

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 sottopormela).

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 sottopormi via mail il testo da controllare (in formato .pdf, dimensione <500kb).

Indice

I	Aerodinamica del profilo alare - PW106	1
II	L' Aerodinamica del velivolo Airbus A340-200	2
1	Introduzione	3
2	Il carico lungo l'ala	6
2.1	Il metodo di Schrenk	6
2.2	Carico alare effettivo secondo Pope & Haney	9
	Lista dei simboli	11
	Bibliografia	12

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].

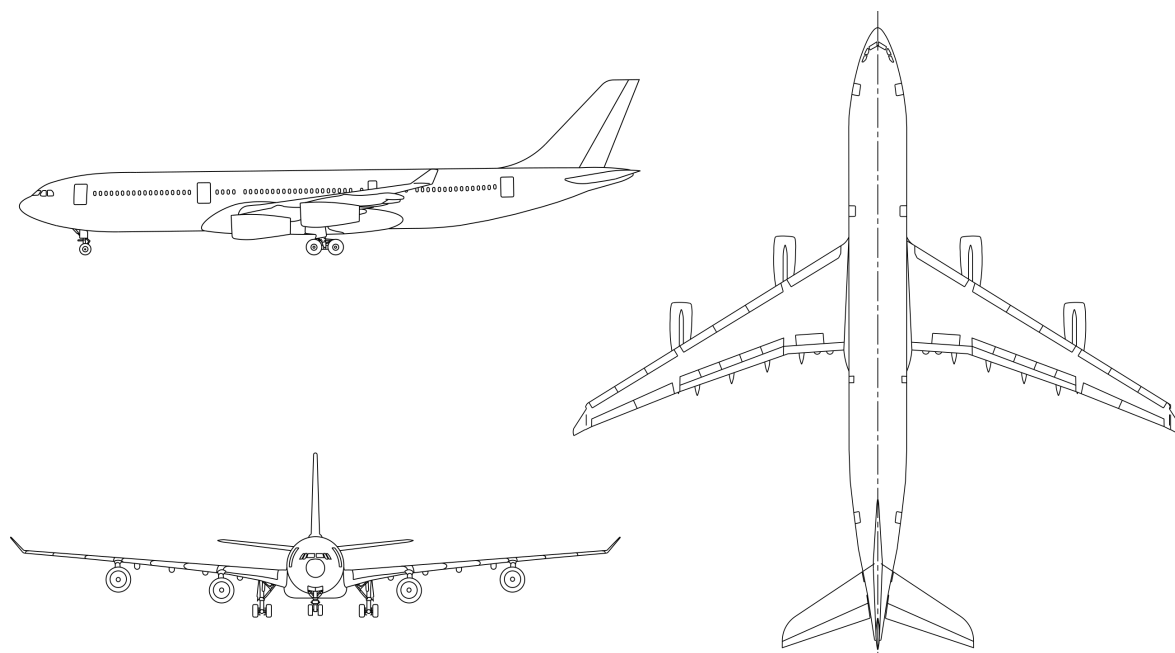


Figura 1.1. Trittico Airbus A340-200

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 ²
Allungamento alare	\mathcal{AR}	11.98
Corda alla radice	c_r	10.6m
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	Λ_{le}	32.2°
Angolo diedro dell'ala	Γ_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 ²
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

