

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II

FACOLTÀ DI INGEGNERIA

Corso di laurea in Ingegneria Aerospaziale

PROGETTO GENERALE DEI VELIVOLI

Progetto preliminare di un turboelica bimotore



PROFESSORE

ing. prof. Giordano Vincenzo

ing. Nicolosi Fabrizio

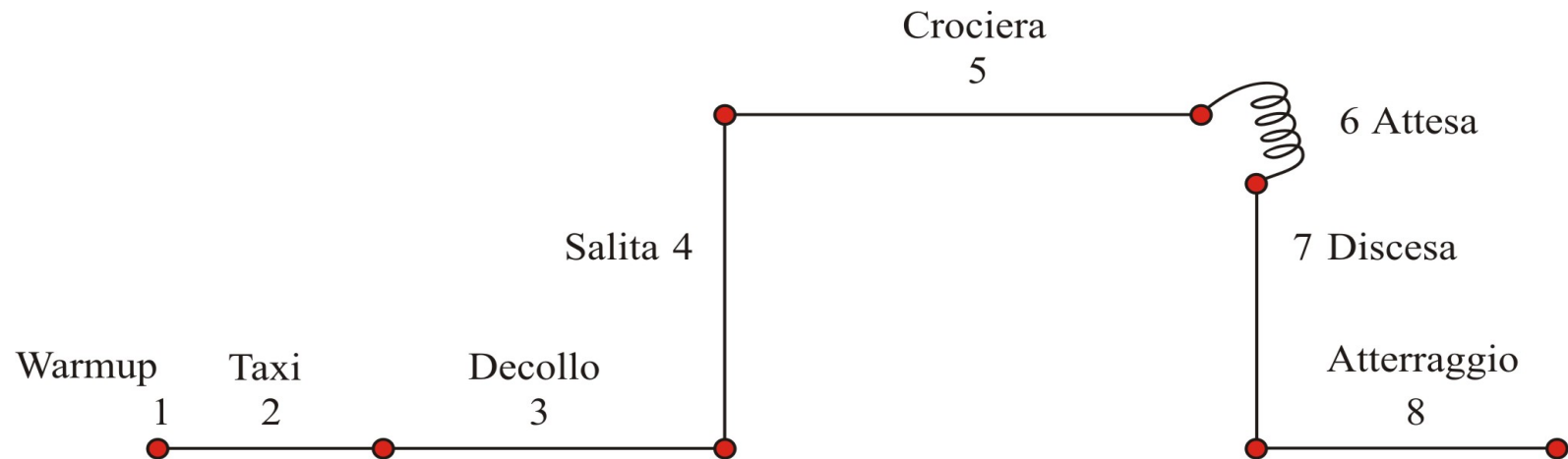
STUDENTE

Scala Raimondo

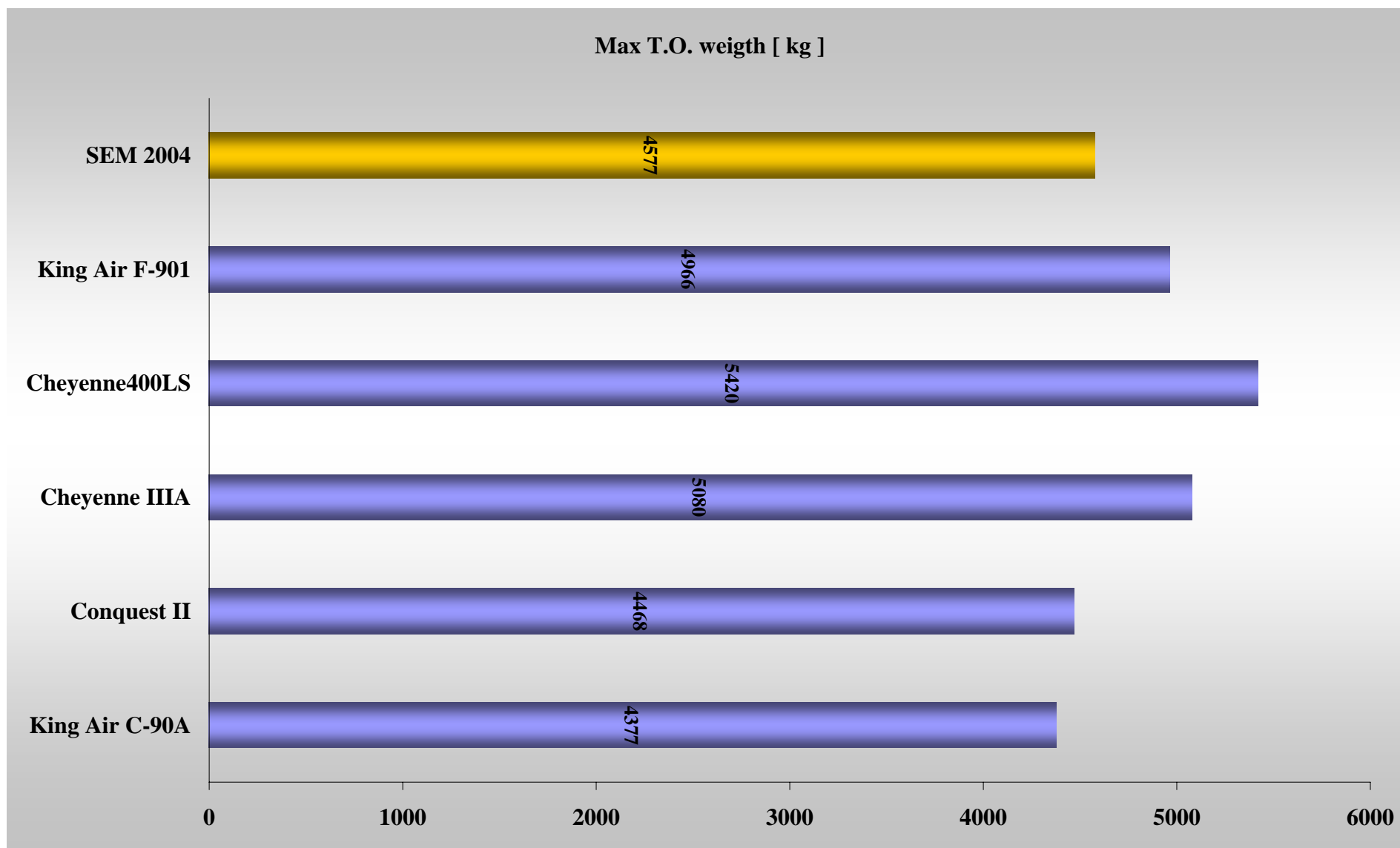
Esposito Luigi

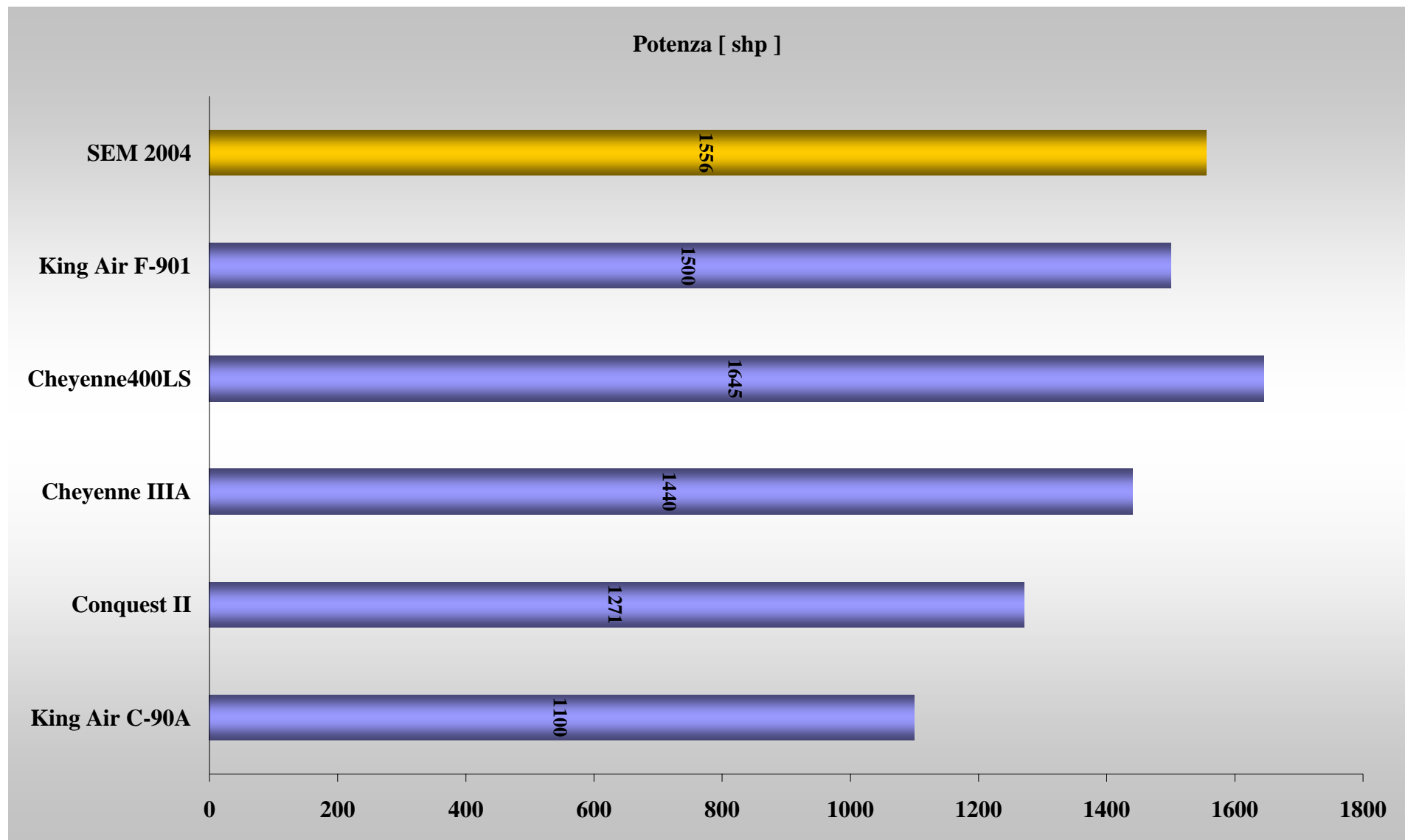
Martone Alfonso

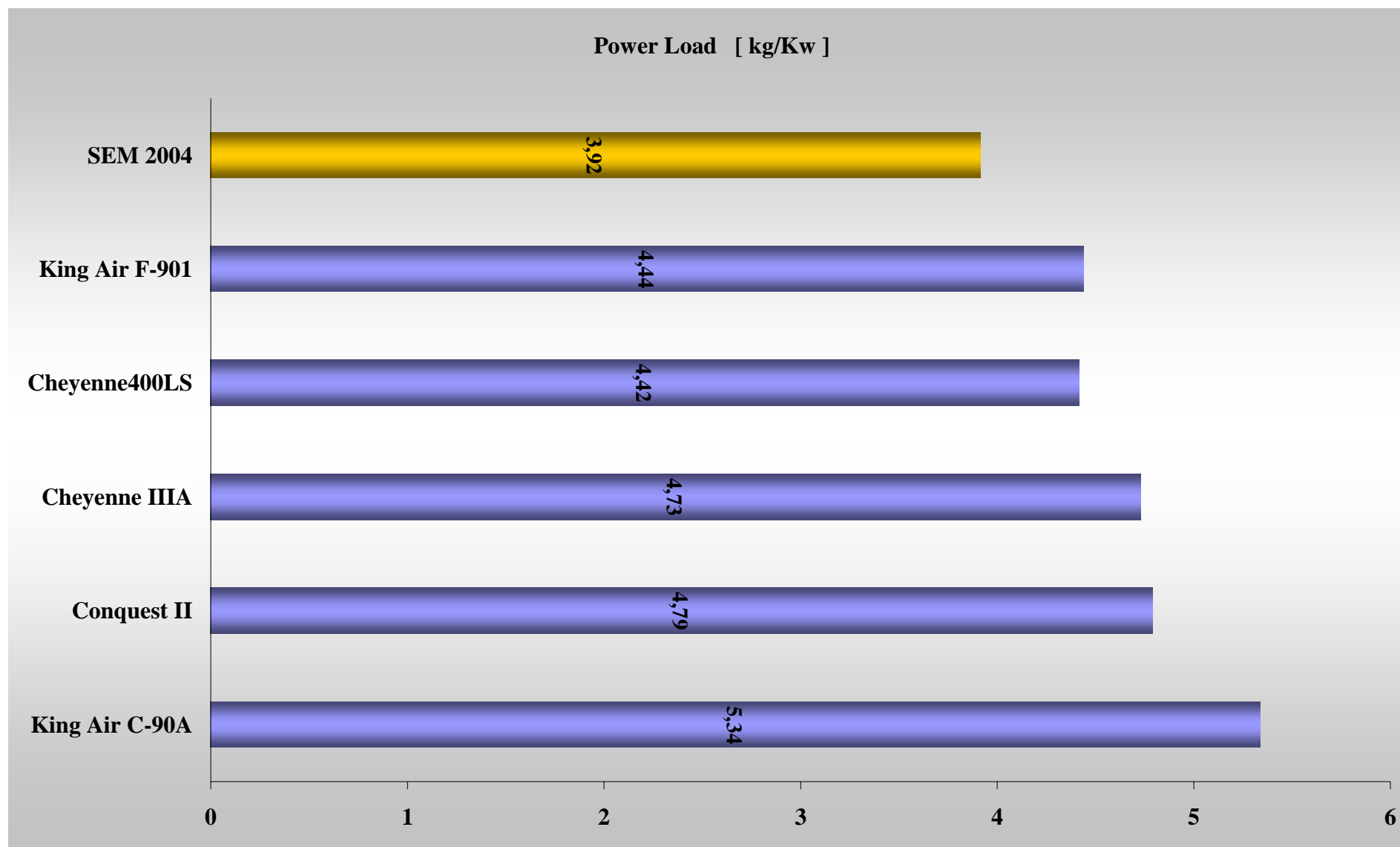
SPECIFICA DI MISSIONE			
Tipo velivolo		Turboelica bimotore	
Carico pagante	10 passeggeri	Lunghezza di decollo	3300 ft a (S/L) di altitudine
Normativa	FAR 23	Lunghezza di atterraggio	2600 ft a (S/L) di altitudine
Velocità max quota di 20000 ft	295 kts (max grado di ammissione)	Rateo di salita	2700 ft/min a (S/L)
Quota di crociera	17000 ft	Fase di attesa	45 minuti di attesa (fase6)
Autonomia di percorso (fase 5)	1050 nm alla quota di 17000 ft alla velocità di crociera di 265 kts Assumere: $E = 12$; $C_p = 0,65 \text{ lb}/(\text{hp h})$; $\eta_p = 0,83$	Velivoli simili	Beechcraft King Air 350 Cessna Conquest II Piper Cheyenne III A Piper Cheyenne 400LS

