

**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

I	Aerodinamica del profilo alare - PW106	1
II	Aerodinamica non viscosa del profilo alare alle alte velocità di volo	2
1	Aerodinamica non viscosa del profilo alare alle alte velocità di volo	3
1.1	Geometria del Profilo	3
1.2	Numero di Mach critico superiore $M''_{\infty_{cr}}$	4
1.3	Campo di moto e aerodinamica non viscosa per fissati α e M_{∞}	5
1.3.1	Determinazione del campo di moto attorno al corpo e a valle . .	6
1.3.2	Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche	7
2	Campo di moto e aerodinamica non viscosa al variare delle condizioni	9
III	L' Aerodinamica del velivolo Airbus A340-200	16
	Lista dei simboli	17
	Bibliografia	18

Parte I

Aerodinamica del profilo alare -
PW106

Parte II

Aerodinamica non viscosa del profilo alare alle alte velocità di volo

Aerodinamica non viscosa del profilo alare alle alte velocità di volo

Scopo della seguente parte è lo studio dell'aerodinamica di tipo non viscoso per un profilo alare alle alte velocità di volo. La geometria del profilo è stata fornita tramite le coordinate di quattro punti che rappresentano i vertici di un quadrilatero.

Lo studio del profilo è stato condotto attraverso uno *script* interamente scritto in MATLAB parametrizzato per le coordinate che ne definiscono la geometria e le condizioni operative. In primo luogo viene calcolata la geometria completa in termini di angoli interni e distanze tra i punti. Noti tali valori è valutato il $M'_{\infty cr}$ in funzione dell'angolo d'attacco α . Successivamente per $M_\infty = 3$ e $\alpha = 0^\circ$ è stato calcolato il campo di moto attorno al corpo, i coefficienti di forza e momento, le forze, i momenti, il centro di pressione, il centro aerodinamico e il campo di moto a valle. Infine sono state calcolate le curve di portanza, le polari non viscosi e il campo di moto per alcune diverse combinazioni di α e M_∞ allo scopo di evidenziare gli effetti del numero di Mach sull'aerodinamica del profilo. Il calcolo di tale campo di moto è stato parametrizzato rispetto l'angolo d'attacco del profilo cosicché lo *script* sia in grado di valutare per ogni regione la presenza di onde d'urto od onde di espansione in funzione della geometria del profilo alare.

1.1 Geometria del Profilo

La geometria del profilo è stata fornita in forma puntuale mediante i quattro vertici di un quadrilatero

- Bordo d'attacco A(0,0);
- Bordo d'uscita B(1,0);
- C(0.60, 0.02)
- D(0.35, -0.06)

Unendo questi quattro punti si ottiene il profilo in questione come si vede in figura 1.1.

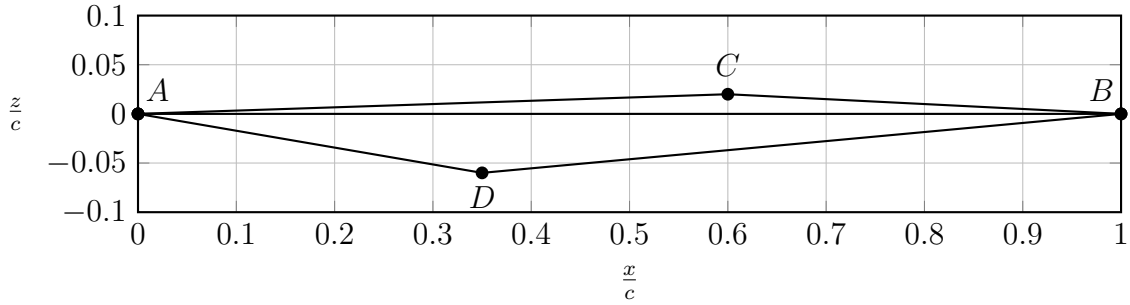


Figura 1.1. Punti assegnati e geometria del profilo alare per il volo supersonico

Tramite lo *script* MATLAB sono state calcolate tutte le caratteristiche geometriche d'interesse del quadrilatero in analisi le quali, con riferimento alle notazioni presenti in figura 1.1 sono state riportate nella tabella 1.1.

Lato	Lunghezza [L/c]	Angolo	Ampiezza [deg]
$L_1 = \overline{AC}$	0.600	$\theta_1 = \widehat{CAB}$	1.91
$L_2 = \overline{CB}$	0.401	$\theta_2 = \widehat{CBA}$	2.86
$L_4 = \overline{AD}$	0.355	$\theta_4 = \widehat{DAB}$	9.73
$L_5 = \overline{DB}$	0.653	$\theta_5 = \widehat{DBA}$	5.27

Tabella 1.1. Caratteristiche geometriche del profilo

Nello svolgimento delle analisi riportate nei successivi capitoli sono state ricavate le caratteristiche aerodinamiche di profilo riportate in tabella tabella 1.2.

Grandezze aerodinamiche	
α_{0l}	$-0,7439^\circ$
\bar{x}_{ac}	0.4350

Tabella 1.2. Principali grandezze aerodinamiche del profilo per il volo supersonico.