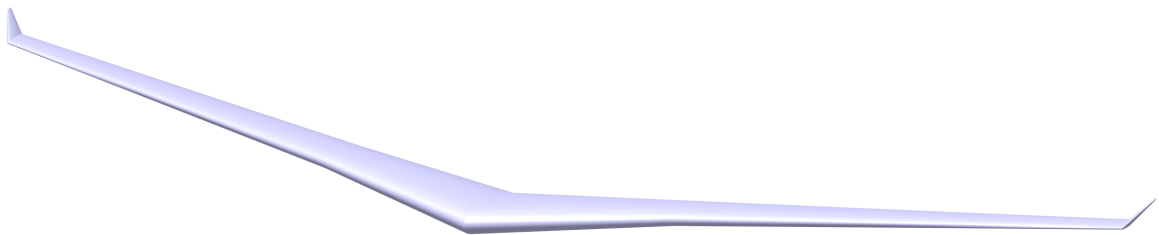


Figura 1.2. Rendering CAD ala Airbus A340-200. CATIA V5-6R2017

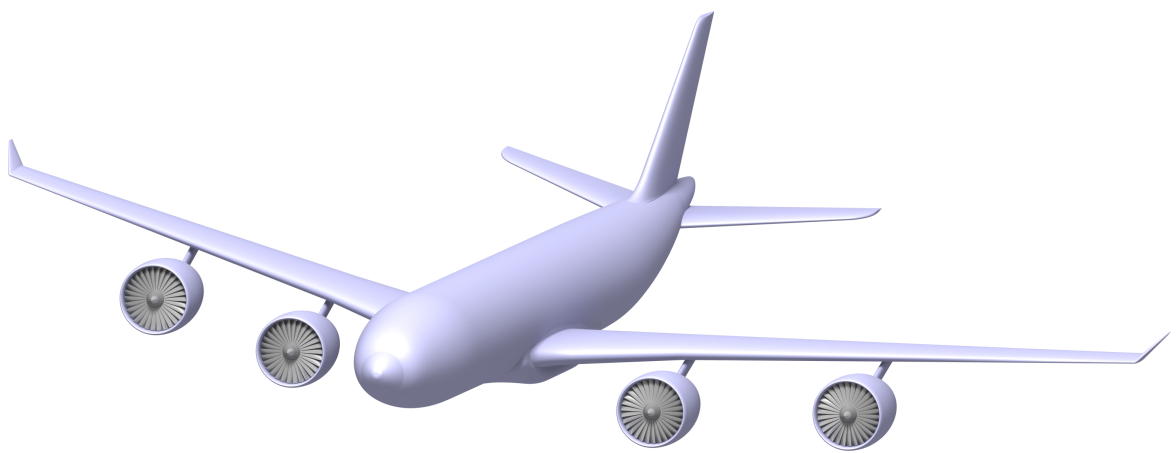


Figura 1.3. *Rendering* CAD velivolo Airbus A340-200. CATIA V5-6R2017

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.

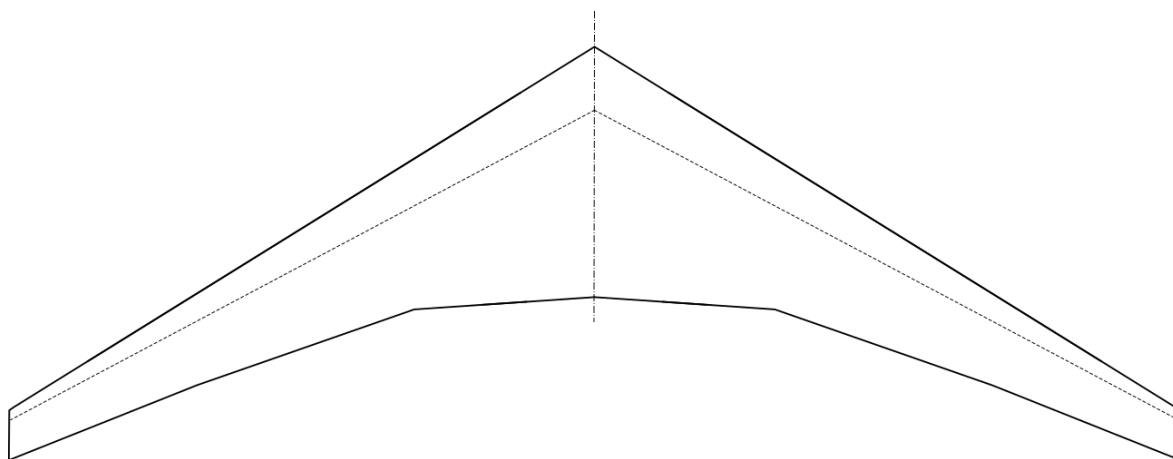


Figura 2.1. Forma in pianta dell'ala dell' Airbus A340-200, configurazione senza winglet.