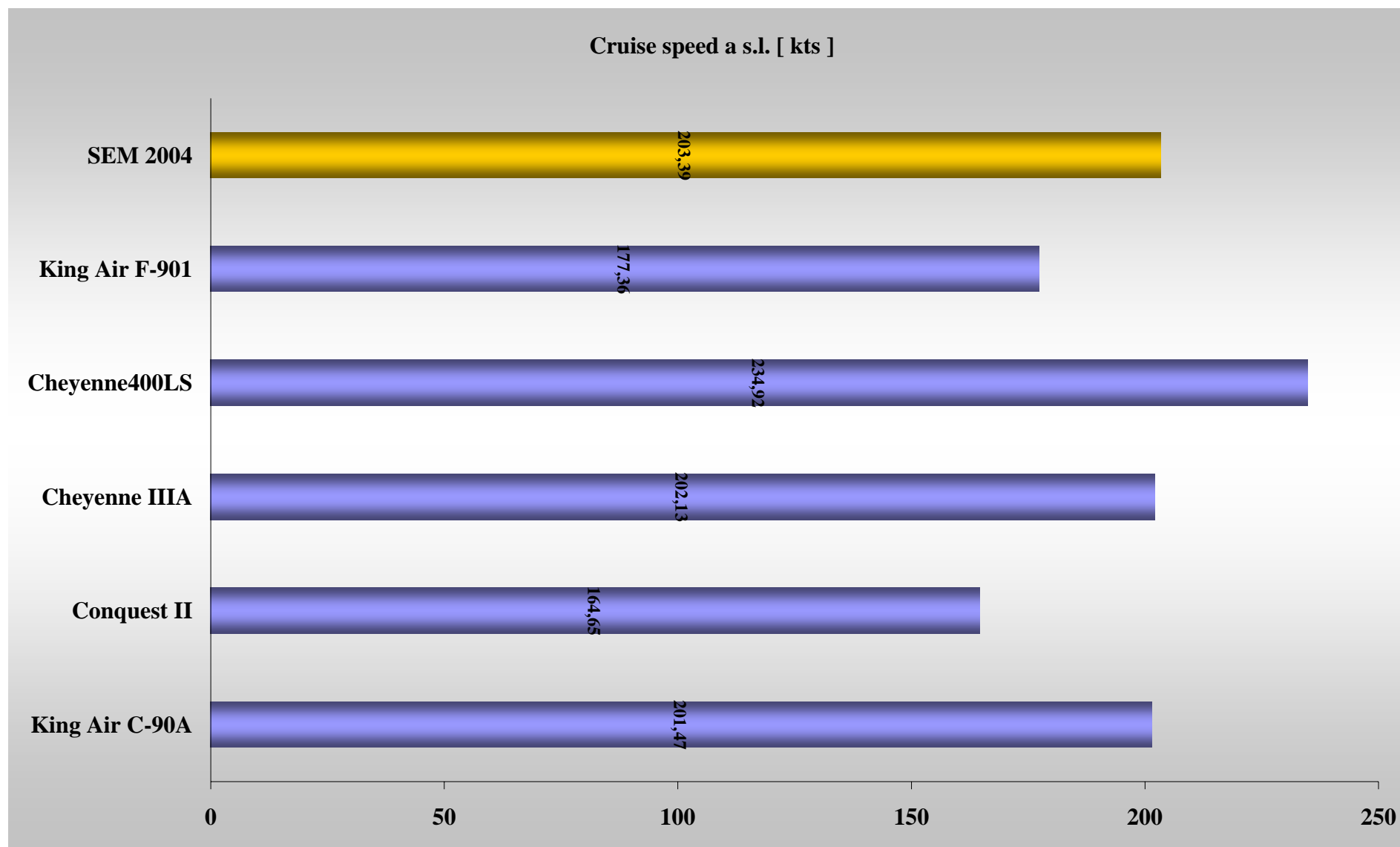


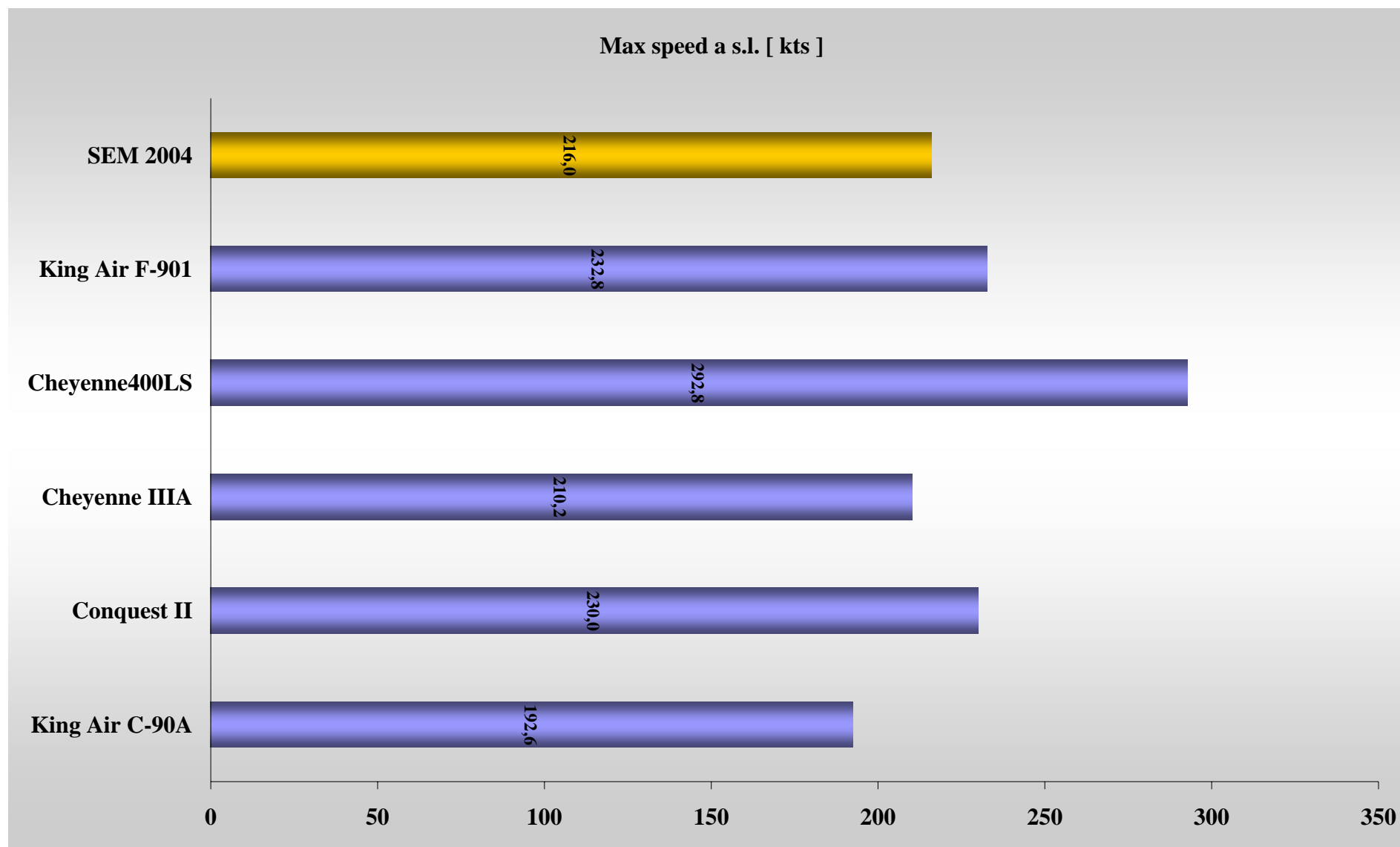
CONFRONTO CON VELIVOLI SIMILI











VELIVOLI DI RIFERIMENTO

VELIVOLI	Passeggeri	V _S Flap up [kts]	V _S Flap down [kts]	T.O. _{run} [m]	T.O. _{to 15 m} [m]	S [m ²]	b [m]	RC (OEI) [m/min]
Beechcraft King A.M C90-A	2+8	89	76	497	689	27,31	15,32	164
Beechcraft King A.M F90-1	2+8	94	79	465	1196	25,99	13,98	192
Cessna Conquest II	1+(4 o 10)	90	75	544	751	23,56	15,04	218
Piper Cheyenne III A	2+9	102	85	447	695	27,22	14,53	304
Piper Cheyenne 400LS	2+8	93	84		680	27,22	14,53	

VELIVOLI	V _{cr max} [kts]	Z _{cr} [ft]	Z _{max} AEO [ft]	Z _{max} OEI [ft]	R _{c max} [m/min]	(W/P) _{to} [kg/kW]	W _{to} [kp]	W _e [kp]
Beechcraft King A.M C90-A	243	21000	28100	14725	656	5,32	9650	5765
Beechcraft King A.M F90-1	275	18000	30450	15300	748	4,4	10950	6647
Cessna Conquest II	293	24000	35000	21380	742	4,79	9850	5715
Piper Cheyenne III A	305	22000	35840	23200	725	4,73	11200	6837
Piper Cheyenne 400LS	351	24000	41000	28700	988	3,63	11950	7546

Analisi preliminare di progetto per un turboelica bimotore										
VELIVOLI	V _S Flap down	V _S Flap up	V _{cr} max	T.O. run	T.O. to 15 m	S	b	W _{to}	W _e	(W/P) _{to}
	[kts]			[m]		[m ²]	[m]	[kp]		[lb/ft ²]
Beechcraft King A.M C90-A	76	89	243	497	689	27,31	15,32	4377	2615	8,8
Beechcraft King A.M F90-1	79	94	275	465	1196	25,99	13,98	4966	3015	7,3
Cessna Conquest II	75	90	293	544	751	23,56	15,04	4468	2592	7,88
Piper Cheyenne III A	85	102	305	447	695	27,22	14,53	5080	3101	7,78
Piper Cheyenne 400LS	84	93	351		680	27,22	14,53	5420	3423	5,97
media	79,8	93,6	293,4	488,25	802,2	26,26	14,68	4862	2949	7,546
	Z _{cr}	Z _{max} AEO	Z _{max} OEI	R _c max	R _C (OEI)	(W/S)	(W/S)	R	V _S clean	V _S FLAP
	[ft]			[m/min]		[kp/m ²]	[lb/ft ²]		[kts]	
Beechcraft King A.M C90-A	21000	28100	14725	656	164	160,271	32,826	8,594	45,786	39,098
Beechcraft King A.M F90-1	18000	30450	15300	748	192	191,073	39,135	7,520	48,358	40,641
Cessna Conquest II	24000	35000	21380	742	218	189,643	38,842	9,601	46,300	38,583
Piper Cheyenne III A	22000	35480	23200	725	191	186,627	38,224	7,756	52,473	43,728
Piper Cheyenne 400LS	24000	41000	28700	988	304	199,118	40,783	7,756	47,843	43,213
media	21800	34006	20661	771,8	213,8	185,347	37,962	8,245	48,152	41,053
	C _L max	C _L max FD	σ	K _Z	K _V	φ	P _{cr} /P	(W/P) _{cr}	I _P	V _{cr} /I _P
								[lb/hp]		
Beechcraft King A.M C90-A	1,223	1,677	0,516	0,594	1,161	0,75	0,517	17,004	1,552	156,529
Beechcraft King A.M F90-1	1,307	1,851	0,571	0,660	1,207	0,75	0,598	12,210	1,777	154,736
Cessna Conquest II	1,415	2,038	0,466	0,531	1,236	0,75	0,492	16,005	1,733	169,038
Piper Cheyenne III A	1,084	1,562	0,499	0,573	1,256	0,75	0,540	14,410	1,745	174,760
Piper Cheyenne 400LS	1,392	1,706	0,466	0,531	1,340	0,75	0,534	11,181	1,985	176,779
media	1,284	1,767	0,5036	0,580	1,240	0,75	0,536	14,162	1,759	166,368