1.2 Numero di Mach critico superiore $M''_{\infty_{cr}}$

In questo capitolo sono riportati i risultati ottenuti per il calcolo del numero di Mach critico superiore $M''_{\infty_{cr}}$ del profilo per il volo supersonico. Per prima cosa, note le caratteristiche dell'aria, è stato ricostruito l'abbaco d'urto in MATLAB R2016b, per via analitica. Successivamente, assegnata la geometria e l'angolo d'attacco (α da -8° a 8° , con passo $\alpha = 2^\circ$), è stato calcolato il numero di Mach critico superiore in quelle condizioni i cui risultati sono riportati in figura 1.2 nella pagina seguente e in tabella 1.3 nella pagina successiva.

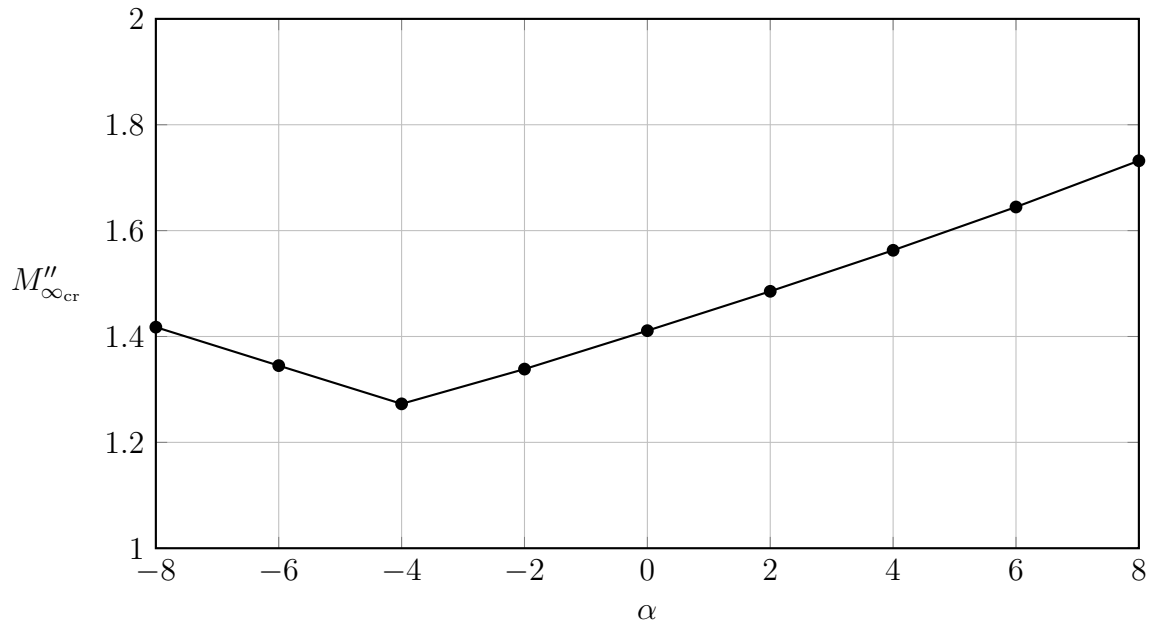


Figura 1.2. Numero di Mach critico superiore al variare di α . MATLAB R2016b

α [deg]	$M''_{\infty_{cr}}$
-8	1.418
-6	1.345
-4	1.273
-2	1.338
0	1.411
2	1.485
4	1.563
6	1.645
8	1.732

Tabella 1.3. Numero di Mach critico superiore al variare dell'angolo d'attacco α

1.3 Campo di moto e aerodinamica non viscosa per fissati α e M_{∞}

Lo scopo di questo capitolo è quello di esporre i risultati ottenuti dalla completa risoluzione del campo di moto fissate le condizioni operative riportate in tabella 1.4 e dall'analisi aerodinamica non viscosa dello stesso.

M_{∞}	α	h
3	0°	1000 m

Tabella 1.4. Condizioni operative per l'analisi aerodinamica del profilo alare per il volo supersonico

Utilizzando il modello dell'atmosfera *standard* (ISA), alla quota in esame l'aria si

assume le caratteristiche di pressione densità e temperatura riportate in tabella 1.5

p_∞	T_∞	ρ_∞
26436.3 Pa	223.15K	0.413 kg m ⁻³

Tabella 1.5. Condizioni asymptotiche della corrente a quota 10000m

1.3.1 Determinazione del campo di moto attorno al corpo e a valle

Per ognuna delle regioni evidenziate in figura 1.3, nota la geometria del corpo, è stata considerata un'onda d'urto o un'onda di espansione in funzione dell'angolo di deviazione locale della corrente e sono state calcolate tutte le caratteristiche a valle della stessa.