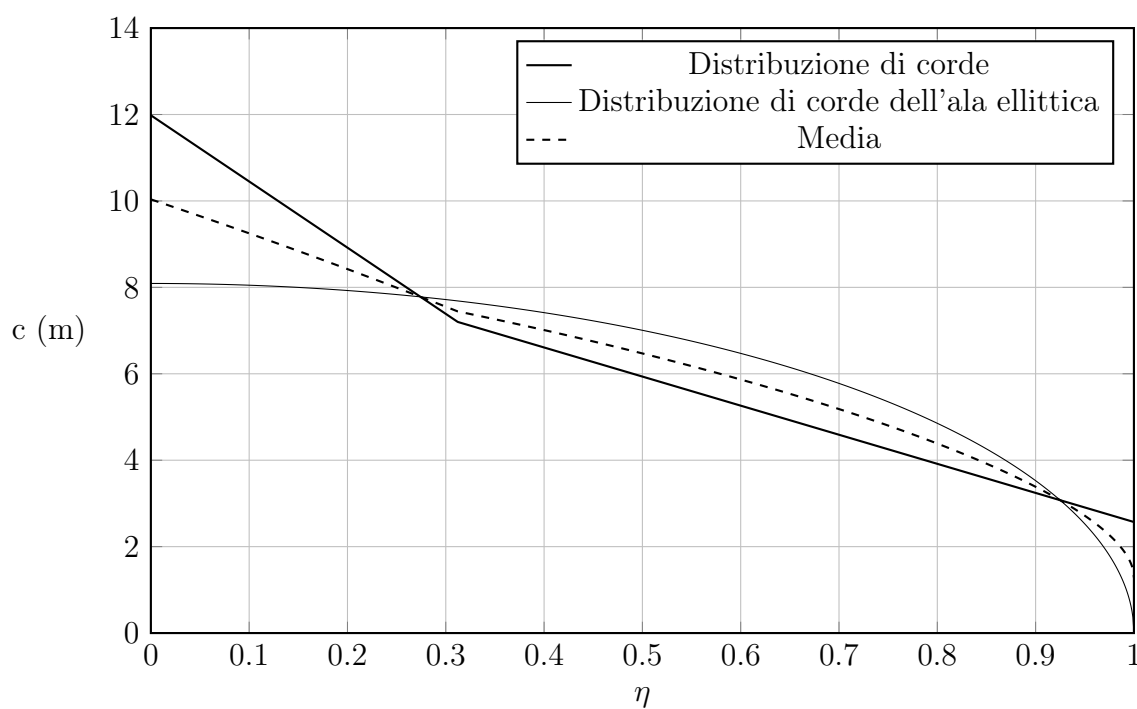


Figura 2.2. Velivolo Airbus A340-200. Confronto tra la distribuzione di corde e la distribuzione di corde di un'ala ellittica equivalente. MATLAB R2016b.

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>
$S = 370,444 \text{ m}^2$	$370,440 \text{ m}^2$

