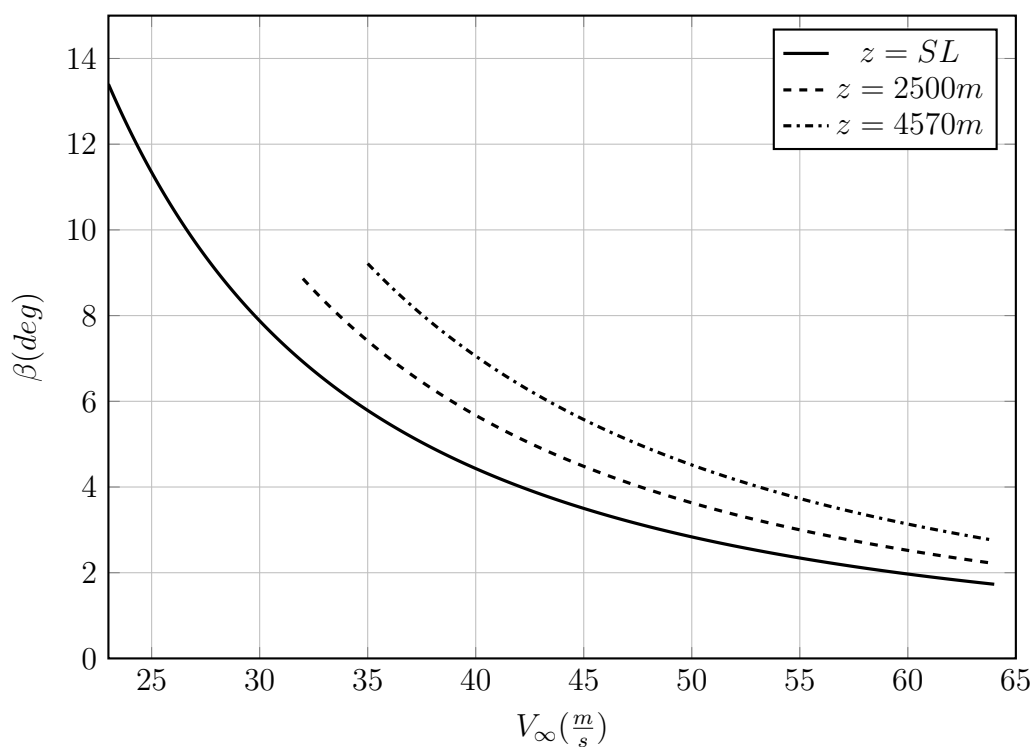
**Figura 3.7.** Andamento del  $D_i$  con la velocità. Confronto al variare del peso, fissata la quota SL. Velivolo **J450**



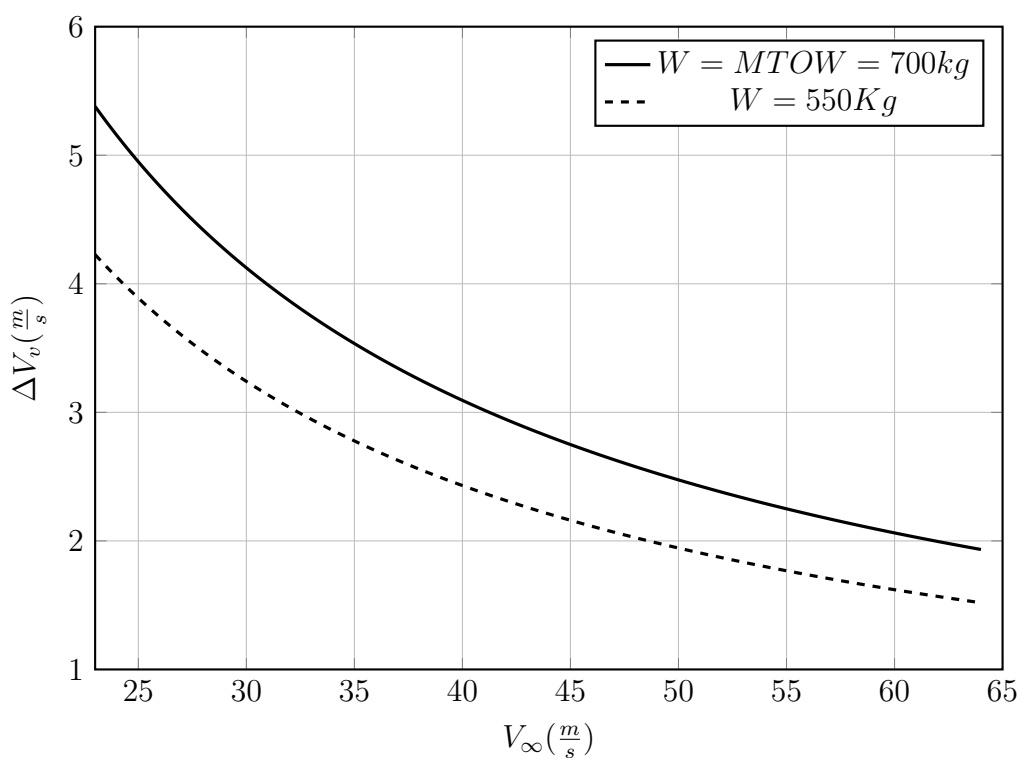
**Figura 3.8.** Andamento del  $D_i$  con la velocità. Confronto al variare della quota, fissato il peso MTOW. Velivolo **J450**



