

Capitolo 8 : Polari del velivolo completo

Scopo del capitolo è quello di determinare tutti i contributi al coefficiente di portanza e di resistenza del velivolo che offrono i vari elementi dell'aeromobile tenendo conto non solo degli elementi separati ma anche delle interferenze che si generano nel collegamento tra le varie parti del velivolo. Per il coefficiente di portanza del velivolo, si considerano solo i contributi dell'ala (predominante) e del piano di coda orizzontale, ritenendo tutti gli altri, ad esempio della fusoliera, trascurabili. Per quanto concerne il coefficiente di resistenza del velivolo si usa esprimerlo come la somma di diversi contributi:

$$C_D = C_D^P + C_D^{Vortex} + C_D^{Visc} + C_D^{Trim} + C_D^{Compr} + C_D^{Cool}$$

dove con gli apici si è indicato rispettivamente:

P: resistenza parassita

Vortex: resistenza indotta non viscosa

Visc: resistenza indotta viscosa

Trim: resistenza di trimmaggio

Compr: resistenza dovuta agli effetti di comprimibilità

Cool: resistenza dovuta al raffreddamento dei motori

▪ **Calcolo della resistenza parassita C_D^P**

La resistenza parassita del velivolo completo è data dalla somma dei seguenti contributi:

1. resistenza di attrito dell'ala;
2. resistenza di attrito della fusoliera
3. resistenza di attrito del piano verticale di coda;
4. resistenza di attrito del piano orizzontale di coda;
5. resistenza di attrito delle gondole motore;

1) Resistenza di attrito dell' ala

Come nei capitoli precedenti è possibile porre il C_{D0W} uguale al C_{D0} del profilo medio aerodinamico

$$C_{D0W} = (C_{D0})_{p.m.}$$

2) Resistenza di attrito della fusoliera

Per il calcolo della resistenza di attrito della fusoliera viene utilizzata una formula somma di due contributi, il primo che tiene conto della resistenza di interferenza tra la fusoliera e l'ala e il secondo invece che calcola il contributo alla resistenza della così detta "base" della fusoliera in coda.

Tutta la terminologia usata nelle formule e nella trattazione di questo sottoparagrafo è reperibile nelle figure che seguiranno.

$$C_{D0 fus} = R_{wf} C_{f fus} \left\{ 1 + \frac{60}{(l_f / d_f)^3} + 0.0025 (l_f / d_f) \right\} \frac{S_{wet fus}}{S} + C_{D_{b fus}} = 0,004912$$

R_{wf} : Fattore di interferenza ala fusoliera (Figura 8.1)

C_{ffus} : Coefficiente di attrito turbolento della fusoliera (Figura 8.2)

l_f : lunghezza della fusoliera

d_f : diametro equivalente della fusoliera $\sqrt{\frac{4}{\pi} S_{fus}}$

$S_{wet,fus}$: Superficie bagnata della fusoliera

$C_{D,b,fus}$: Coefficiente della resistenza di “base”

$$C_{D_{b,fus}} = 0.029 \left(\frac{d_b}{d_f} \right)^3 \sqrt{C_{D_{0,fus-base}} \frac{S}{S_{fus}} \frac{S_{fus}}{S}} = 7.96 \cdot 10^{-5}$$

d_b : Diametro equivalente della superficie “base”

$C_{D0,fus-base}$: Coefficiente di resistenza a portanza nulla riferito esclusivamente alla “base” della fusoliera

S_{fus} : Superficie massima frontale

S_{wing} (mq)	348,66
Re_{fus}	3'000'000'000
R_{wf}	1,015
$C_{f,fus}$	0,00159
l_{fus} (m)	43,525
l_{fus}/d_f	10,87853037
$S_{wet,fus}$ (mq)	494