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

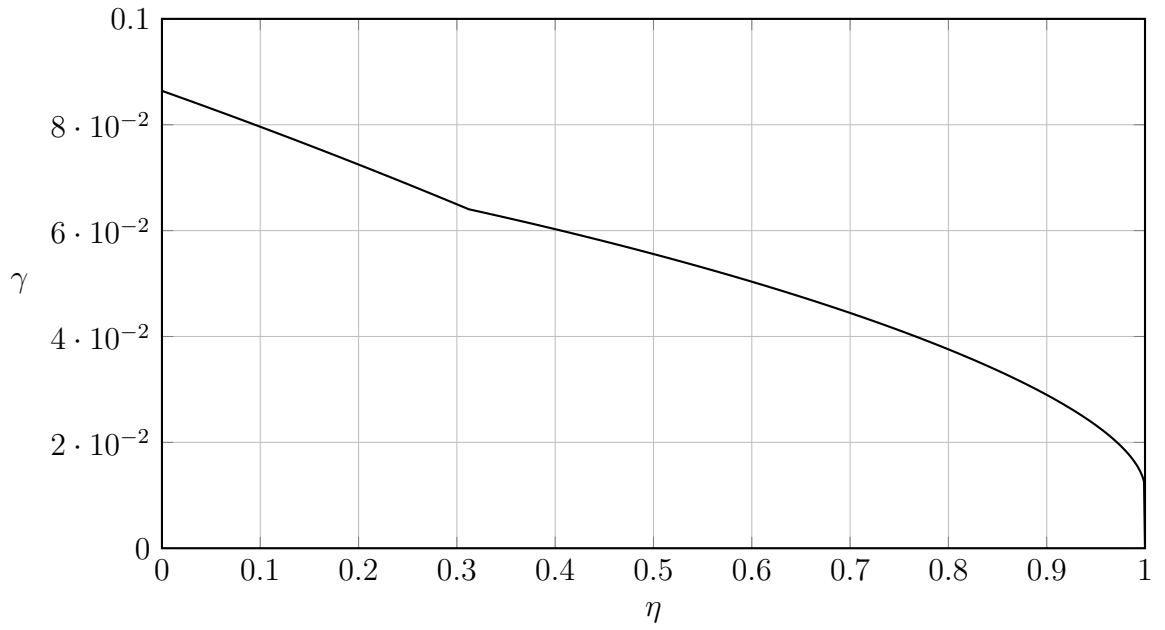


Figura 2.3. Velivolo Airbus A340-200. Carico addizionale calcolato con il metodo di Schrenk per $C_L = 1$. MATLAB R2016b.

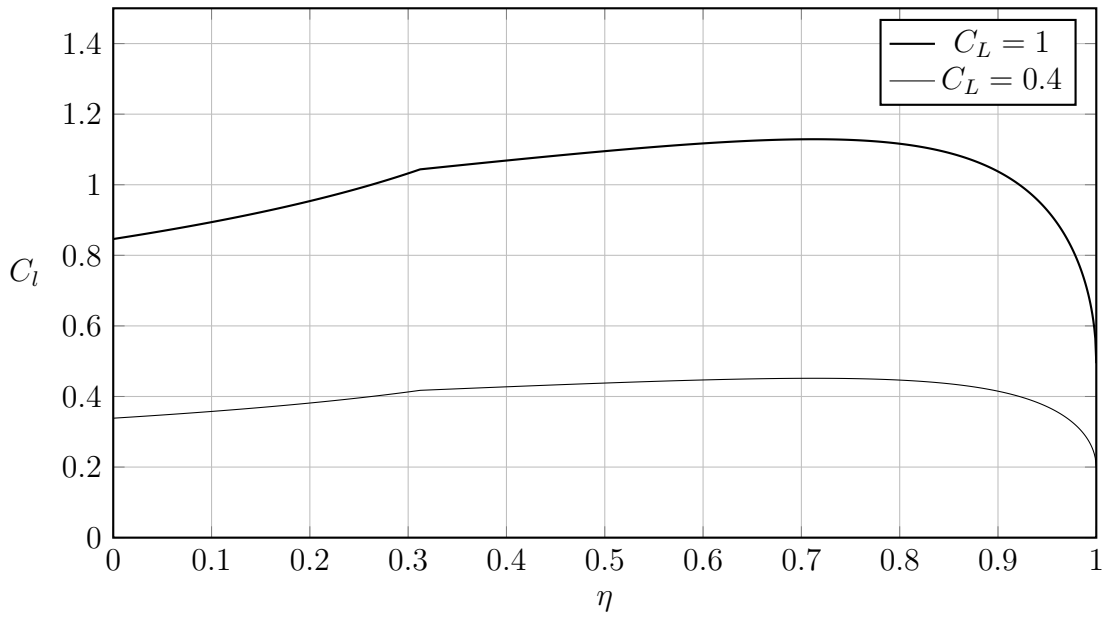


Figura 2.4. Velivolo Airbus A340-200. Distribuzione di C_l calcolato con il metodo di Schrenk, a diversi coefficienti di portanza dell'ala. MATLAB R2016b.