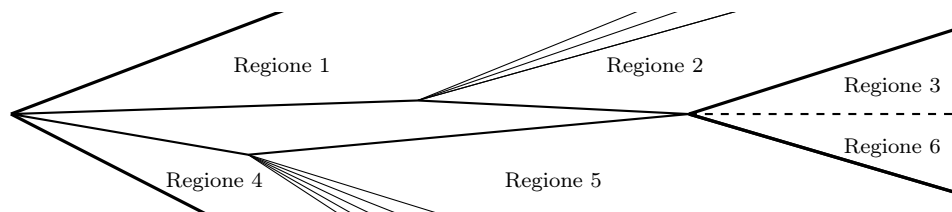


Figura 1.3. Notazione regioni in cui si divide il campo di moto

Per il calcolo del campo di moto a valle del profilo, è stato implementato un procedimento iterativo, non essendo nota a priori la direzione della linea di slip, imponendo come criterio di convergenza che la differenza tra gli errori in due /itshape step successivi sia minore di 10^{-6} . Tale errore è valutato considerando che le pressioni nella regione 3 e nella regione 6 devono essere uguali. Il campo di moto ottenuto è riportato in figura 1.4, dove l'inclinazione di tutte le onde è in scala reale, mentre i risultati per le diverse zone sono riportati in tabella 1.6 nella pagina successiva

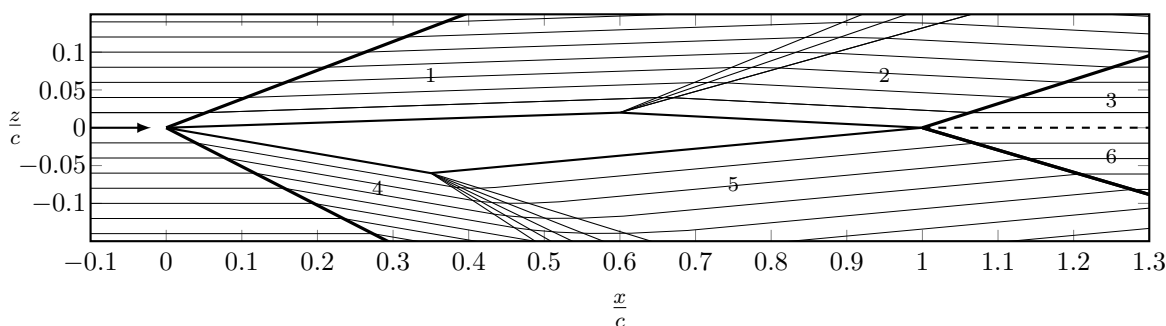


Figura 1.4. Schematizzazione campo di moto per $\alpha = 0^\circ$ e $M_\infty = 3$ con inclinazione onde in scala reale

	Regione 1	Regione 2	Regione 3	Regione 4	Regione 5	Regione 6
M	2.90	3.15	3.00	2.52	3.26	2.97
p/p_∞	1.158	0.7965	1.001	2.018	0.6559	1.001
p [Pa]	30601.6	21057.8	26456.8	53338.4	17338.7	26456.9
T/T_∞	1.043	0.9372	1.001	1.234	0.8953	1.012
T [K]	232.7	209.1	223.3	275.4	199.8	225.9
ρ/ρ_∞	1.110	0.8500	1.000	1.635	0.7325	0.988
ρ [kg/m ³]	0.458	0.351	0.413	0.675	0.302	0.408

Tabella 1.6. Grandezze descrittive del campo di moto per $\alpha = 0^\circ$ e $M_\infty = 3$