Tabella 8.1: Dati della fusoliera per il calcolo della resistenza di attrito

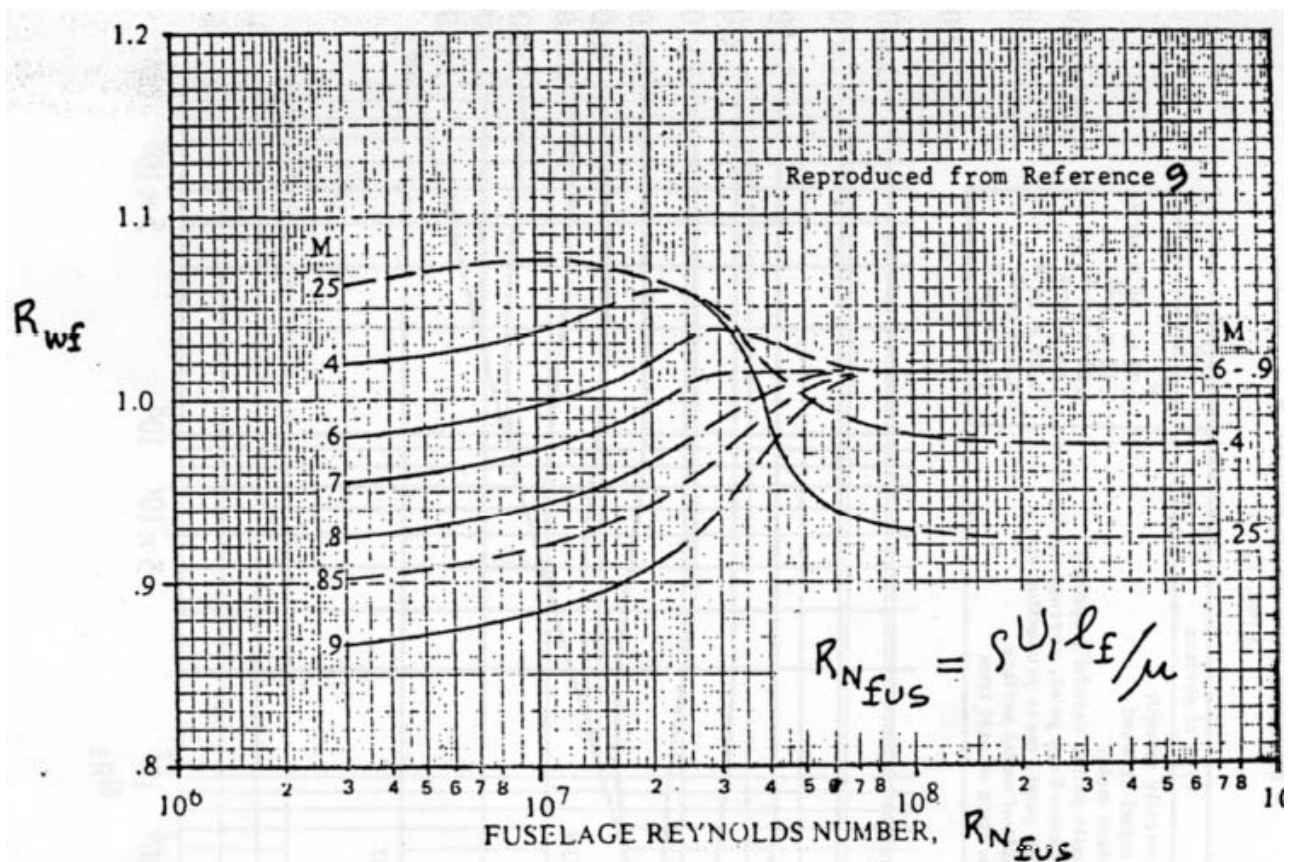


Figura 8.1: Diagramma per la determinazione del fattore R_{wf}

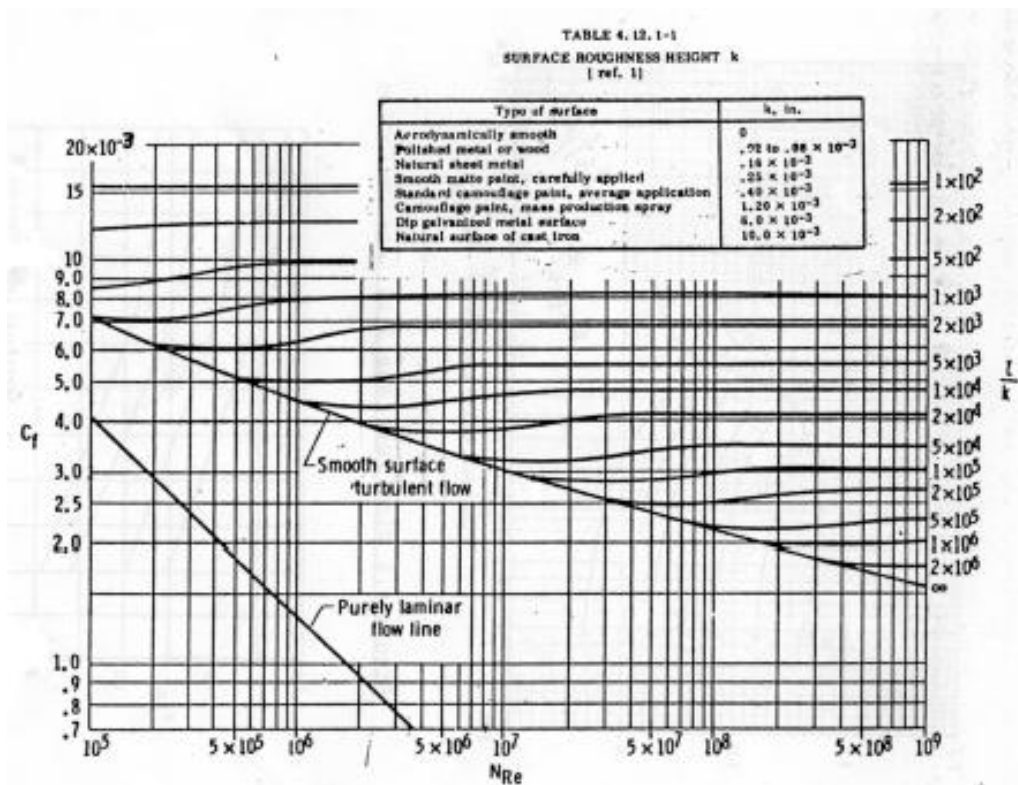


Figura 8.2: Diagramma per la determinazione del fattore R_{vf}

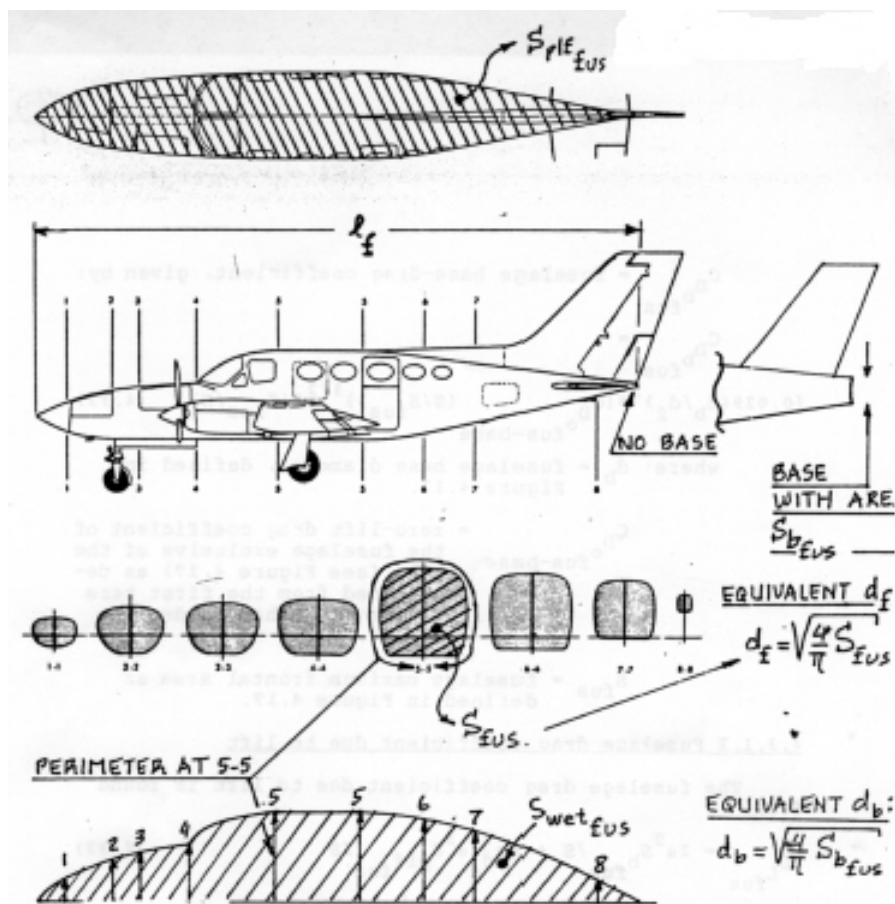


Figura 8.3: Definizione dei parametri della fusoliera

3) Resistenza di attrito del piano verticale di coda

Per calcolare questo contributo è possibile considerare il $C_{d,0}$ del profilo del piano di coda verticale e moltiplicarlo per il rapporto delle superfici, quella del piano verticale di coda e quella alare:

$$C_{D0}^V = C_{d0} \frac{S_V}{S_{Wing}} = 0.0007623$$

4) Resistenza di attrito del piano orizzontale di coda

Identico procedimento viene utilizzato per il calcolo di questa parte del coefficiente di resistenza

$$C_{D0}^H = C_{d0} \frac{S_H}{S_{Wing}} = 0.001492$$

5) Resistenza di attrito della gondola motore

Per il calcolo di questa parte di resistenza si usa la stessa formula usata per la resistenza della fusoliera ovviamente con i seguenti parametri caratteristici delle gondole motore del velivolo esaminato.

$$C_{D0}^N = 0.0009041$$

S_{wing} (mq)	348,66
Re_{nac}	$4 \cdot 10^8$
R_{wf}	1,015
$C_{f,nac}$	0,00233
l_{nac} (m)	5,35
d_{nac} (m)	1,61
l_{nac}/d_{nac}	3,322981366
$S_{wet,nac}$ [mq]	10,8916936

Tabella 8.2: Dati delle gondole per il calcolo della resistenza di attrito

▪ Calcolo della resistenza indotta dalla vorticità C_D^{vortex}

Questo contributo alla resistenza non è nient'altro che il coefficiente di resistenza indotta calcolato in precedenza per l'ala: in questo sottoparagrafo si terrà in conto della presenza della fusoliera che, alterando la distribuzione del carico, accresce il valore calcolato per l'ala isolata. Il fattore che tiene conto di ciò è indicato come $1/s$ e va moltiplicato per il C_{Di} . Il valore di s (<1) si ricava dal seguente grafico ed è funzione del rapporto tra diametro massimo di fusoliera e apertura alare.