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	α_{0l}	C_{l_α}	ϵ
Root, Kink	SC(2)-0610	-3.82°	6.64rad^{-1}	0°
Tip	SC(2)-0614	-3.57°	6.56rad^{-1}	-4°

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

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

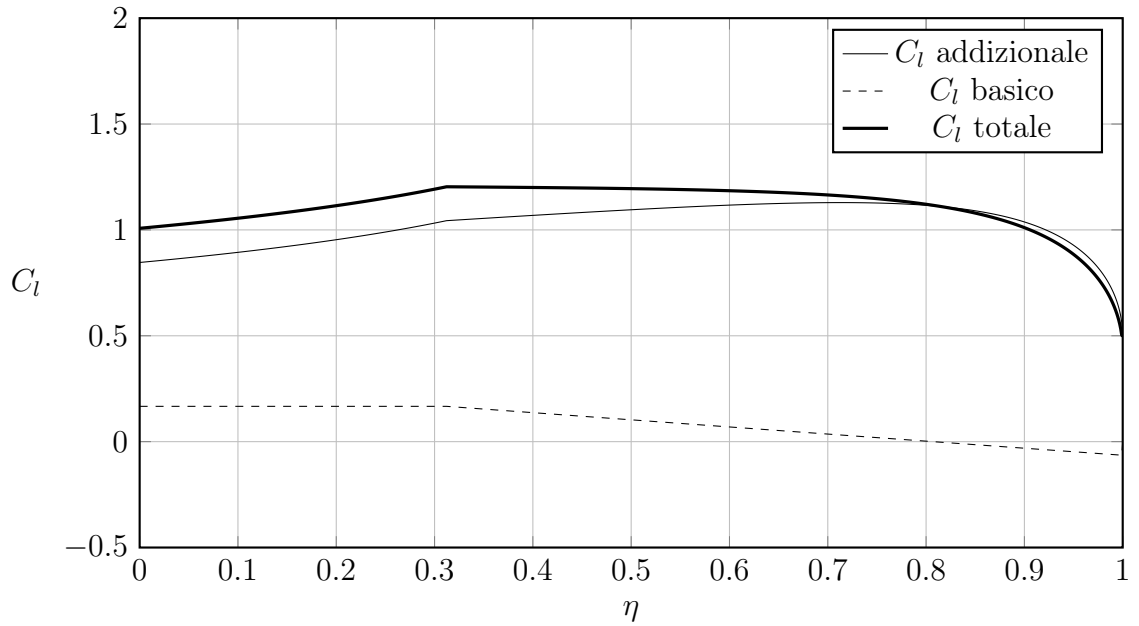


Figura 2.5. Velivolo Airbus A340-200. Distribuzione di C_l basico e addizionale e totale per $C_L = 1$. MATLAB R2016b.

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.