Dimostrazione della necessità di realizzare un velivolo in composito								
	W_{to}	W_e	W_f	(a) $\log W_{to}$	(b) $A + B \cdot \log W_E$ $A; B \Rightarrow \text{tab. 2.15}$ convenzionali	$a - b$	(c) $A + B \cdot \log W_E$ $A; B \Rightarrow \text{tab. 2.15}$ compositi	$a - c$
	[lb]							
	15500	9544	3895,587	4,190332	4,194926	-0,00459	4,253114	-0,06278
	15000	9170	3769,923	4,176091	4,177048	-0,00096	4,235053	-0,05896
convenzionale	14875	9076,5	3738,507	4,172457	4,172464	-7,4E-06	4,230423	-0,05797
	14750	8983	3707,091	4,168792	4,167833	0,000959	4,225744	-0,05695
	14500	8796	3644,259	4,161368	4,158425	0,002943	4,21624	-0,05487
	14000	8422	3518,595	4,146128	4,138993	0,007135	4,196609	-0,05048
	13500	8048	3392,931	4,130334	4,118677	0,011656	4,176087	-0,04575
	13000	7674	3267,266	4,113943	4,097395	0,016548	4,154588	-0,04064
	12500	7300	3141,602	4,09691	4,07505	0,02186	4,132015	-0,0351
	12000	6926	3015,938	4,079181	4,051529	0,027652	4,108254	-0,02907
	11500	6552	2890,274	4,060698	4,026702	0,033996	4,083174	-0,02248
	11000	6178	2764,61	4,041393	4,000415	0,040978	4,056619	-0,01523
	10700	5953,6	2689,212	4,029384	3,983868	0,045516	4,039903	-0,01052
	10400	5729,2	2613,813	4,017033	3,966685	0,050348	4,022545	-0,00551
	10100	5504,8	2538,415	4,004321	3,948816	0,055506	4,004493	-0,00017
compositi	10090	5497,32	2535,901	4,003891	3,948208	0,055684	4,003879	1,21E-05
	10075	5486,1	2532,132	4,003245	3,947294	0,055951	4,002956	0,000289
	10050	5467,4	2525,848	4,002166	3,945767	0,056399	4,001413	0,000753
	10000	5430	2513,282	4	3,942697	0,057303	3,998312	0,001688
	9800	5280,4	2463,016	3,991226	3,930202	0,061024	3,98569	0,005536
	9500	5056	2387,618	3,977724	3,910781	0,066943	3,96607	0,011653
	9200	4831,6	2312,219	3,963788	3,890477	0,073311	3,94556	0,018228
Le normative FAR 23 sono riferite per velivoli con peso massimo al decollo inferiore a 12500 lbs di conseguenza ci dobbiamo orientare verso elementi in materiale composito								

Nella specifica di progetto è stato richiesto di rientrare nella normativa FAR 23, allora si deve ricorrere all'utilizzo di materiali compositi:

	W_{to} [lb]	W_e	W_f	\mathcal{R}	$C_{L\max}$	$C_{L\max FD}$	S [ft ²]	S_{WET} [ft ²]	f
compositi	10090	5497,32	2535,90	8,30	1,30	1,8	265,79	1313,67	6,569

Assumiamo le seguenti proprietà:

Configurazione	ΔC_{D0}	e
pulita	0	0,8
decollo	0,01	0,75
atterraggio	0,06	0,75
carrello estratto	0,015	0,75
elica ferma	0,005	

Stima delle polari e limitazioni per scegliere il punto di progetto

Configurazione	C_{D0}	coeff.	C_L^2
pulita	0,024715	20,86018	0,047938
FAR23,65 AEO dec	0,034715	19,55641	0,051134
FAR23,67 OEI	0,039715	19,55641	0,051134
FAR23,77 AEO atab	0,099715	19,55641	0,051134

Velocità di stallo	
no flap	$(W/S)_{to} \leq 38,58501 \text{ psf (lb/ft}^2\text{)}$
flap down	$(W/S)_{to} \leq 38,83309 \text{ psf (lb/ft}^2\text{)}$

Distanza di decollo			
		$(C_{Lmax})_{to}$	
Sto	3300 ft	1,4	$(W/S)_{to} \cdot (W/P)_{to} \leq 379,26$
StoG	1987,9518 ft	1,7	$(W/S)_{to} \cdot (W/P)_{to} \leq 460,53$
TOP 23	270,9 lbs ²	2	$(W/S)_{to} \cdot (W/P)_{to} \leq 541,80$

Distanza di atterraggio				
			C_{Lmax-L}	
SL	2600 ft	$(W/S)_L \leq 17,138701 \cdot C_{Lmax-L}$	1,6	$(W/S)_{to} \leq 36,62$
SLG	1341,5893 ft		1,8	$(W/S)_{to} \leq 41,21$
V_{SL}	120,0877 ft/s	$(W/S)_{to} \leq 22,89142 \cdot C_{Lmax-L}$	2	$(W/S)_{to} \leq 45,78$

FAR 23,65 RC > 300 fpm	
C_L	1,4271208
$\frac{0,681818}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}} - 0,004287 \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} = 0,0091$	

FAR 23,65 CGR > 1/12	
(L/D)	9,66
$C_{Lmax-to}$	1,8
$\frac{12,934}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}} = 0,1477$	

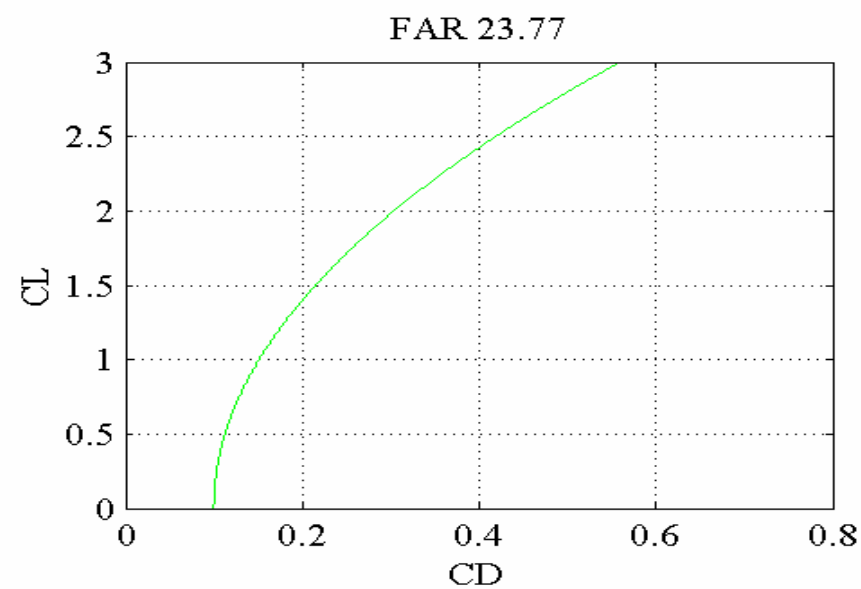
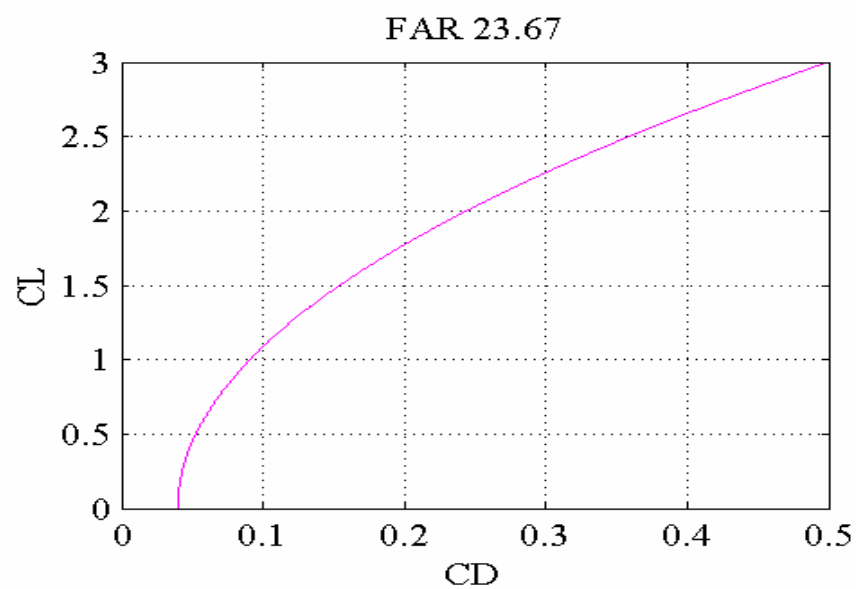
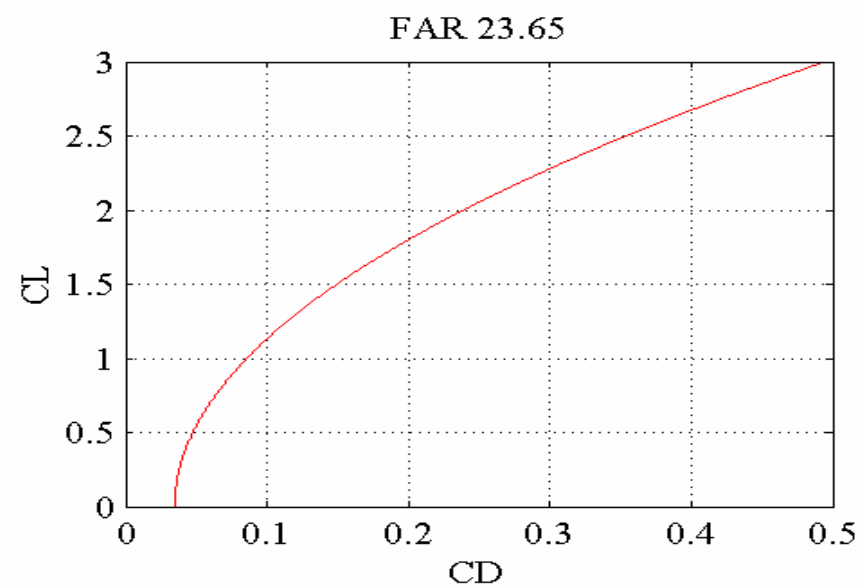
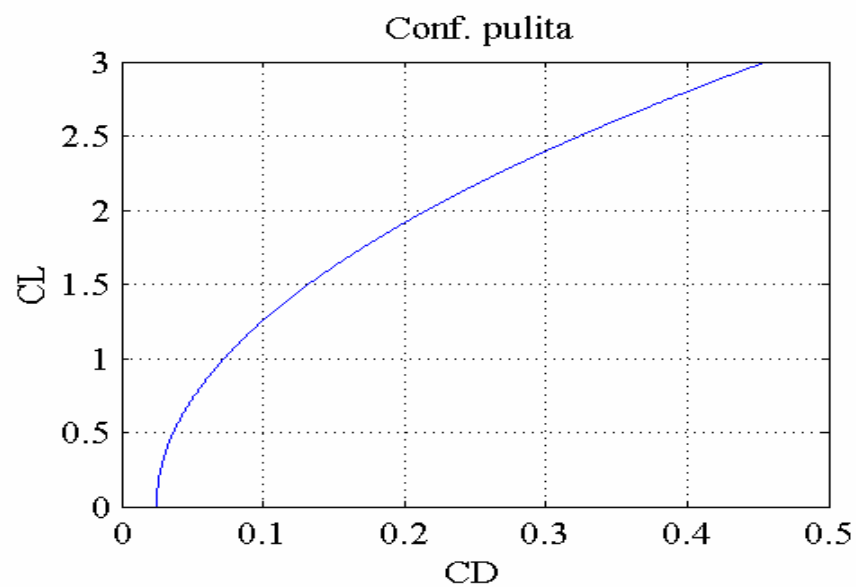
FAR 23,67	
V_{So}	$16,235314 \cdot \sqrt{(W/S)_{to}}$
$(C_{L3}/C_D)_m$	13,397609
$\frac{0,31875}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}} - 0,004231 \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} = 2,157 \times 10^{-4} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$	

FAR 23,77	
(L/D)	6,09378845
CGRP	0,140276
$\frac{14,2275}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}} = 0,140276$	