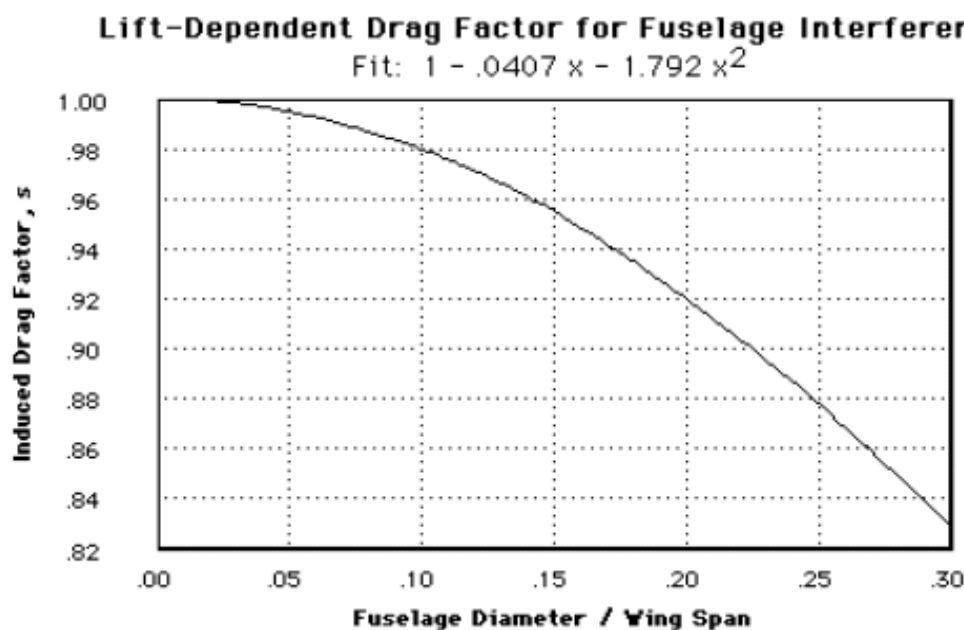


Figura 8.4: Diagramma per la determinazione del fattore s

Per il nostro velivolo risulta $d_{fus}/b = 4.001/53.2 = 0.075$ e $s=0.98$

Riportiamo di seguito il valore del C_{Di} effettivo al variare dell'angolo di attacco

$\alpha(^{\circ})$	C_{Di}/s	1,5	0,0007755	7,5	0,0193876
-4	0,0055147	2	0,0013787	8	0,0220588
-3,5	0,0042222	2,5	0,0021542	8,5	0,0249024
-3	0,003102	3	0,003102	9	0,0279182
-2,5	0,0021542	3,5	0,0042222	9,5	0,0311064
-2	0,0013787	4	0,0055147	10	0,0344669
-1,5	0,0007755	4,5	0,0069796	10,5	0,0379998
-1	0,0003447	5	0,0086167	11	0,041705
-0,5	8,617E-05	5,5	0,0104262	13	0,0582491
0	0	6	0,0124081	15	0,0775506
0,5	8,617E-05	6,5	0,0145623	17	0,0996094
1	0,0003447	7	0,0168888		

Tabella 8.3: Valori del coefficiente di resistenza indotta al variare dell'angolo di attacco

▪ Calcolo della resistenza indotta viscosa C_D^{visc}

Questo contributo alla resistenza individua il fenomeno dell'ispessimento dello strato limite (in particolare su ala e fusoliera) all'aumentare dell'angolo di attacco, fino ad assetti inferiori a quelli di stallo. Per tenere conto della resistenza viscosa sull'ala basterà eppure il contributo C_{D0w}^P dal valore del C_{D0}^W calcolato nel capitolo dedicato all'ala.

$$(C_{Di}^{visc})_{wing} = C_{D0}(\alpha_w) = C_{D0}^W - C_{D0w}^P$$

Per quanto riguarda il contributo della fusoliera si utilizza la seguente formula:

$$C_{D_{L_{fus}}} = 2\alpha^2 \frac{S_{b_{fus}}}{S} + \eta c_{dc} \alpha^3 \frac{S_{plf_{fus}}}{S}$$

$S_{b_{fus}}$: precedentemente definita

η : rapporto tra la resistenza di un cilindro finito e di un cilindro infinito (Figura 8.5)

c_{dc} : coefficiente di resistenza sperimentale dovuto al "cross flow" attorno ad un cilindro circolare (Figura 8.6)