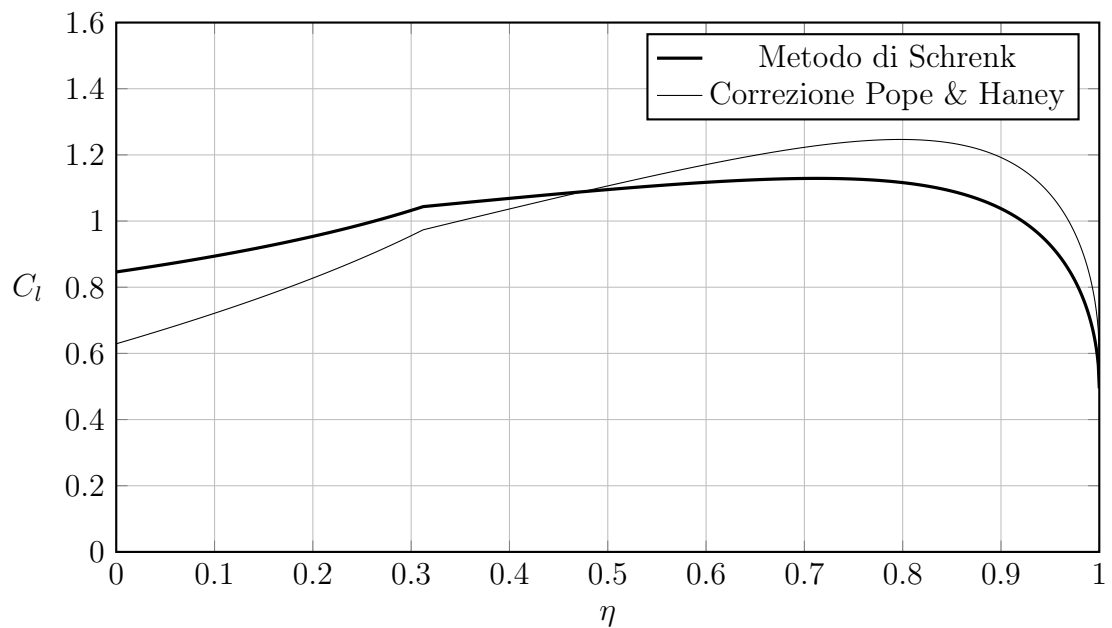


Figura 2.6. Velivolo Airbus A340-200. Distribuzione di C_l calcolato con il metodo di Schrenk, e correzione Pope & Haney, per $C_L = 1$. MATLAB R2016b.

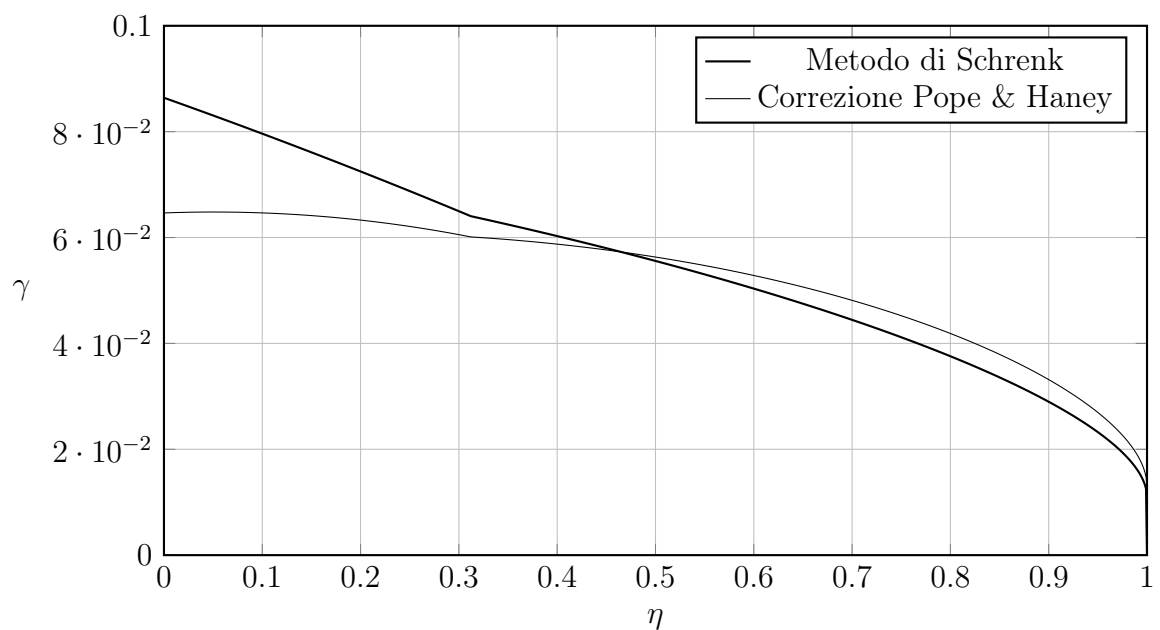


Figura 2.7. Velivolo Airbus A340-200. Distribuzione del carico alare calcolato con il metodo di Schrenk, e correzione Pope & Haney, per $C_L = 1$. MATLAB R2016b.

Lista dei simboli

- \mathcal{R} allungamento alare
- α angolo di attacco
- α_{stall} angolo di stallo
- α_{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_α} 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
- δ_a angolo di deflessione dell'alettone
- δ_{flap} angolo di deflessione del flap
- H fattore di forma dello strato limite
- M_∞ numero di Mach della corrente asintotica
- $M'_{\infty_{cr}}$ 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
- τ 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