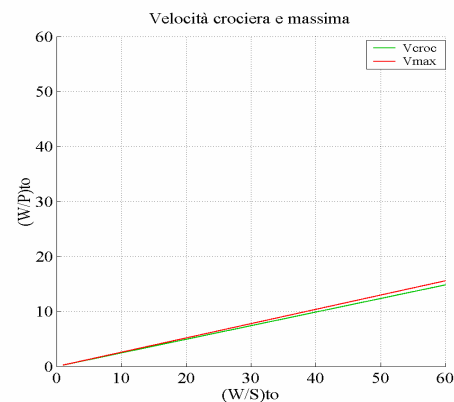
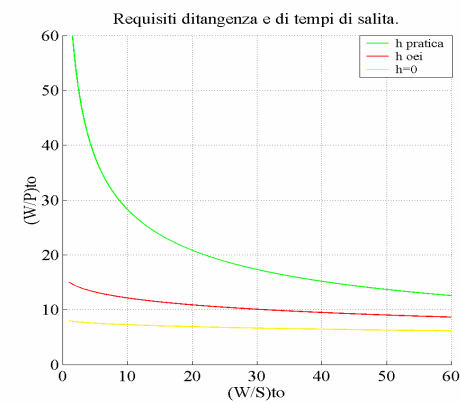
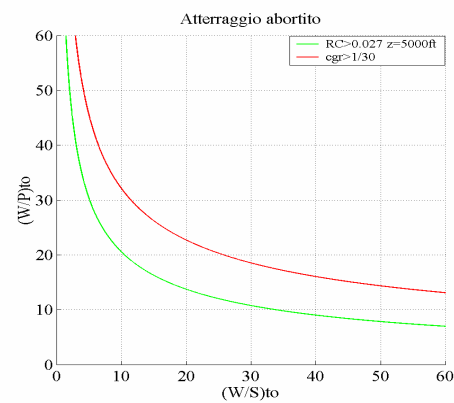
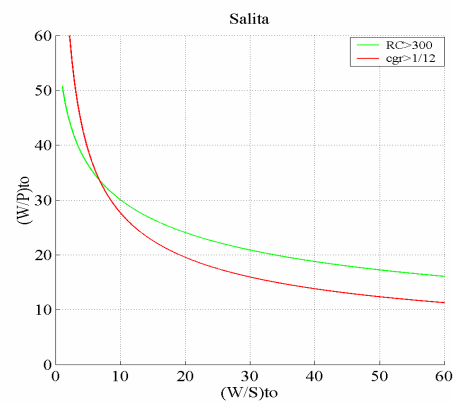
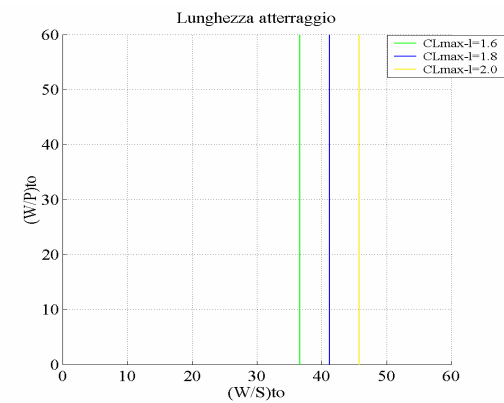
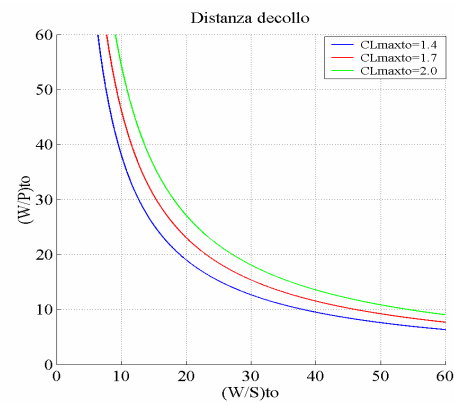
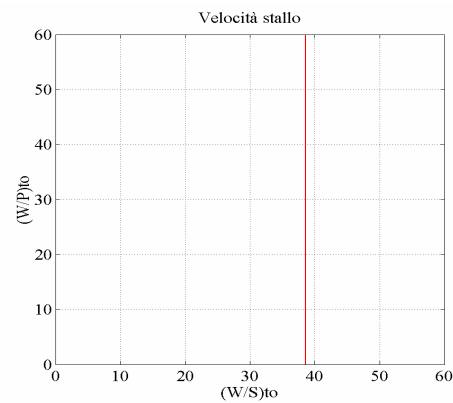
Dimensionamento in base ai requisiti tempi di risalita e tangenza		
h = 33704 ft	h = 17738 ft	h = 0 ft
$\frac{0,68}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}} - 0,006558 \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} = 0,00333$	$\frac{0,68}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}} - 0,0049424 \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} = 0,0404$	$\frac{0,68}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}} - 0,003751 \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} = 0,0818$

Velocità di crociera
$\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{to}}{\left(\frac{W}{P}\right)_{to}} = 4,0477$

Velocità massima
$\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{to}}{\left(\frac{W}{P}\right)_{to}} = 3,85$

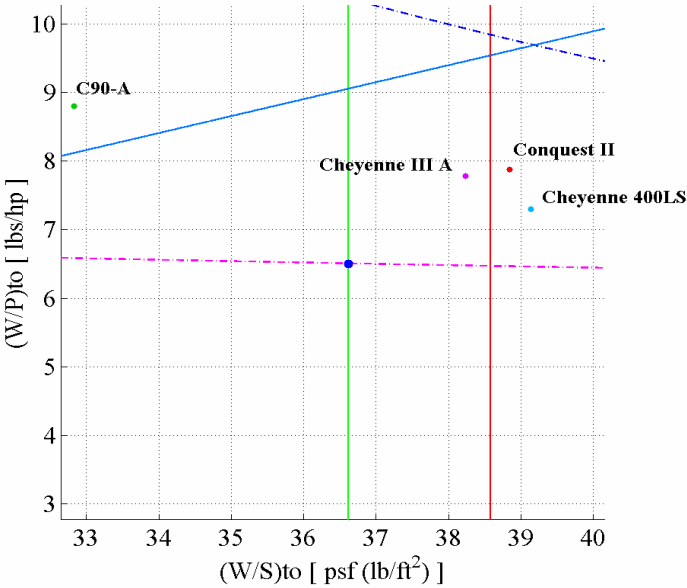
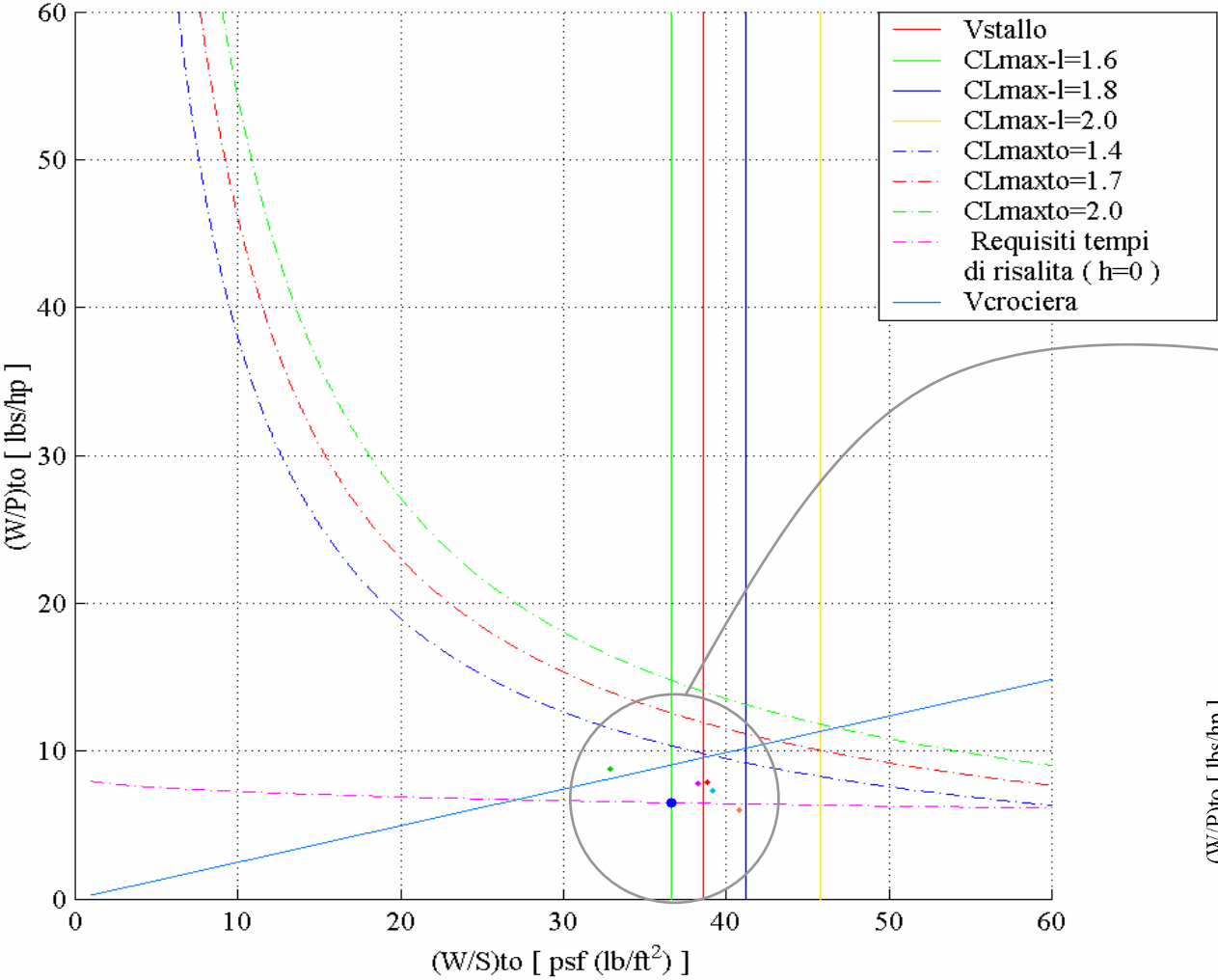


CURVE LIMITATIVE



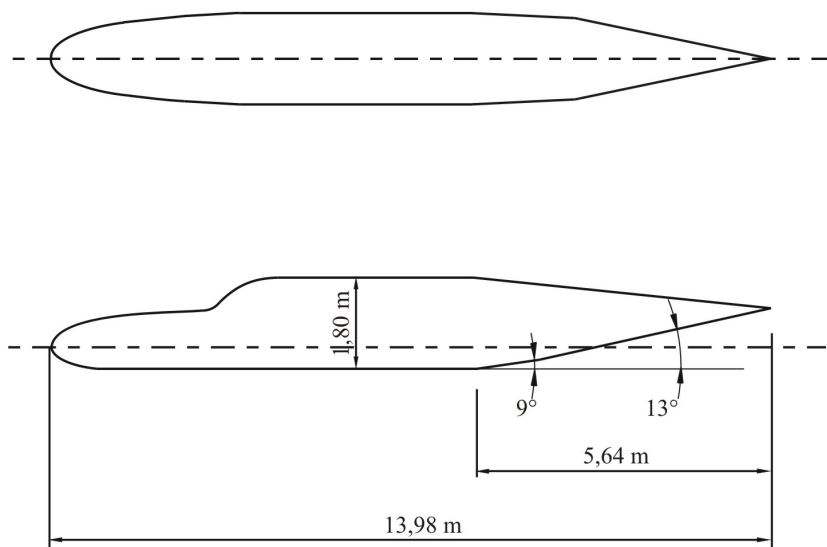
SCELTA DEL PUNTO DI PROGETTO

$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$	$36,62 \frac{\text{lbs}}{\text{ft}^2}$
$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$	$6,50 \frac{\text{lbs}}{\text{hp}}$
S	25,64 m ²
P	1552 hp
C _{Lmax}	1,30
C _{Lmax flap}	1,80