$S_{plf_{fus}}$: Superficie in pianta della fusoliera

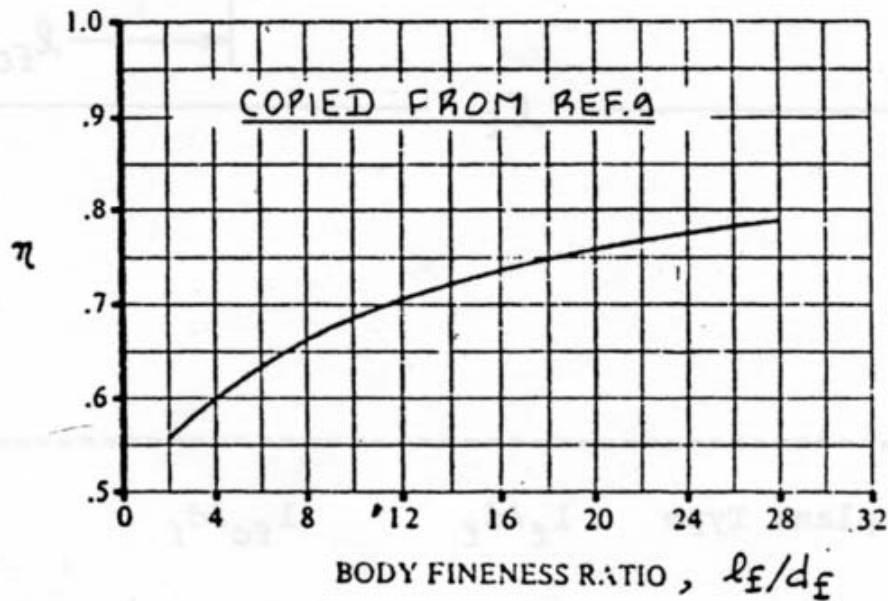


Figura 8.5: Diagramma per la determinazione del fattore η

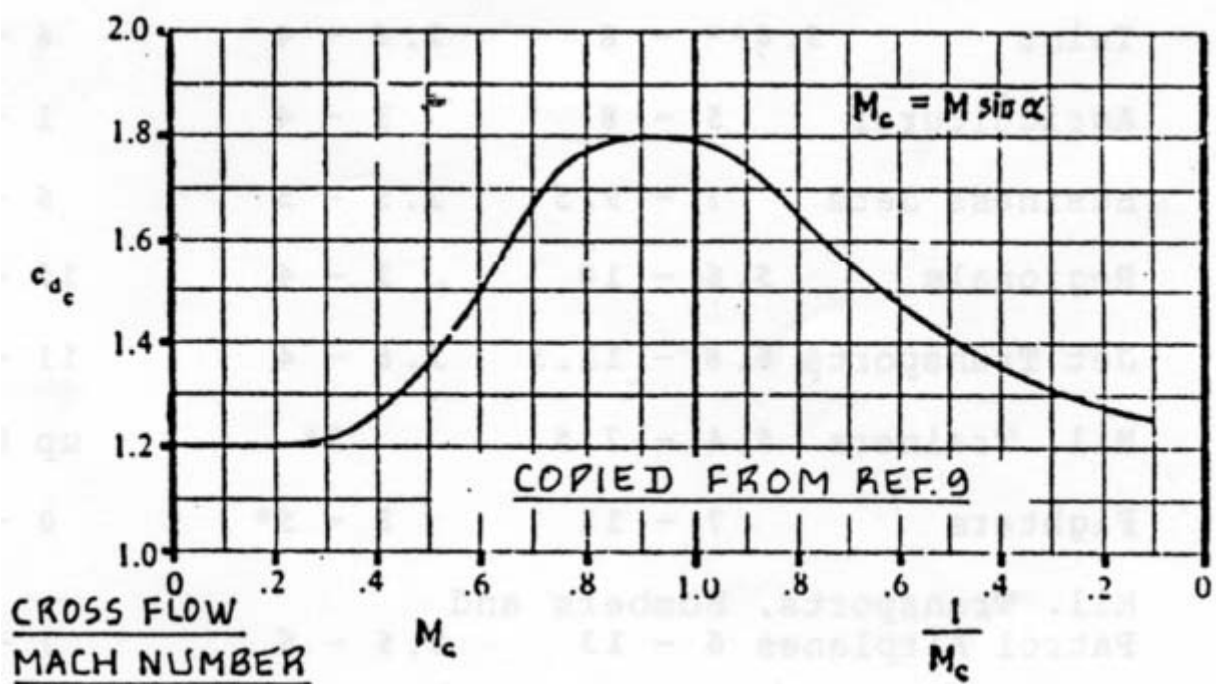


Figura 8.6: Diagramma per la determinazione del fattore C_{dc}

$\alpha(^{\circ})$	CDL_fus
-4	-0,00146
-3,5	-0,00122
-3	-0,00101
-2,5	-0,00083
-2	-0,00067
-1,5	-0,00053
-1	-0,00041
-0,5	-0,00031
0	-0,00023
0,5	-0,00016
1	-0,00011

1,5	-7,2E-05
2	-4,3E-05
2,5	-2,3E-05
3	-1,1E-05
3,5	-3,7E-06
4	-7E-07
4,5	-4,8E-09
5	5,71E-08
5,5	1,16E-06
6	4,99E-06
6,5	1,32E-05
7	2,75E-05

7,5	4,95E-05
8	8,1E-05
8,5	0,000123
9	0,000179
9,5	0,000249
10	0,000334
10,5	0,000438
11	0,000561
13	0,001281
15	0,002447
17	0,004165

Tabella 8.4: Valori del coefficiente di resistenza indotta viscosa della fusoliera al variare dell'angolo di attacco

▪ Calcolo della resistenza di trim C_D^{trim}

Con questa dicitura ci si intende riferire alla resistenza indotta dalla portanza del piano di coda, ossia dal carico di bilanciamento necessario ad equilibrare il velivolo ad ogni assetto. Perciò risulta:

$$C_{Di}^h = \frac{(C_L^h)^2}{\pi AR_h u} \frac{S_h}{S}$$

dove i valori di C_L^h sono presi dalla *tabella 6.2*, AR_h è pari a 4.62 e il fattore u si determina dal seguente grafico (da Abbot):