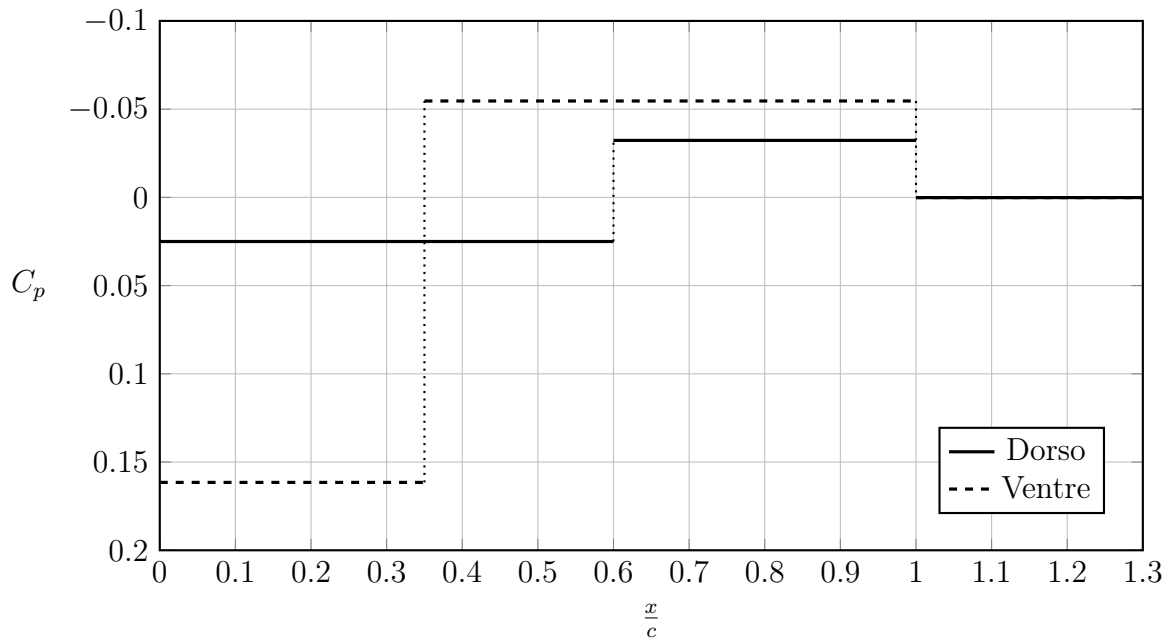


Figura 1.5. Coefficiente di pressione lungo il profilo con $M_\infty = 3$ e $\alpha = 0^\circ$. MATLAB R2016b

1.3.2 Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche

Note le distribuzioni delle pressioni sulle quattro facce del quadrilatero, e la geometria dello stesso, è stato possibile ottenere le forze normali e tangenziali, i relativi coefficienti, le forze di portanza e resistenza, i coefficienti aerodinamici e il coefficiente di momento rispetto al bordo d'attacco, i cui risultati sono riportati in tabella 2.1 a pagina 9. L'ascissa del centro di pressione è stato riportato in figura 1.6 nella pagina successiva al variare dell'angolo d'attacco, fissato il numero di Mach, per apprezzarne il suo movimento.

Grandezze aerodinamiche	
l	3154.57 N/m
d	2350.86 N/m
C_l	0.0189
C_d	141.15 (Drag Counts)
m_{le}	1309.53 (N/m) m
$C_{m_{le}}$	0.0079
$C_{m_{ac}}$	0.0166
\bar{x}_{cp}	-0.415

Tabella 1.7. Grandezze descrittive del campo di moto per $\alpha = 0^\circ$ e $M_\infty = 3$

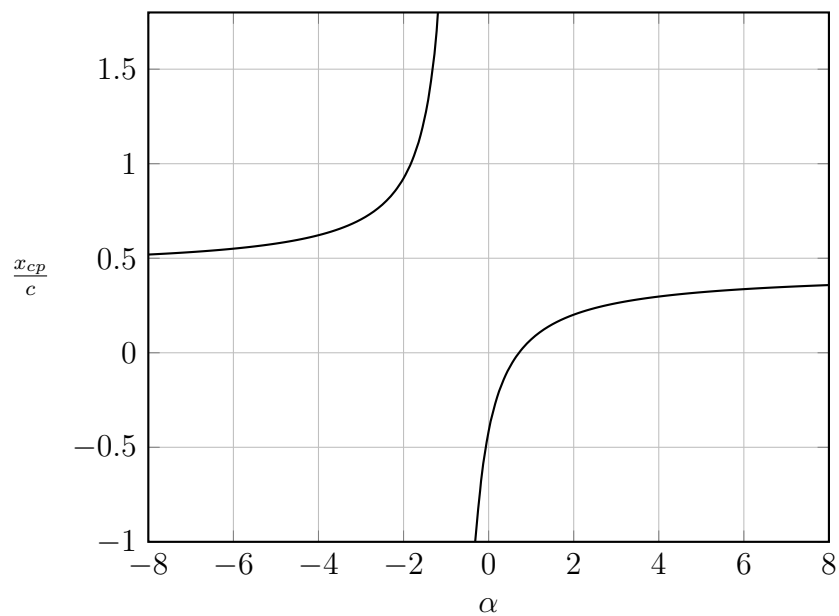


Figura 1.6. Ascissa del centro di pressione al variare di α . MATLAB R2016b

Campo di moto e aerodinamica non viscosa al variare delle condizioni

Lo *script* Matlab utilizzato per ottenere i risultati riportati in questo capitolo è parametrizzato, oltre che per la geometria del profilo, anche per le condizioni operative in termini di quota, numero di Mach e angolo d'attacco. In particolare, nel seguente capitolo, facendo variare α e M_∞ sono stati ottenuti i grafici seguenti che permettono di vedere gli effetti del numero di Mach sulle caratteristiche aerodinamiche del profilo alare. Per prima cosa sono stati ricostruiti i campi di moto per diverse combinazioni di numero di Mach e angolo d'attacco. Nelle cinque differenti condizioni operative analizzate sono state calcolate le grandezze riportate da tabella 2.1 a tabella 2.5 a pagina 11, le onde d'urto e le onde di espansione presenti, la direzione della linea di slip e le linee di corrente. Sono state poi valutate le curve di portanza, resistenza e momento per tre differenti numeri di Mach, e infine il valore del coefficiente di portanza fissato α al variare di M_∞ .