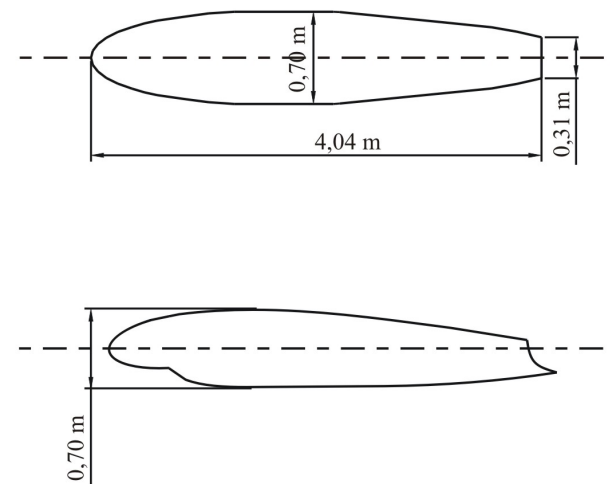


CARATTERISTICHE DEL VELIVOLO

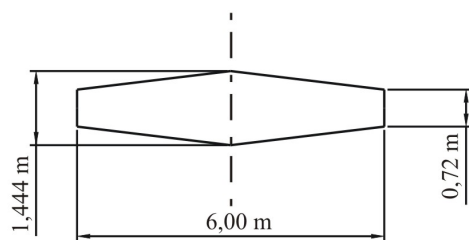
Fusoliera



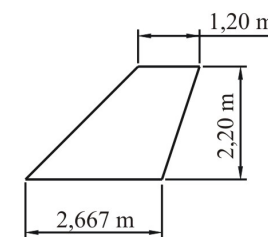
Gondola



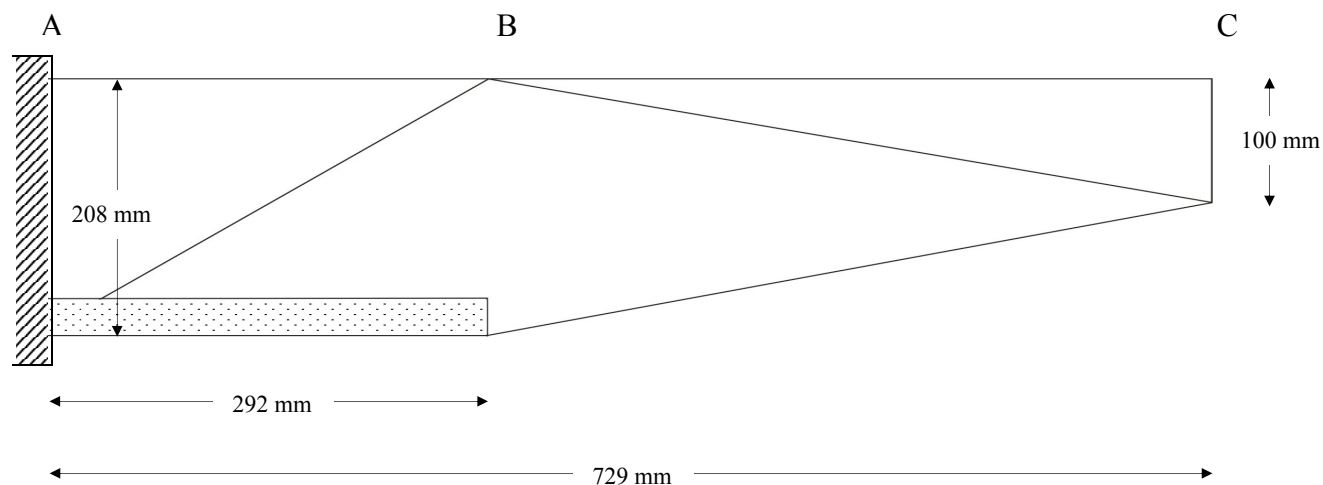
Piano orizzontale

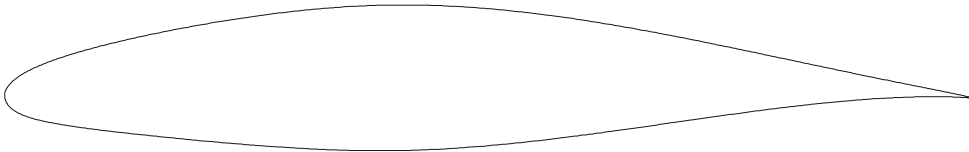


Piano verticale



CARATTERISTICHE DELL'ALA

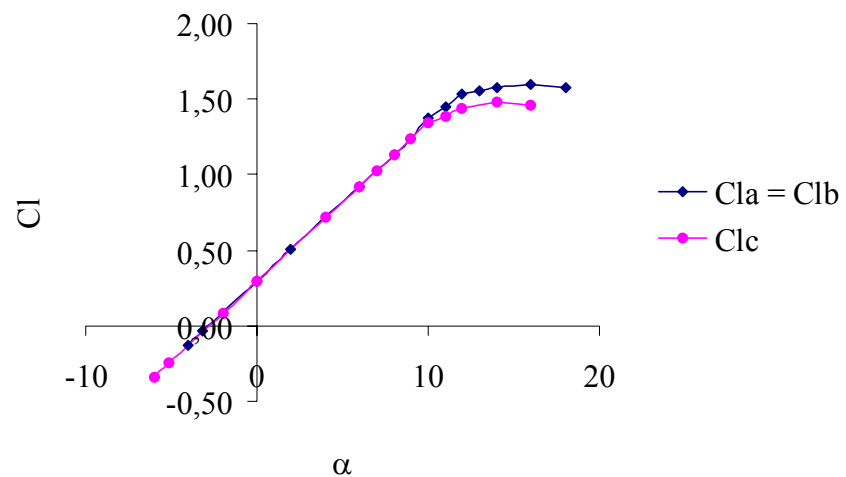


Caratteristiche				Profilo scelto NACA 64 – 415	
\mathcal{R}	8,30	\mathbf{c}_{root}	2,08 m		
S	25,64 m²	\mathbf{c}_{tip}	1,00 m		
b	14,58 m	λ	0,481		
Perimetro = 17,79 m					
sezione	y [m]	η	sverg. (°)		
A	0	0	0		
B	2,92	0,40	0		
C	7,29	1,00	-2		

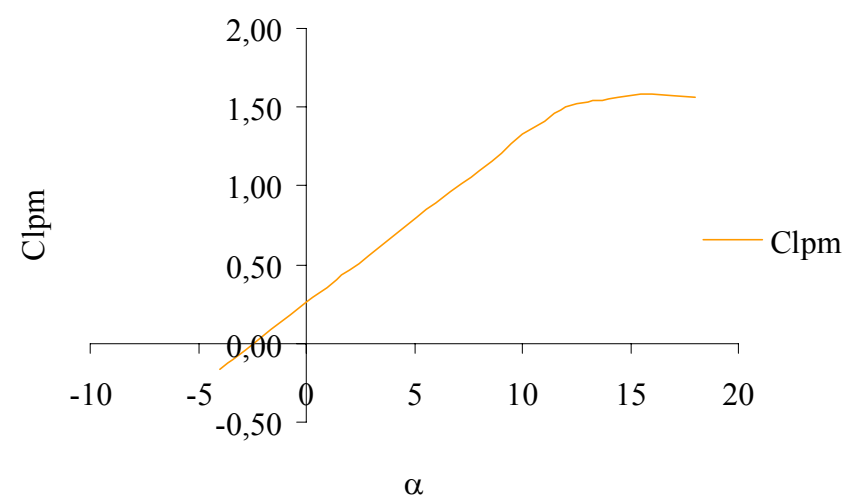
PROFILO MEDIO

	64 – 415			Re _A = 6000000	Re _B = 6000000	Re _C = 3000000					
α°	α_a	α_b	α_c	$C_{\ell a}$	$C_{\ell b}$	$C_{\ell c}$	$C_{\ell pm}$	C_{da}	C_{db}	C_{dc}	$C_{dpm} = C_{Do}$
-4	-4	-4	-6	-0,13	-0,13	-0,34	-0,16	0,0097	0,0097	0,01331	0,0103
-3,14	-3,14	-3,14	-5,14	-0,04	-0,04	-0,25	-0,07	0,0093	0,0093	0,01257	0,009867
0	0	0	-2	0,29	0,29	0,08	0,26	0,0076	0,0076	0,00997	0,008013
2	2	2	0	0,50	0,50	0,29	0,47	0,0113	0,0113	0,0081	0,010753
6	6	6	4	0,92	0,92	0,71	0,89	0,0151	0,0151	0,01459	0,014988
8	8	8	6	1,13	1,13	0,92	1,10	0,0171	0,0171	0,01734	0,017141
9	9	9	7	1,24	1,24	1,03	1,20	0,0194	0,0194	0,01861	0,019248
10	10	10	8	1,37	1,37	1,13	1,33	0,0213	0,0213	0,02015	0,021079
11	11	11	9	1,45	1,45	1,24	1,41	0,0235	0,0235	0,02211	0,023263
12	12	12	10	1,53	1,53	1,34	1,50	0,0263	0,0263	0,02449	0,025949
13	13	13	11	1,56	1,56	1,39	1,53	0,0294	0,0294	0,02717	0,029036
14	14	14	12	1,58	1,58	1,44	1,56	0,0331	0,0331	0,03045	0,032631
16	16	16	14	1,60	1,60	1,48	1,58	0,0436	0,0436	0,03886	0,042765
18	18	18	16	1,58	1,58	1,46	1,56	0,0545	0,0545	0,05651	0,054843

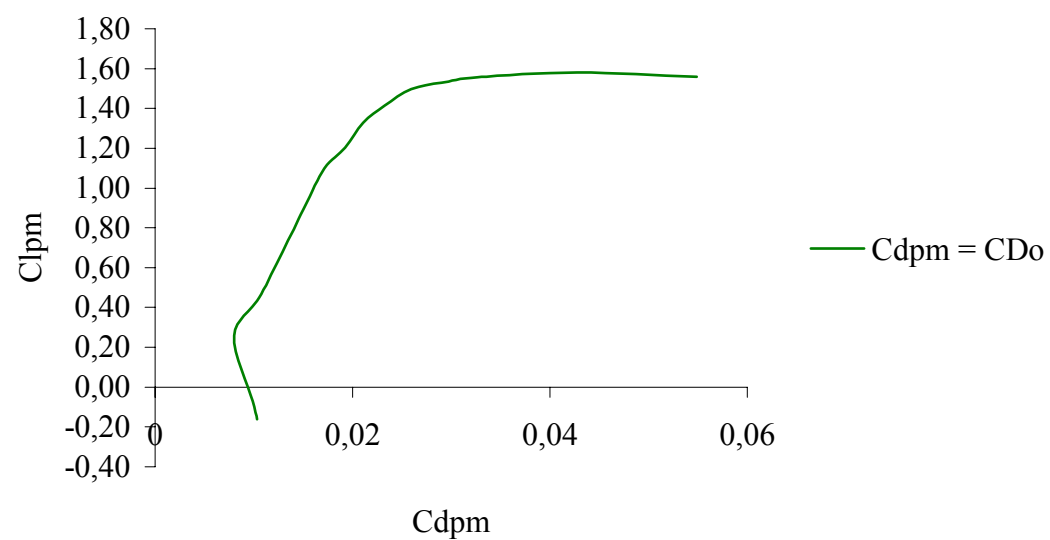
Caratteristiche dei profili nelle sezioni A,B,C



Clpm



Polare profilo medio



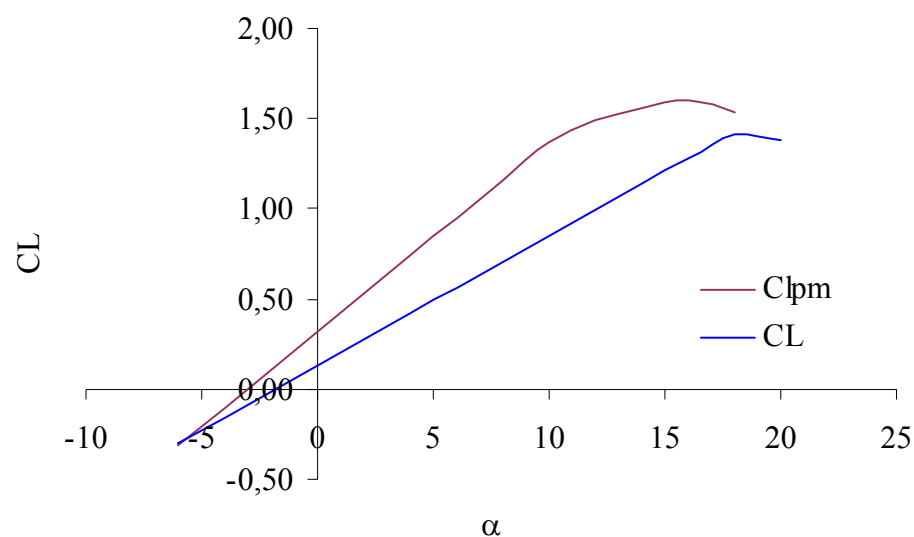
Caratteristiche aerodinamiche dell'ala alla $V_s = 93,6 \text{ kts} = 173,35 \frac{\text{km}}{\text{h}}$, a $z=0$, a $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 36,62 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$, determinate con il metodo di Multhopp e con il programma Wing.exe.

$C_{\ell \max pm} = 1,58$	M.A.C. = 1,895 m
	X M.A.C. = 0,460 m
$C_{L \max} = 1,42$	Y M.A.C. = 3,15 m
	$\frac{X \text{ M.A.C.}}{Y \text{ M.A.C.}} = 0,243$
$\alpha_{\max} = 17$	$C_{MAC} = -0,08069$

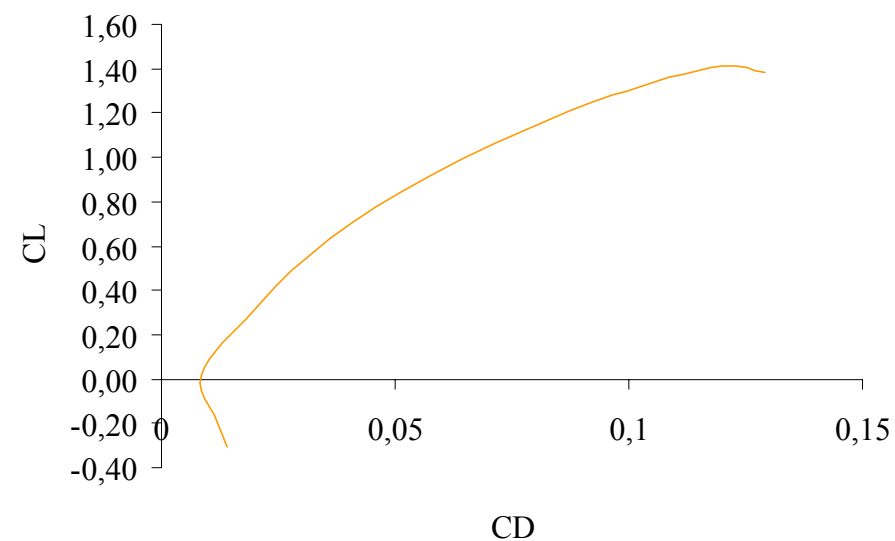
$C_{\ell \alpha pm} = 0,105$	$f(AR, \lambda) = 0,997$	$\frac{P}{b} = 1,22$
$C_{L\alpha} = f \cdot \frac{\frac{C_{\ell \alpha pm}}{P/b}}{1 + \left[57,3 \cdot \frac{C_{\ell \alpha pm}}{(\pi \cdot AR \cdot P/b)} \right]}$		$C_{L\alpha} = 0,072144$

sezioni	$C_{\ell a}$	$\alpha_{C_{\ell} = 0}$	$\varepsilon \cdot \alpha$	$c(\eta)$	$\varepsilon \cdot \alpha \cdot C_{\ell a}$	A_{int}
A	0,105	-3,14	0	2,08	0	0
B	0,105	-2,80	0,34	2,08	0,074256	0,216472
C	0,105	-0,80	2,34	1,00	0,2457	1,074
	J(AR,λ)= 0,4		ε = 2,40		somma	1,291
	$\alpha_{zL} = \left(\alpha_{CL}\right)_{ROOT} + J \cdot \varepsilon$				$\alpha_{zL} = -1,7905$	