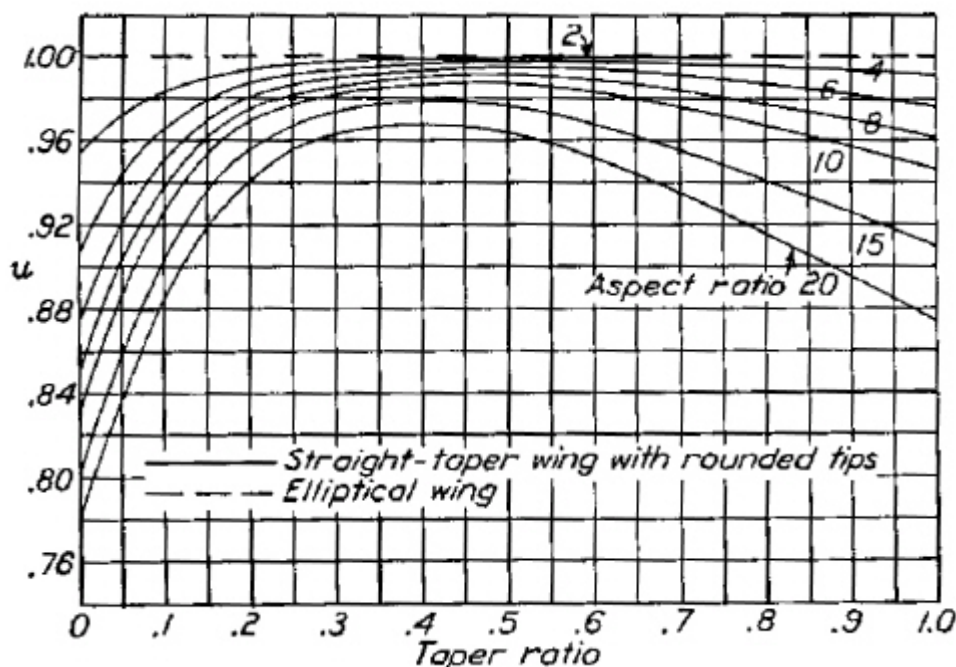


Figura 8.7: Diagramma per la determinazione del fattore u

Il rapporto di rastremazione del piano orizzontale di coda è 0.30, quindi u è praticamente 1. Poiché il C_L^h è influenzato dalla posizione del baricentro, è necessario considerare i valori che assume nelle condizioni limite di baricentro massimo avanzato e massimo arretrato, rispettivamente al 18% e al 35% della corda di radice.

α	Baricentro avanzato		Baricentro arretrato	
	C_{LH}	C_{Dtrim}	C_{LH}	C_{Dtrim}
-4	-0,1116	0,00023	-0,1250	0,00028903
-3,5	-0,1116	0,00023	-0,1233	0,00028134
-3	-0,1116	0,00023	-0,1222	0,00027627
-2,5	-0,1116	0,00023	-0,1205	0,00026875
-2	-0,1110	0,000228	-0,1194	0,0002638
-1,5	-0,1110	0,000228	-0,1183	0,00025889
-1	-0,1110	0,000228	-0,1166	0,00025162
-0,5	-0,1105	0,000226	-0,1155	0,00024682
0	-0,1105	0,000226	-0,1138	0,00023972
0,5	-0,1105	0,000226	-0,1127	0,00023504
1	-0,1099	0,000224	-0,1116	0,00023041
1,5	-0,1099	0,000224	-0,1105	0,00022583
2	-0,1099	0,000224	-0,1088	0,00021904
2,5	-0,1099	0,000224	-0,1077	0,00021457
3	-0,1093	0,000221	-0,1066	0,00021014
3,5	-0,1093	0,000221	-0,1049	0,00020359
4	-0,1093	0,000221	-0,1038	0,00019928
4,5	-0,1088	0,000219	-0,1021	0,00019291
5	-0,1088	0,000219	-0,1010	0,00018871
5,5	-0,1088	0,000219	-0,0999	0,00018457
6	-0,1082	0,000217	-0,0982	0,00017843
6,5	-0,1082	0,000217	-0,0971	0,0001744
7	-0,1082	0,000217	-0,0960	0,00017041
7,5	-0,1077	0,000215	-0,0948	0,00016647
8	-0,1077	0,000215	-0,0932	0,00016065
8,5	-0,1077	0,000215	-0,0920	0,00015682
9	-0,1071	0,000212	-0,0909	0,00015305
9,5	-0,1071	0,000212	-0,0893	0,00014746
10	-0,1071	0,000212	-0,0881	0,0001438
10,5	-0,1066	0,00021	-0,0870	0,00014018
11	-0,1066	0,00021	-0,0854	0,00013484
13	-0,1060	0,000208	-0,0803	0,00011945
15	-0,1054	0,000206	-0,0753	0,00010498
17	-0,1043	0,000201	-0,0697	9,0005E-05

Tabella 8.5: Valori del coefficiente di resistenza di trim al variare dell'angolo di attacco

▪ Calcolo della resistenza di compressibilità C_D^{Comp}

Per valutare questo contributo è necessario ipotizzare che l'unico elemento del velivolo a produrre questo tipo di resistenza sia l'ala, che quindi verrà considerata in questo caso come isolata (approssimazione accettabile agli assetti tipici della crociera transonica). Tuttavia è necessario conoscere il numero di Mach massimo che si raggiunge lungo l'ala (ovviamente nel punto di cresta del profilo), che può essere stimato grazie al seguente grafico:

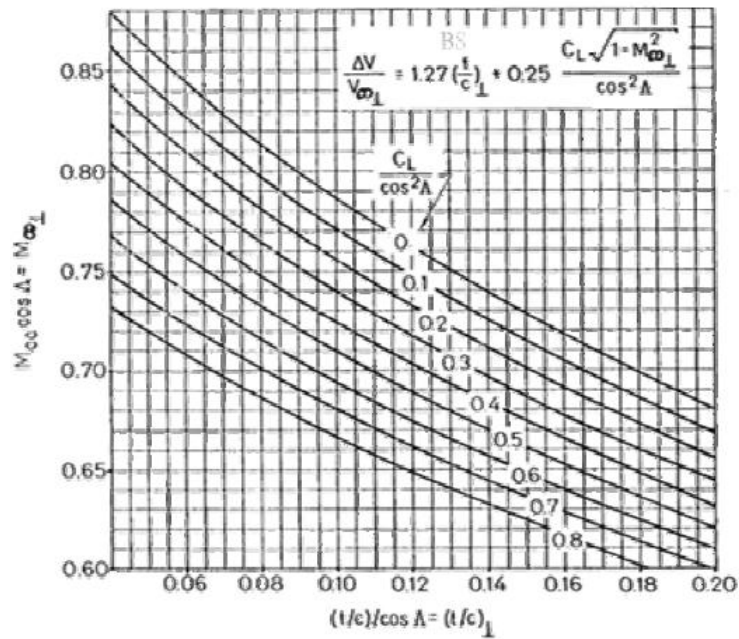


Figura 8.8: Diagramma per la determinazione del numero di Mach di cresta

In base alle caratteristiche geometriche dell'ala, discusse nel *Capitolo 4*, il parametro $(t/c)/\cos\Delta$ vale 0.0629, utilizzando lo spessore percentuale medio come valore del rapporto t/c . Determinati i valori di M_{cc} per gli assetti di interesse per la crociera, si utilizza il seguente grafico per la determinazione del coefficiente di resistenza di compressibilità:

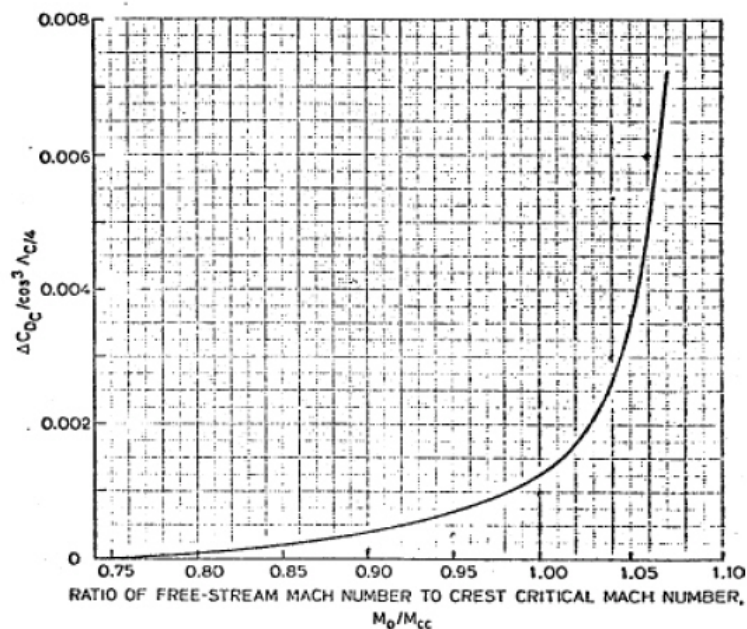


Figura 8.9: Diagramma per la determinazione del coefficiente di resistenza di compressibilità

In condizioni di crociera, con un C_L intorno al valore 0.3, si ottiene un valore di M_{cc} di 1.05, cui corrisponde un valore del rapporto M_0/M_{cc} pari a 0.8 e quindi un C_D^{comp} di 0.000433.

▪ Calcolo della resistenza di raffreddamento C_D^{Cool}

Questo contributo è generato dallo spillamento di aria necessario per raffreddare la camera di combustione dei motori: non può essere facilmente valutato, quindi consideriamo il valore di 0.002, tipico della categoria del trasporto a getto.

▪ Calcolo della resistenza complessiva e disegno della polare

In questo paragrafo andremo a costruire le polari facendo la somma di tutti i contributi al coefficiente di resistenza e unendo questi risultati ai rispettivi valori del C_L complessivo del velivolo, entrambi funzioni dell'angolo di attacco α . In particolare consideriamo quattro polari, distinte dal diverso coefficiente di resistenza di trim (nelle due configurazioni di baricentro avanzato e baricentro arretrato) e dalla presenza della resistenza di compressibilità (anche se in teoria valido solo ai piccoli assetti). E' da notare un CD minimo abbastanza basso (0.013729), da imputare però alla superficie alare molto elevata per la categoria. Riportiamo in forma tabulare i risultati ottenuti:

CL	CD1	CD2	CD3	CD4
-0,344	0,0219372	0,022429	0,02237	0,021996
-0,301	0,0202363	0,0207204	0,020669	0,020287
-0,258	0,0191115	0,0195906	0,019545	0,019157
-0,215	0,018059	0,0185306	0,018492	0,018097
-0,172	0,0160407	0,0165096	0,016474	0,016076
-0,129	0,0155254	0,0159894	0,015959	0,015556
-0,086	0,0151109	0,0155676	0,015544	0,015134
-0,043	0,0147112	0,0151654	0,015144	0,014732
0	0,0137151	0,0141622	0,014148	0,013729
0,043	0,0148364	0,0152788	0,01527	0,014846
0,086	0,0151191	0,0155591	0,015552	0,015126
0,129	0,0157159	0,0161513	0,016149	0,015718
0,172	0,0162607	0,0166894	0,016694	0,016256
0,215	0,0186018	0,019026	0,019035	0,018593
0,258	0,019797	0,020219	0,02023	0,019786
0,301	0,0214611	0,0218766	0,021894	0,021443
0,344	0,023214	0,0236252	0,023647	0,023192
0,387	0,0249277	0,0253348	0,025361	0,024902
0,43	0,0270969	0,0274997	0,02753	0,027067
0,473	0,0291594	0,0295582	0,029593	0,029125
0,516	0,0319114	0,0323062	0,032345	0,031873
0,559	0,0339153	0,0343061	0,034348	0,033873
0,602	0,0374092	0,037796	0,037842	0,037363
0,645	0,0409631	0,0413482	0,041396	0,040915
0,688	0,0440776	0,0444569	0,044511	0,044024
0,731	0,0478287	0,0482042	0,048262	0,047771
0,774	0,0518223	0,0521962	0,052256	0,051763
0,817	0,0562031	0,0565714	0,056636	0,056138
0,86	0,0607171	0,0610817	0,06115	0,060649
0,903	0,0659222	0,0662854	0,066355	0,065852
0,946	0,0708291	0,071187	0,071262	0,070754
1,118	0,1714957	0,1718404	0,171929	0,171407
1,29	0,2272188	0,2275512	0,227652	0,227118
1,462	0,2805265	0,2808483	0,28096	0,280415