	<i>Regione 1</i>	<i>Regione 2</i>	<i>Regione 3</i>	<i>Regione 4</i>	<i>Regione 5</i>	<i>Regione 6</i>
M	2.15	2.34	1.99	1.42	1.93	1.96
p/p_∞	0.7892	0.5892	1.007	2.277	1.055	1.007
p [Pa]	20862.82	15574.95	26607.01	60173.47	27880.72	26607.23
T/T_∞	0.9346	0.8597	1.006	1.285	1.032	1.018
T [K]	208.6	191.8	224.6	286.8	230.2	227.2
ρ/ρ_∞	0.8444	0.6853	1.0002	1.771	1.022	0.9887
ρ [kg/m ³]	0.3485	0.2828	0.4128	0.7309	0.4219	0.4081

Tabella 2.1. Grandezze descrittive del campo di moto per $\alpha = 6^\circ$ e $M_\infty = 2$

	<i>Regione 1</i>	<i>Regione 2</i>	<i>Regione 3</i>	<i>Regione 4</i>	<i>Regione 5</i>	<i>Regione 6</i>
M	4.33	4.77	3.93	2.88	3.75	3.81
p/p_∞	0.6515	0.3786	1.007	3.897	1.099	1.007
p [Pa]	17223.04	10007.90	26611.10	103030.91	29051.73	26612.34
T/T_∞	0.885	0.7577	1.029	1.582	1.102	1.075
T [K]	197.4	169.1	229.6	353.0	245.9	239.8
ρ/ρ_∞	0.7363	0.4997	0.9783	2.464	0.9974	0.9369
ρ [kg/m ³]	0.3039	0.2062	0.4038	1.017	0.4116	0.3866

Tabella 2.2. Grandezze descrittive del campo di moto per $\alpha = 6^\circ$ e $M_\infty = 4$

	<i>Regione 1</i>	<i>Regione 2</i>	<i>Regione 3</i>	<i>Regione 4</i>	<i>Regione 5</i>	<i>Regione 6</i>
M	6.65	7.58	5.69	3.90	5.28	5.42
p/p_∞	0.5277	0.2287	1.010	6.488	1.179	1.011
p [Pa]	13949.22	6046.93	26711.94	171512.63	31176.56	26712.90
T/T_∞	0.8331	0.6561	1.098	2.029	1.247	1.193
T [K]	185.9	146.4	244.9	452.8	278.2	266.2
ρ/ρ_∞	0.6334	0.3486	0.9205	3.198	0.9460	0.8471
ρ [kg/m ³]	0.2614	0.1439	0.3799	1.320	0.3904	0.3496

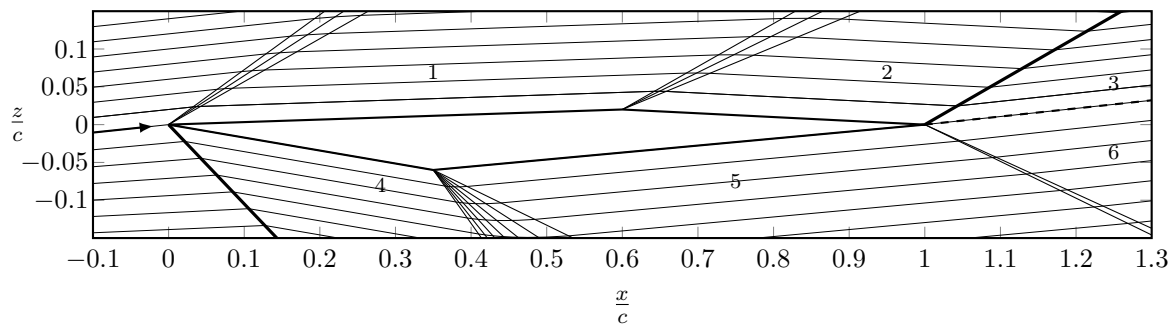
Tabella 2.3. Grandezze descrittive del campo di moto per $\alpha = 6^\circ$ e $M_\infty = 6$

	<i>Regione 1</i>	<i>Regione 2</i>	<i>Regione 3</i>	<i>Regione 4</i>	<i>Regione 5</i>	<i>Regione 6</i>
M	1.72	1.88	1.99	1.87	2.44	1.98
p/p_∞	1.533	1.191	1.0001	1.229	0.5047	1.0001
p [Pa]	40520.24	31480.66	26439.55	32477.99	13342.63	26439.50
T/T_∞	1.132	1.054	1.002	1.061	0.8227	1.010
T [K]	252.7	235.1	223.7	236.7	183.6	225.3
ρ/ρ_∞	1.354	1.130	0.9978	1.158	0.6134	0.9907
ρ [kg/m ³]	0.5587	0.4665	0.4118	0.4780	0.2532	0.4089