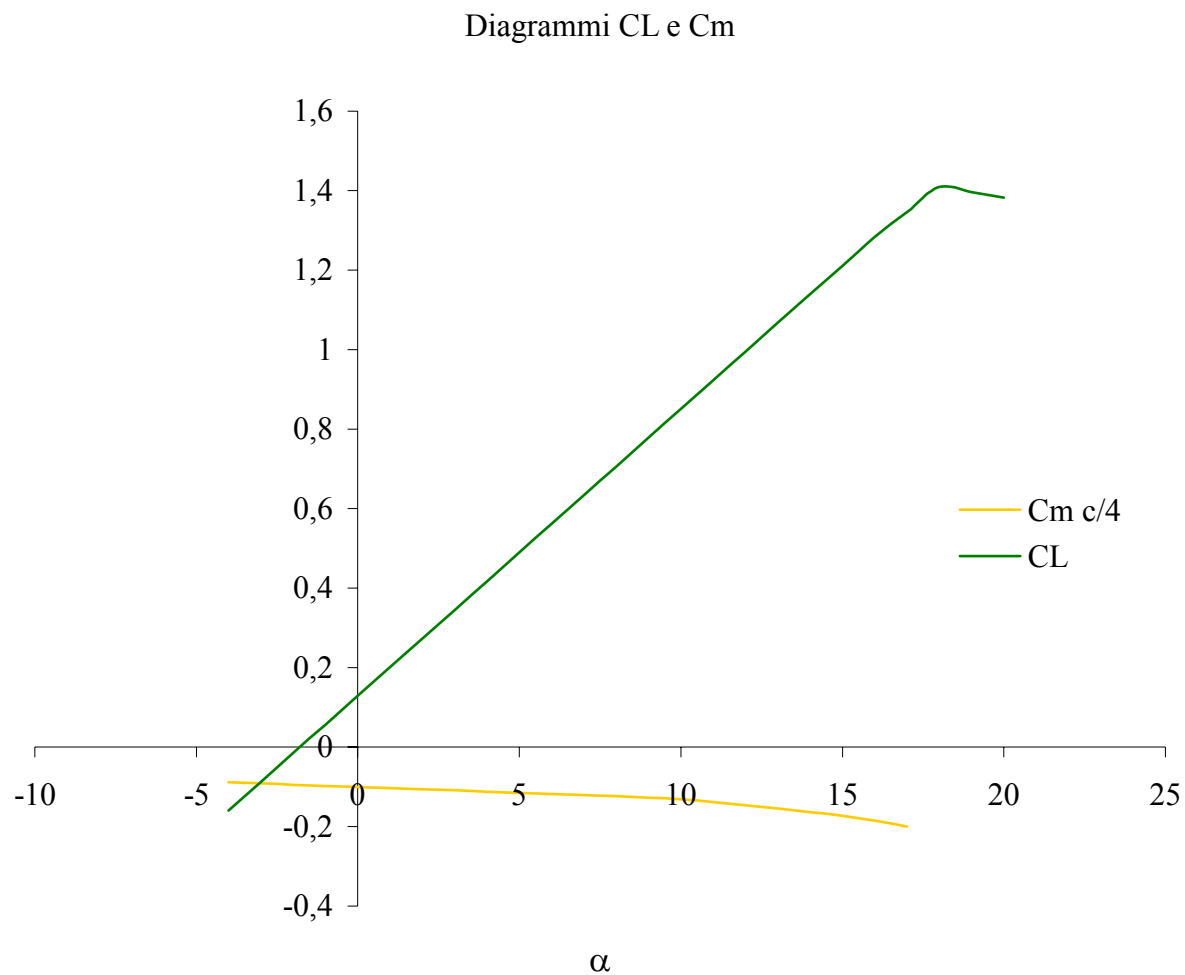
α	C_{lpm}	C_L	C_{D0}	C_{Di}	C_D
-6	-0,32	-0,304	0,0103	0,003823	0,014123
-4	-0,11	-0,159	0,009867	0,001271	0,011138
-2	0,11	-0,015	0,008013	0,000323	0,008336
0	0,32	0,129	0,010753	0,000977	0,011731
2	0,53	0,273	0,014988	0,003235	0,018223
4	0,74	0,418	0,017141	0,007096	0,024237
6	0,95	0,562	0,019248	0,012561	0,031809
8	1,16	0,706	0,021079	0,019628	0,040707
10	1,37	0,851	0,023263	0,028299	0,051562
12	1,49	0,995	0,025949	0,038573	0,064523
14	1,56	1,139	0,029036	0,050451	0,079486
16	1,60	1,283	0,032631	0,063932	0,096562
18	1,54	1,410	0,042765	0,077072	0,119837
20		1,383	0,054843	0,074164	0,129007

Confronto tra i C_L ala profilo medio

Polare ala



α	C_{mmed}	$C_{mc/4}$	C_L
-4	-0,08267	-0,08804	-0,159
-3	-0,086	-0,09159	-0,087
-2	-0,089	-0,09479	-0,015
-1	-0,092	-0,09798	0,057
0	-0,09433	-0,10047	0,129
1	-0,09733	-0,10366	0,201
2	-0,1	-0,1065	0,273
3	-0,10233	-0,10899	0,346
4	-0,10533	-0,11218	0,418
5	-0,108	-0,11502	0,490
6	-0,111	-0,11822	0,562
7	-0,114	-0,12141	0,634
8	-0,11633	-0,1239	0,706
9	-0,12	-0,1278	0,778
10	-0,124	-0,13206	0,851
11	-0,13	-0,13845	0,923
12	-0,137	-0,14591	0,995
13	-0,14467	-0,15407	1,067
14	-0,15333	-0,1633	1,139
15	-0,16267	-0,17324	1,211
16	-0,17367	-0,18496	1,283
17	-0,18767	-0,19987	1,347



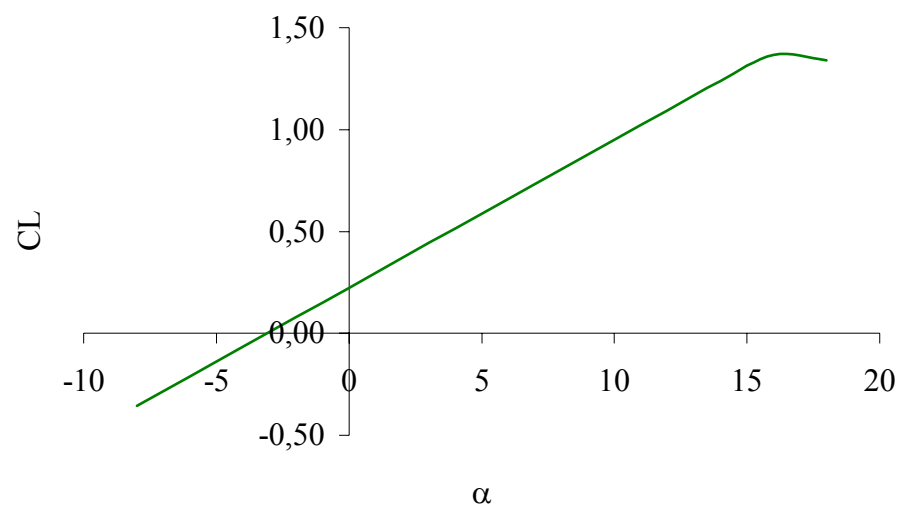
VELIVOLO COMPLETO

H tail			V tail	
$Re_h = 5,04 \times 10^{+06}$	grafico P10		$Re_v = 1,32 \times 10^{+07}$	grafico P10
$R_{L.S.}(M, \Lambda) = 1,1$			$R_{L.S.}(M, \Lambda) = 1,05$	
$C_{fh} = 3,30 \times 10^{-03}$	grafico P11		$C_{fv} = 2,80 \times 10^{-03}$	grafico P11
$L' = 1,20$	grafico P12		$L' = 1,20$	grafico P12
$S_{weth}/S = 0,508$			$S_{wetv}/S = 0,332$	
$C_{DoH} = 0,00215$			$C_{Dov} = 0,000976$	
Fuselage			Nacelle	
$Re_F = 6,53 \times 10^{+07}$	grafico P10		$Re_N = 1,89 \times 10^{+07}$	grafico P10
$R_{wf}(M, Re) = 0,99$			$R_{wN}(M, Re) = 1,08$	
$C_f = 2,40 \times 10^{-03}$	grafico P11		$C_{fN} = 3,10 \times 10^{-03}$	grafico P11
$S_{wetf}/S = 0,359$			$S_{wetN}/S = 0,0469$	
$L_f/d_f = 6,06$			$L_N/d_N = 4,70$	
$C_{DoF} = 0,0011$			$db_N/df_N = 0,0891$	
$C_{DbF} = 0$			$S_N/S = 0,0211$	
Dal programma Wing.exe			$C_{Do} = 0,000250$	
M.A.C. = 1,895 m	$K_f = 0,007$	grafico P9	$C_{DbN} = 1,00 \times 10^{-16}$	
X M.A.C. = 0,460 m	$XAC_{wb} = 0,312$		$C_{DoN} = 0,000250$	
Y M.A.C. = 3,15 m	$C_{MACwb} = -0,171$			
X M.A.C./Y M.A.C. = 0,243	$C_{m\alpha F} = 0,0108$		Raffreddamento	
$C_{MAC} = -0,08069$	$C_{moF} = -0,090$		$C_{Dool} = 0,0020$	
Posizioni del baricentro nel computo delle polari				
	m		% MAC	
CG max avanzato	0,0298		0,0157	
CG cruise	0,162		0,0857	
CG max arretrato	0,257		0,136	

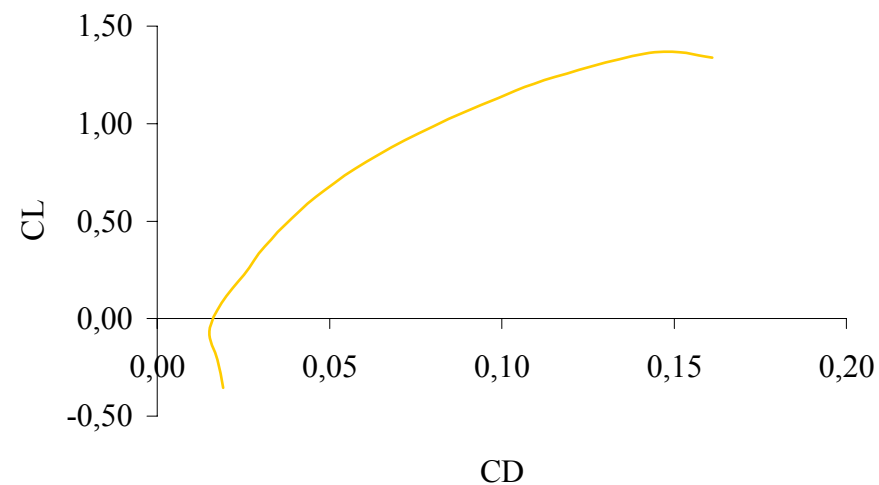
CONFIGURAZIONE CON BARICENTRO MASSIMO AVANZATO

α_b	C_{Lw}	C_{Dw}	C_L	C_{Dih}	C_{Doh}	C_{Dov}	C_{DoF}	C_{DoN}	C_{DLF}	C_{DLN}	C_{Dcool}	C_D
-8	-0,304	0,014	-0,355	0,00061	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,00192	-6,135E-05	0,0020	0,01922
-6	-0,159	0,011	-0,211	0,000594	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000809	-4,081E-06	0,0020	0,01739
-4	-0,0151	0,008	-0,066	0,000579	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000240	1,171E-05	0,0020	0,01516
-2	0,129	0,012	0,079	0,000564	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000030	6,309E-06	0,0020	0,01874
0	0,273	0,018	0,224	0,000549	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000000	0,000E+00	0,0020	0,02524
2	0,418	0,024	0,369	0,000534	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000030	1,307E-05	0,0020	0,03128
4	0,562	0,032	0,514	0,000519	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000240	6,581E-05	0,0020	0,03910
6	0,706	0,041	0,659	0,000505	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000809	1,785E-04	0,0020	0,04867
8	0,851	0,052	0,804	0,00049	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00192	3,714E-04	0,0020	0,06081
10	0,99	0,065	0,949	0,000476	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00374	6,649E-04	0,0020	0,07588
12	1,14	0,079	1,094	0,000462	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00647	1,079E-03	0,0020	0,09397
14	1,28	0,097	1,239	0,000449	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0103	1,635E-03	0,0020	0,11539
16	1,41	0,120	1,366	0,000437	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0153	2,351E-03	0,0020	0,14443
18	1,38	0,129	1,339	0,000439	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0218	3,250E-03	0,0020	0,16101