Tabella 8.5: Polare del velivolo completo

Come si può vedere dalla precedente tabella, i contributi che differenziano le polari sono abbastanza piccoli, rispetto a quelli comuni, perciò riportiamo in forma grafica (per una maggiore chiarezza) una curva polare “media”, che sarà poi utilizzata anche nei successivi calcoli di prestazioni di volo.

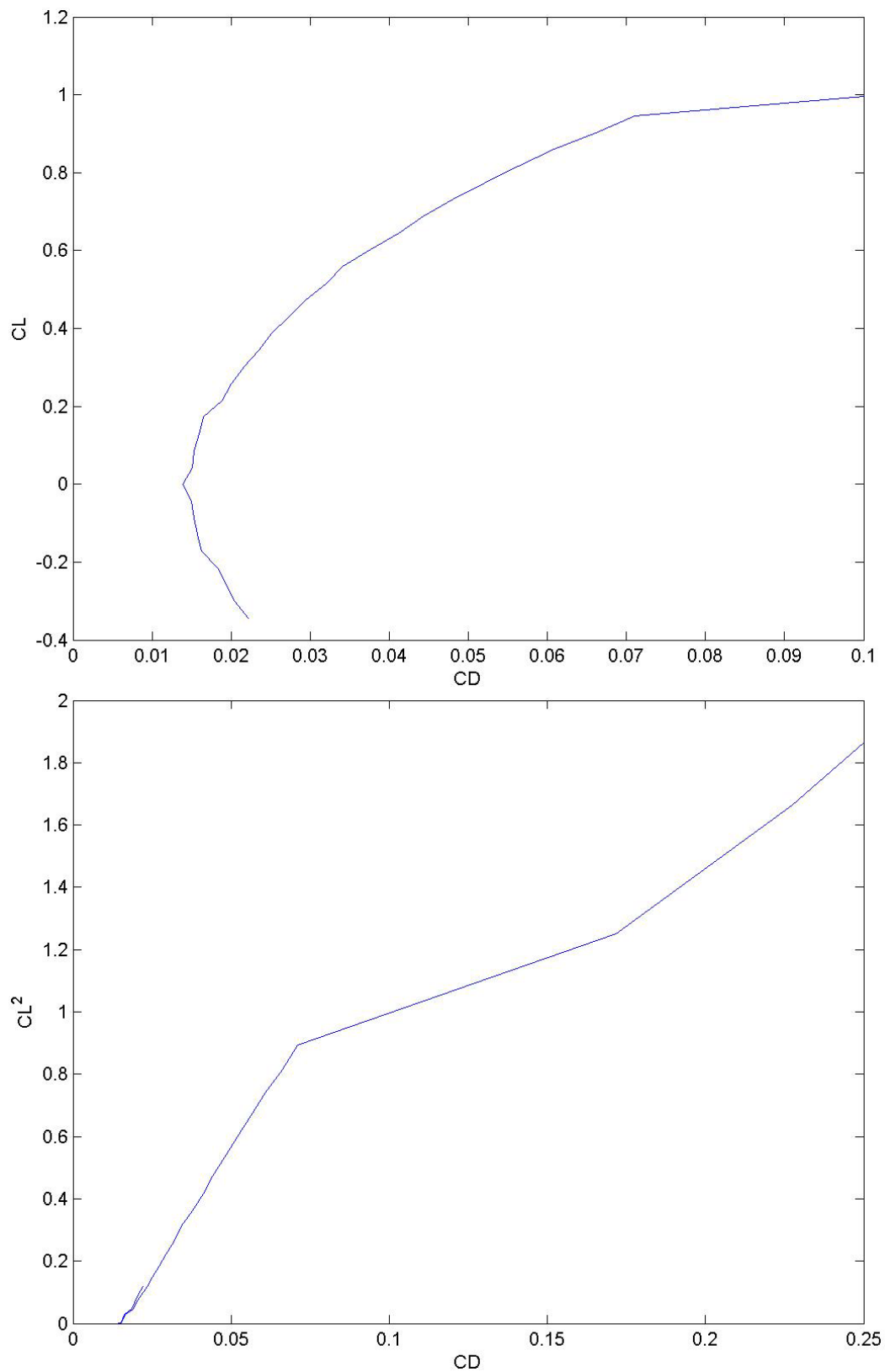


Figura 8.10: Diagrammi della curva polare del velivolo completo