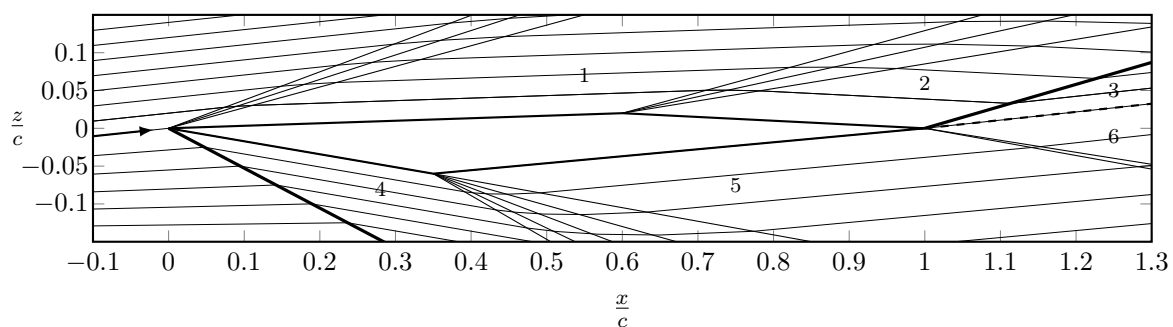
Tabella 2.4. Grandezze descrittive del campo di moto per $\alpha = -6^\circ$ e $M_\infty = 2$

	<i>Regione 1</i>	<i>Regione 2</i>	<i>Regione 3</i>	<i>Regione 4</i>	<i>Regione 5</i>	<i>Regione 6</i>
M	1.93	2.11	2.00	1.65	2.19	1.99
p/p_∞	1.112	0.8484	1.001	1.683	0.7379	1.001
p [Pa]	29407.71	22429.12	26469.16	44493.09	19505.99	26469.22
T/T_∞	1.031	0.9542	1.001	1.165	0.9206	1.005
T [K]	230.1	212.9	223.3	260.0	205.4	224.3
ρ/ρ_∞	1.079	0.8892	1.001	1.445	0.8015	0.9960
ρ [kg/m ³]	0.4453	0.3670	0.4130	0.5962	0.3308	0.4111

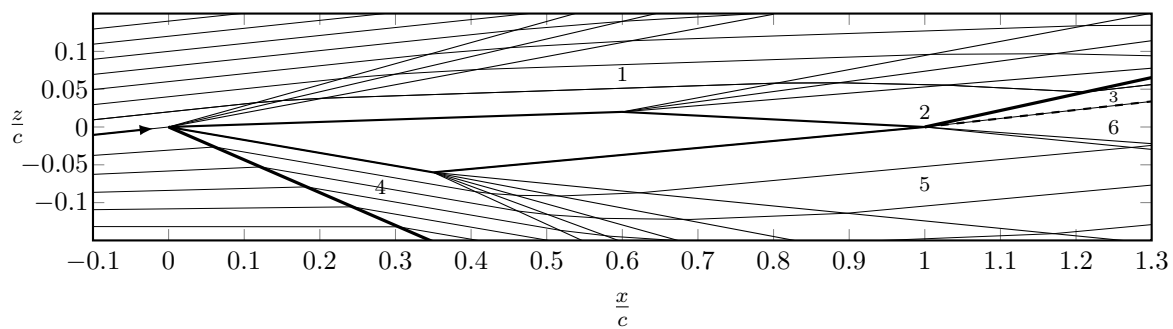
Tabella 2.5. Grandezze descrittive del campo di moto per $\alpha = 0^\circ$ e $M_\infty = 2$