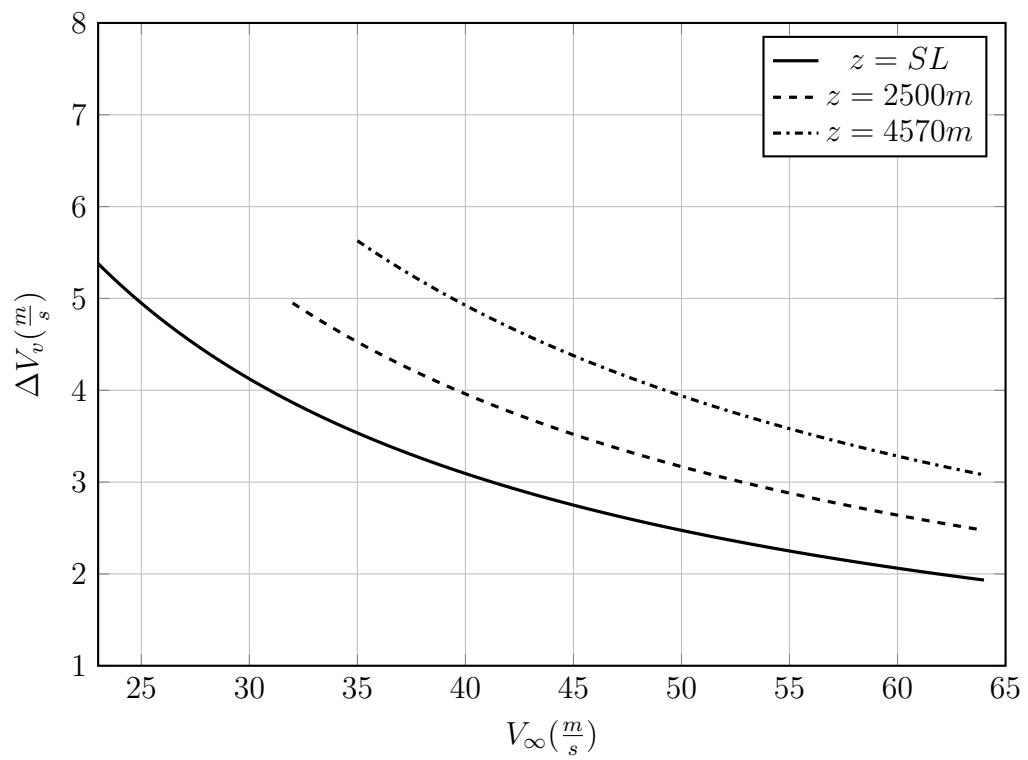
**Figura 3.9.** Andamento del  $\beta$  con la velocità. Confronto al variare del peso, fissata la quota SL. Velivolo **J450**



**Figura 3.10.** Andamento del  $\beta$  con la velocità. Confronto al variare della quota, fissato il peso MTOW. Velivolo **J450**