CL



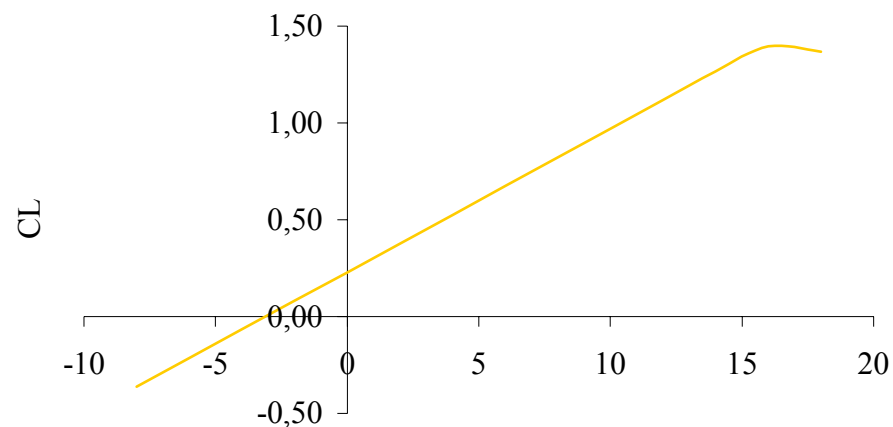
Polare CG max avanzato



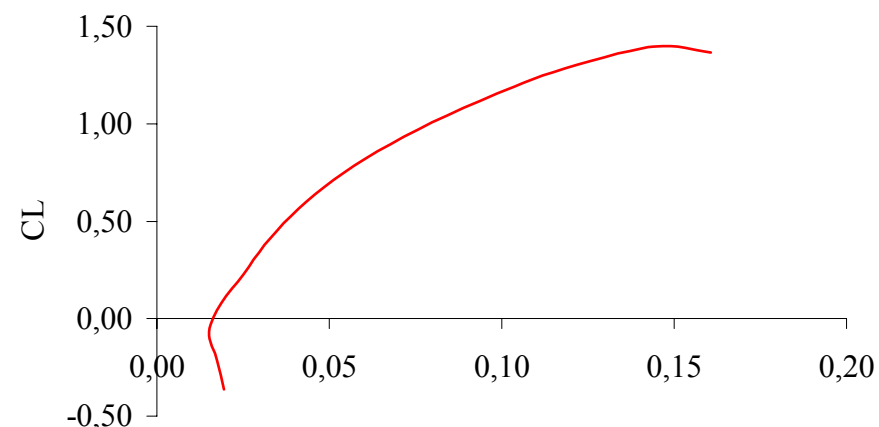
CONFIGURAZIONE CON BARICENTRO IN CONDIZIONE DI CROCIERA

α_b	C_{Lw}	C_{Dw}	C_L	C_{Dih}	C_{Doh}	C_{Dov}	C_{DoF}	C_{DoN}	C_{DLF}	C_{DLN}	C_{Dcool}	C_D
-8	-0,304	0,014	-0,363	0,0008	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,00192	-6,135E-05	0,0020	0,01941
-6	-0,159	0,011	-0,215	0,000702	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000809	-4,081E-06	0,0020	0,01750
-4	-0,015	0,008	-0,067	0,000611	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000240	1,171E-05	0,0020	0,01519
-2	0,129	0,012	0,081	0,000526	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000030	6,309E-06	0,0020	0,01870
0	0,273	0,018	0,229	0,000448	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000000	0,000E+00	0,0020	0,02514
2	0,418	0,024	0,377	0,000376	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000030	1,307E-05	0,0020	0,03113
4	0,562	0,032	0,525	0,00031	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000240	6,581E-05	0,0020	0,03889
6	0,706	0,041	0,673	0,000251	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000809	1,785E-04	0,0020	0,04842
8	0,851	0,052	0,821	0,000197	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00192	3,714E-04	0,0020	0,06052
10	0,995	0,065	0,969	0,000151	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00374	6,649E-04	0,0020	0,07555
12	1,139	0,079	1,117	0,00011	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00647	1,079E-03	0,0020	0,09362
14	1,283	0,097	1,265	7,6E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0103	1,635E-03	0,0020	0,11502
16	1,410	0,120	1,395	5,12E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0153	2,351E-03	0,0020	0,14405
18	1,383	0,129	1,367	5,61E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0218	3,250E-03	0,0020	0,16062

CL

 α

Polare CG crociera

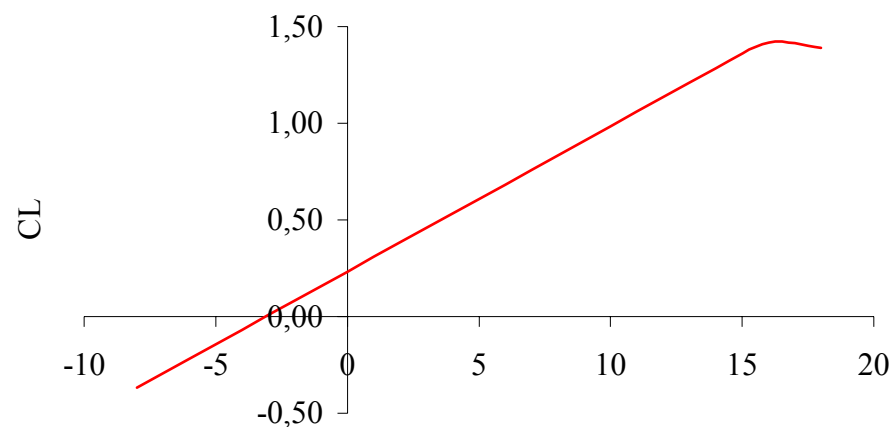


CD

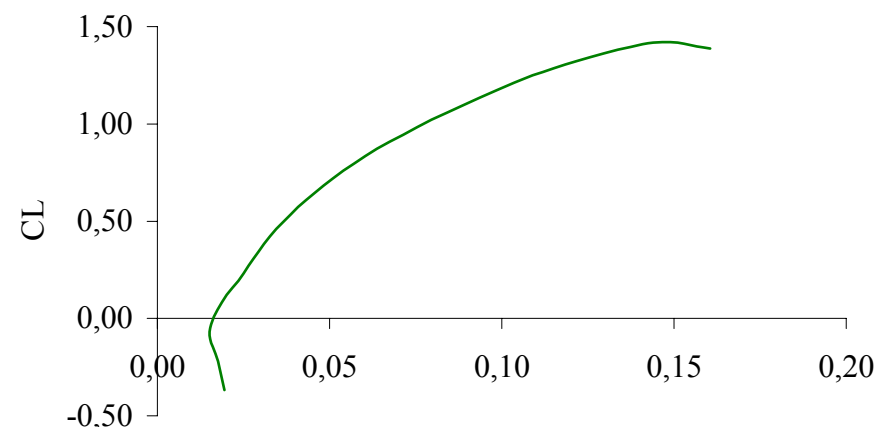
CONFIGURAZIONE CON BARICENTRO MASSIMO ARRETRATO

α_b	C_{Lw}	C_{Dw}	C_L	C_{Dih}	C_{Doh}	C_{Dov}	C_{DoF}	C_{DoN}	C_{DLF}	C_{DLN}	C_{Dcool}	C_D
-8	-0,304	0,014	-0,369	0,000957	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,00192	-6,135E-05	0,0020	0,01957
-6	-0,159	0,011	-0,218	0,000788	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000809	-4,081E-06	0,0020	0,01758
-4	-0,015	0,008	-0,068	0,000636	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000240	1,171E-05	0,0020	0,01521
-2	0,129	0,012	0,082	0,0005	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000030	6,309E-06	0,0020	0,01868
0	0,273	0,018	0,233	0,00038	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000000	0,000E+00	0,0020	0,02507
2	0,418	0,024	0,383	0,000277	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000030	1,307E-05	0,0020	0,03103
4	0,562	0,032	0,533	0,00019	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000240	6,581E-05	0,0020	0,03877
6	0,706	0,041	0,683	0,000119	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000809	1,785E-04	0,0020	0,04828
8	0,851	0,052	0,834	6,5E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00192	3,714E-04	0,0020	0,06039
10	0,995	0,065	0,984	2,71E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00374	6,649E-04	0,0020	0,07543
12	1,139	0,079	1,134	5,49E-06	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00647	1,079E-03	0,0020	0,09351
14	1,283	0,097	1,285	2,66E-07	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0103	1,635E-03	0,0020	0,11494
16	1,410	0,120	1,416	9,13E-06	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0153	2,351E-03	0,0020	0,14401
18	1,383	0,129	1,388	6,19E-06	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0218	3,250E-03	0,0020	0,16057

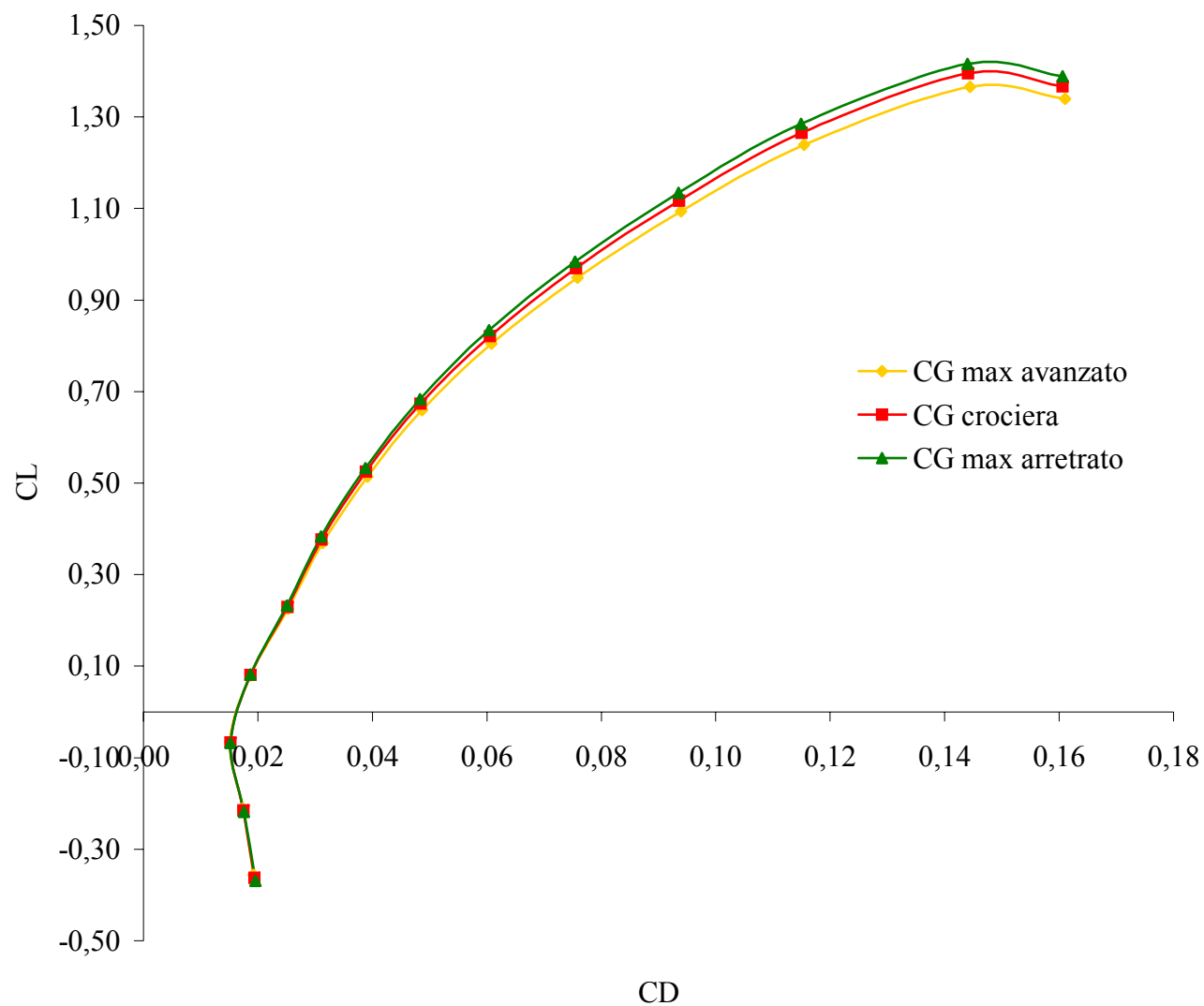
CL

 α

Polare CG massimo arretrato

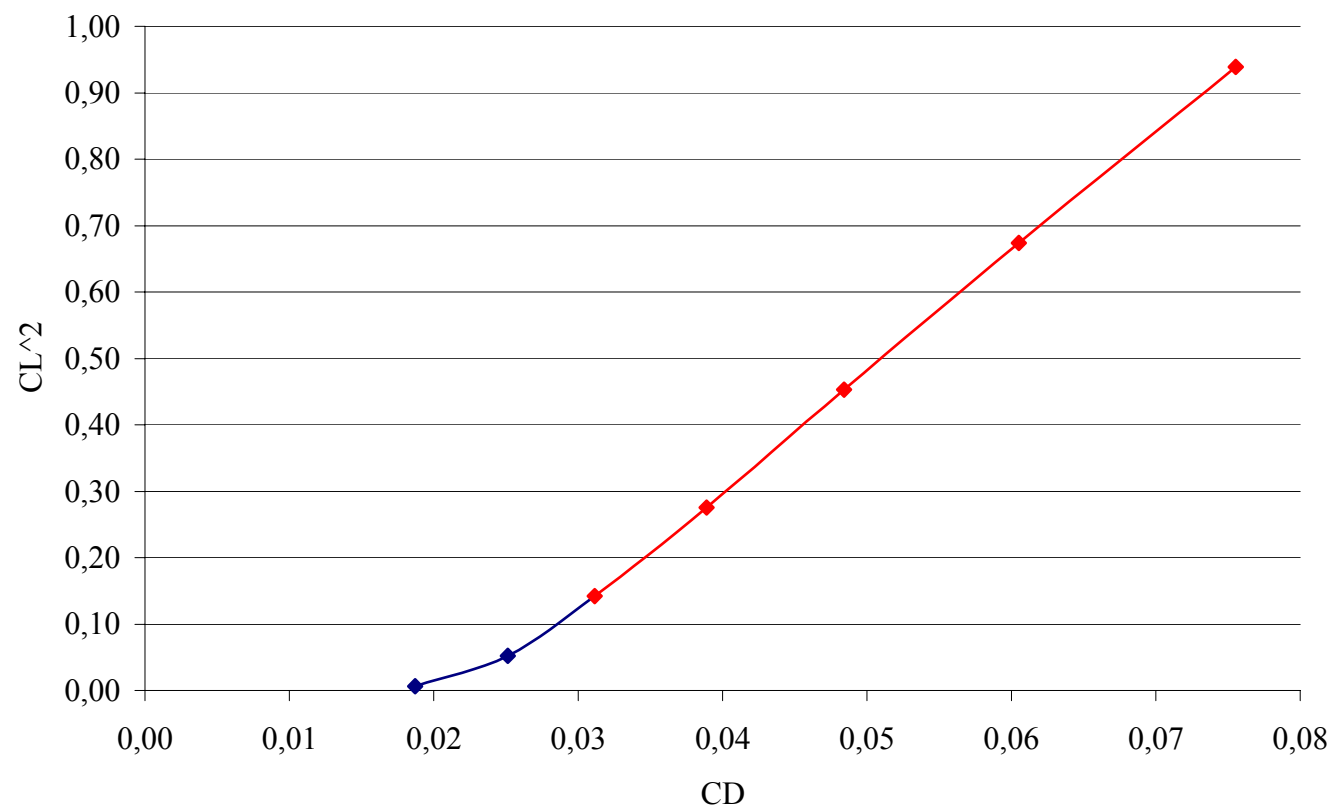
 C_D

CONFRONTO TRA LE POLARI



ANALISI DEL FATTORE DI OSWALD

Configurazione di Crociera	
C_D	C_L^2
0,01870	0,007
0,02514	0,052479
0,03113	0,142205
0,03889	0,275748
0,04842	0,453109
0,06052	0,674289
0,07555	0,939286



Per determinare il fattore di Oswald si tiene conto della pendenza del tratto rettilineo della curva.