(a) $M_{\infty} = 2$

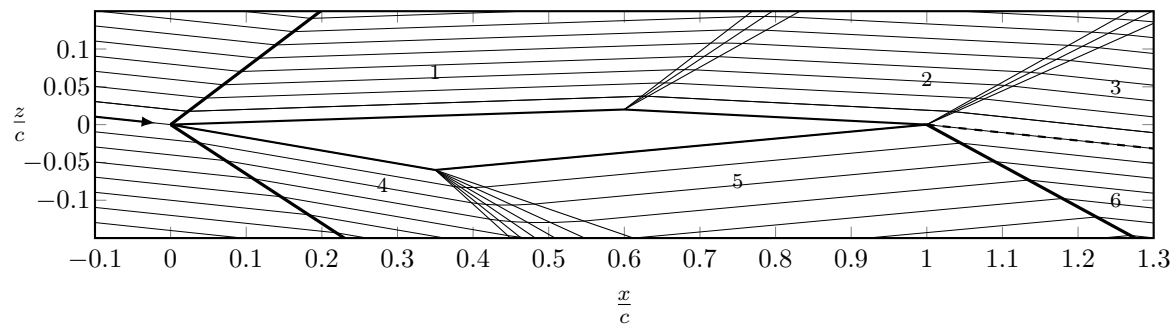


(b) $M_{\infty} = 4$

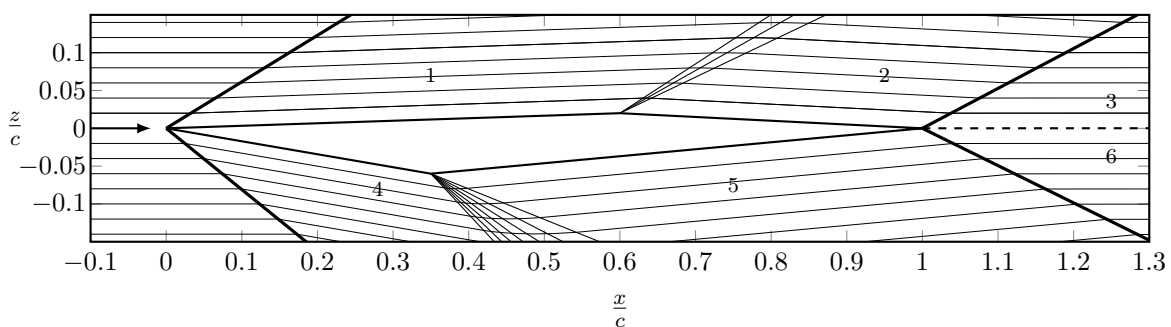


(c) $M_{\infty} = 6$

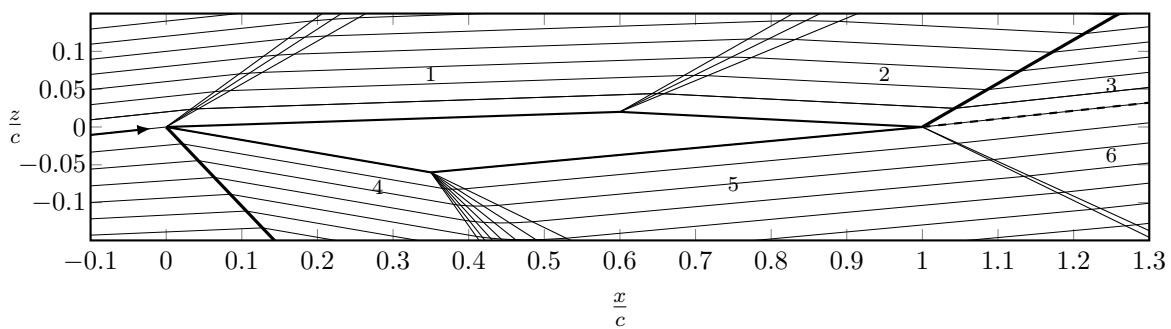
Figura 2.1. Schematizzazione campo di moto per $\alpha = 6^\circ$ con inclinazione onde in scala reale al variare del numero di Mach a monte. Matlab R206b.



(a) $\alpha = -6^\circ$



(b) $\alpha = 0^\circ$



(c) $\alpha = 6^\circ$

Figura 2.2. Schematizzazione campo di moto per $M_\infty = 2$ con inclinazione onde in scala reale al variare dell'angolo d'attacco. Matlab R206b.

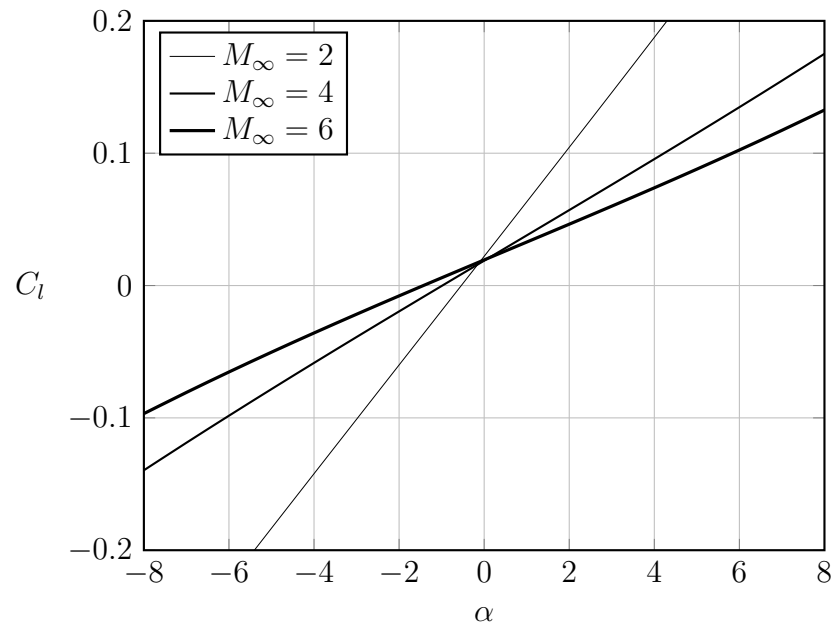


Figura 2.3. Confronto curve di portanza al variare del numero di Mach. MATLAB R2016b