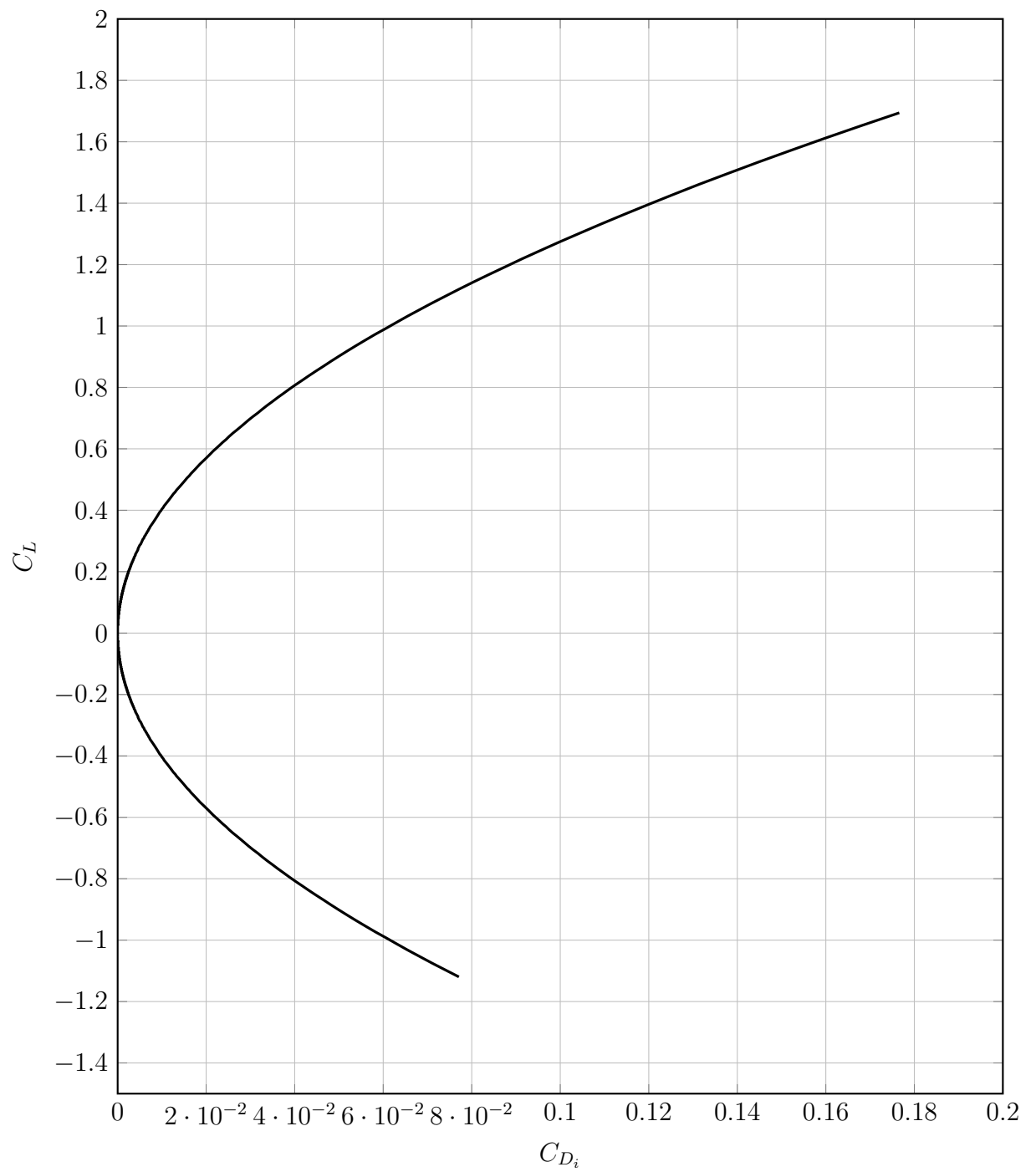


**Figura 3.11.** Andamento del  $\Delta V_v$  con la velocità. Confronto al variare del peso, fissata la quota SL. Velivolo **J450**



**Figura 3.12.** Andamento del  $\Delta V_v$  con la velocità. Confronto al variare della quota, fissato il peso MTOW. Velivolo **J450**





**Figura 3.13.** Polare parabolica per il velivolo J450

---

## Lista dei simboli

---

- $\mathcal{R}$  allungamento alare
- $\alpha$  angolo di attacco
- $\alpha_{\text{stall}}$  angolo di stallo
- $\alpha_{\text{id}}$  angolo di attacco ideale
- $b$  apertura alare
- $c$  corda di un profilo
- $C_d$  coefficiente di resistenza di profilo
- $C_{D_i}$  coefficiente di resistenza indotta del velivolo
- $C_f$  coefficiente d'attrito
- $C_l$  coefficiente di portanza di profilo
- $C_{l_\alpha}$  gradiente della retta di portanza di profilo
- $C_{l_{id}}$  coefficiente di portanza ideale di profilo
- $C_{m_p}$  coefficiente di momento rispetto al polo p
- $C_p$  coefficiente di pressione
- $C_{p_{\min}}$  minimo valore del coefficiente di pressione
- $C_p^*$  coefficiente di pressione critico
- $\delta_a$  angolo di deflessione dell'alettone
- $\delta_{flap}$  angolo di deflessione del flap
- $H$  fattore di forma dello strato limite
- $M_\infty$  numero di Mach della corrente asintotica
- $M'_{\infty_{\text{cr}}}$  numero di Mach critico inferiore

- $M''_{\infty_{cr}}$  numero di Mach critico superiore
- $n_{cr}$  fattore di amplificazione
- $Re$  numero di Reynolds
- $s$  ascissa curvilinea del profilo
- $S$  superficie alare
- $\tau$  spessore massimo di profilo
- $x_{cp}$  ascissa del centro di pressione

---

## Bibliografia

---

- [1] DE NICOLA, C., 2018-2019, *Appunti per un corso di Aerodinamica degli Aeromobili*, Università degli studi di Napoli Federico II
- [2] TOGNACCINI, R., 2016-2017, *Appunti del corso di Aerodinamica*, Università degli studi di Napoli Federico II
- [3] Airfoil Tool, URL: <http://airfoiltools.com/airfoil>
- [4] Plot Digitizer, URL: <http://plotdigitizer.sourceforge.net>
- [5] Airbus S.A.S., 2018, *Aircraft characteristic airport and maintenance planning*, France
- [6] Jane's Information Group, 2004-2005 *All the world's aircraft*, USA  
D. Scholz, Estimating the Oswald factor from basic aircraft geometrical parameters, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2012