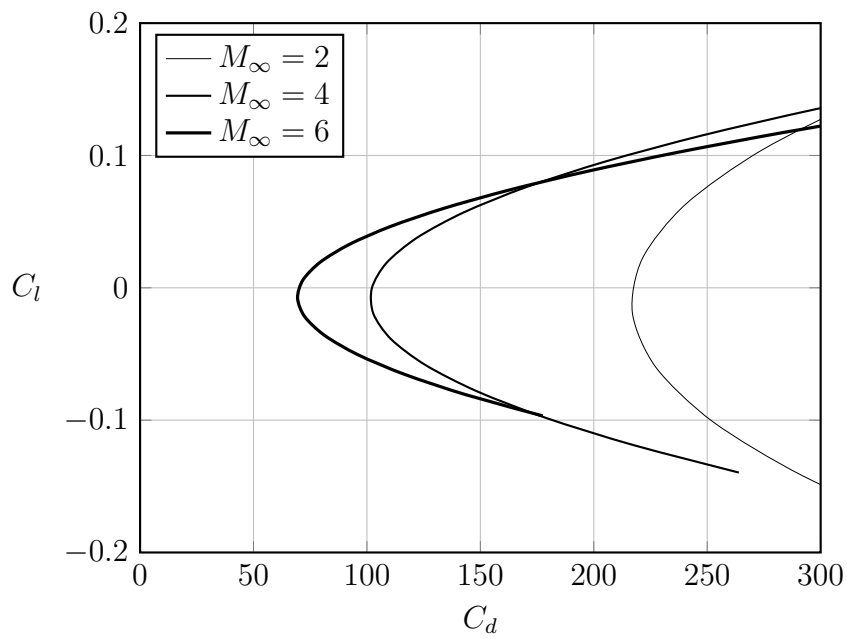


Figura 2.4. Confronto polari non viscosi al variare del numero di Mach. MATLAB R2016b

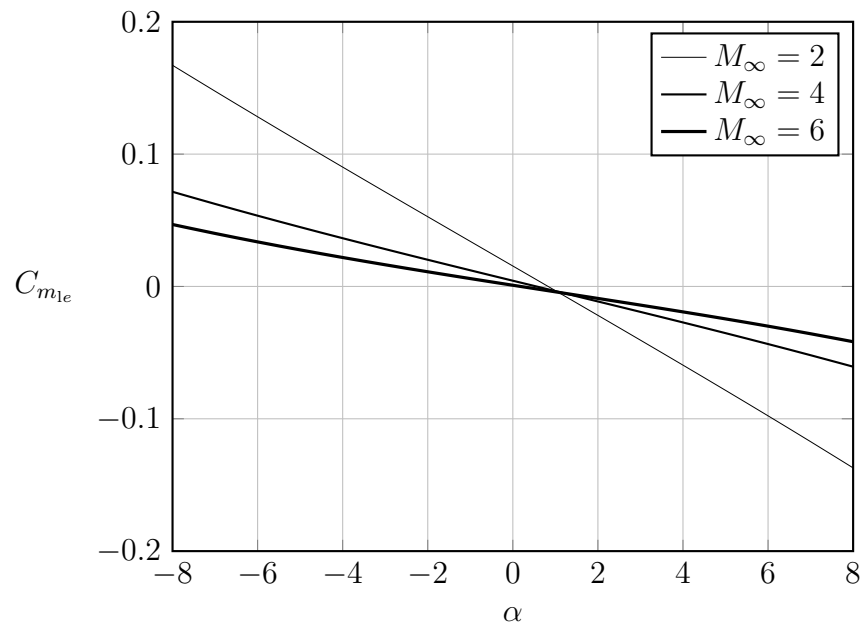


Figura 2.5. Confronto curve del coefficiente di momento rispetto al bordo d'attacco al variare del numero di Mach. MATLAB R2016b

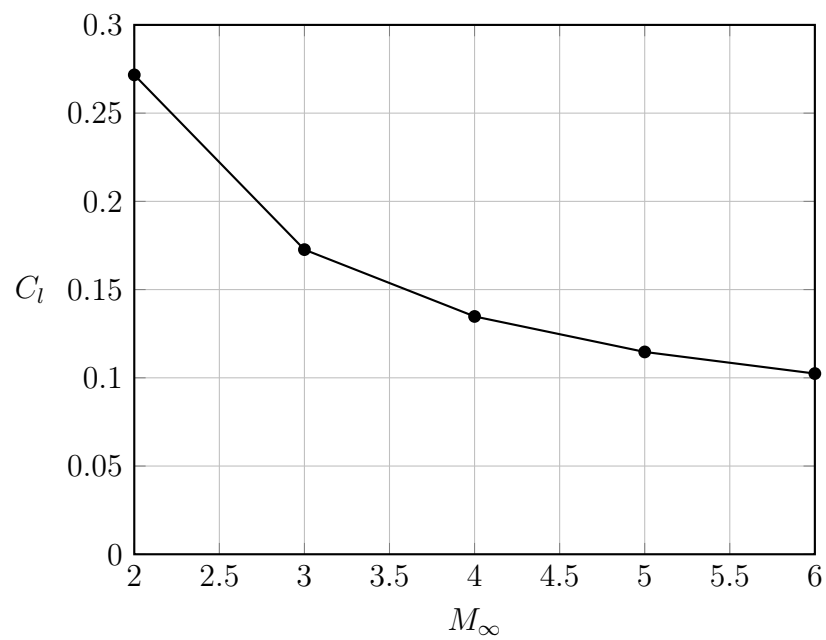


Figura 2.6. Variazione del coefficiente di portanza al variare del numero di Mach, fissato l'angolo d'attacco $\alpha = 6^\circ$. MATLAB R2016b

Parte III

L' Aerodinamica del velivolo Airbus A340-200

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