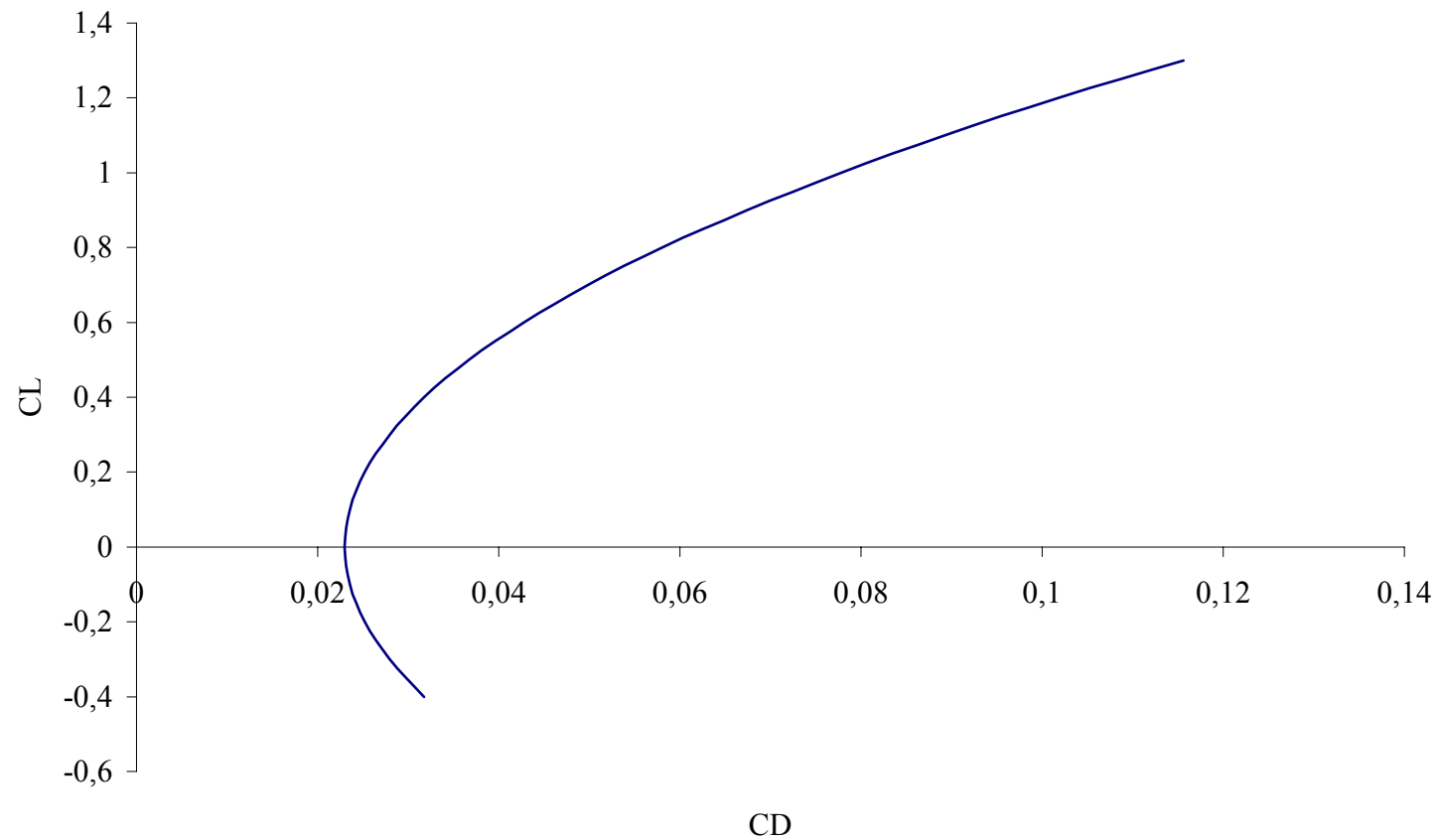
$$e = \frac{C_L^2}{C_D - C_{D0}} \cdot \frac{1}{\pi \cdot AR}$$

$e = 0,688$

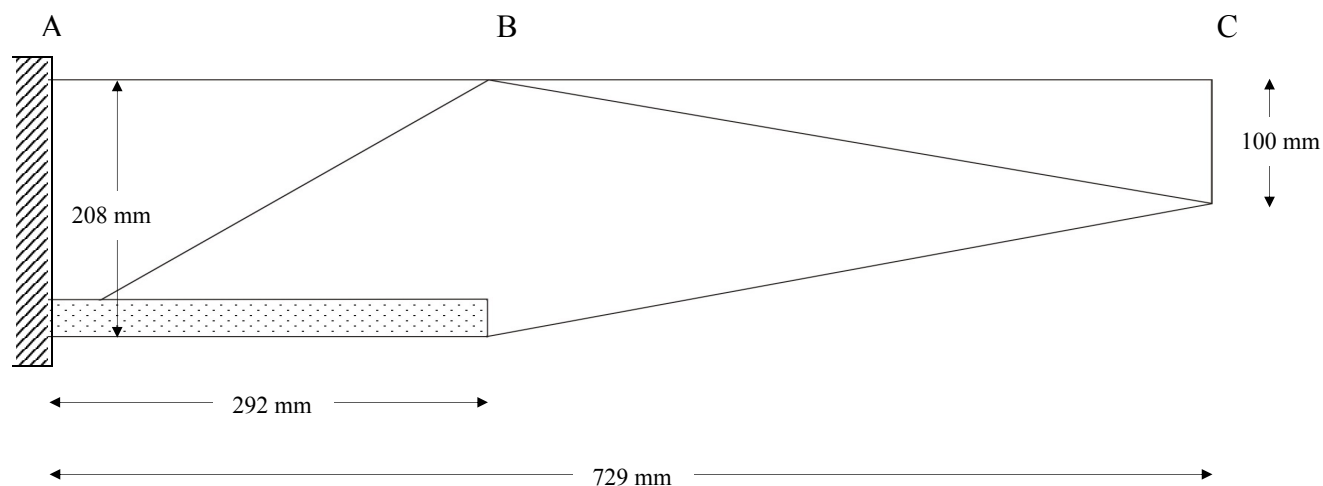
POLARE PARABOLICA

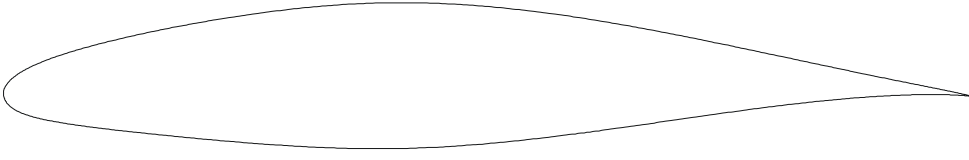
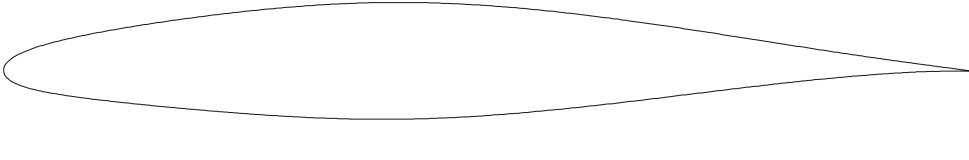
$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

$$C_{D0} = 0,023$$



CARATTERISTICHE DELL'ALA

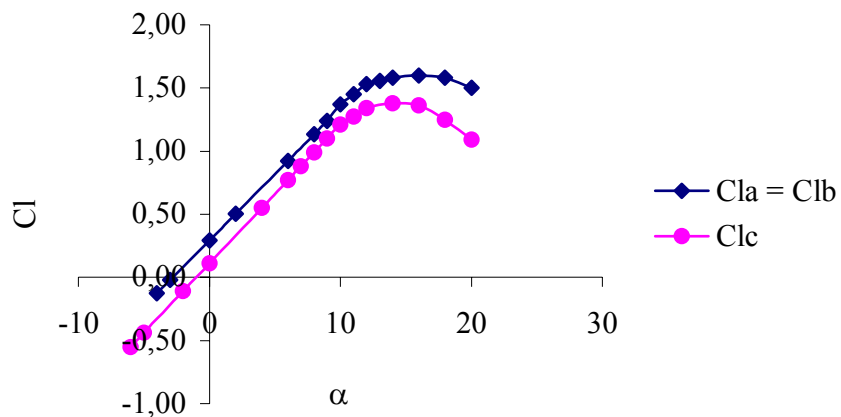


Caratteristiche				Profilo scelto alla radice NACA 64 – 415
\mathcal{R}	8,30	c_{root}	2,08 m	
S	25,64 m ²	c_{tip}	1,00 m	
b	14,58 m	λ	0,481	
Perimetro = 17,79 m				Profilo scelto all'estremità NACA 64 – 212
sezione	y [m]	η	sverg. (°)	
A	0	0	0	
B	2,92	0,40	0	
C	7,29	1,00	-2	

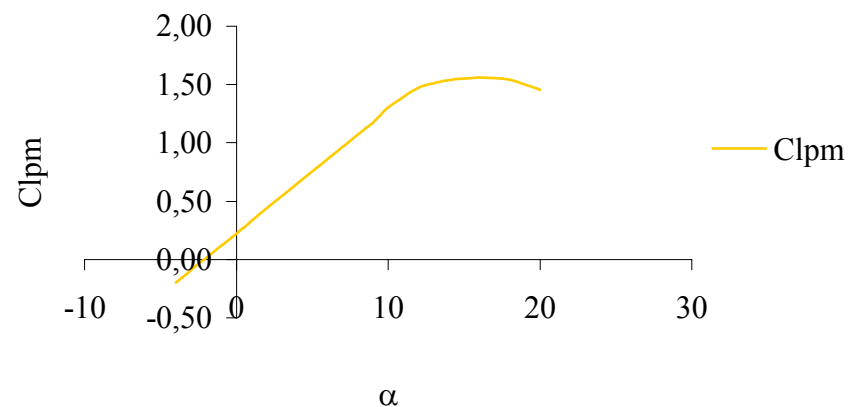
PROFILO MEDIO

	64 – 415	64 – 415	64 – 212	Re _A = 6000000	Re _B = 6000000	Re _C = 3000000					
α°	α_a	α_b	α_c	$C_{\ell a}$	$C_{\ell b}$	$C_{\ell c}$	$C_{\ell pm}$	C_{da}	C_{db}	C_{dc}	$C_{dpm} = C_{Do}$
-4	-4	-4	-6	-0,13	-0,13	-0,55	-0,20	0,0097	0,0097	0,009	0,009564
-3	-3	-3	-5	-0,02	-0,02	-0,44	-0,09	0,0093	0,0093	0,00833	0,009143
0	0	0	-2	0,29	0,29	-0,11	0,22	0,0076	0,0076	0,005	0,007164
2	2	2	0	0,50	0,50	0,11	0,44	0,0113	0,0113	0,00494	0,010214
6	6	6	4	0,92	0,92	0,55	0,86	0,0151	0,0151	0,00518	0,013381
8	8	8	6	1,13	1,13	0,77	1,07	0,0171	0,0171	0,01053	0,015978
9	9	9	7	1,24	1,24	0,88	1,18	0,0194	0,0194	0,01284	0,018263
10	10	10	8	1,37	1,37	0,99	1,31	0,0213	0,0213	0,014	0,020028
11	11	11	9	1,45	1,45	1,10	1,39	0,0235	0,0235	0,01539	0,022115
12	12	12	10	1,53	1,53	1,21	1,48	0,0263	0,0263	0,0173	0,024721
13	13	13	11	1,56	1,56	1,28	1,51	0,0294	0,0294	0,0225	0,028238
14	14	14	12	1,58	1,58	1,34	1,54	0,0331	0,0331	0,06224	0,038061
16	16	16	14	1,60	1,60	1,38	1,56	0,0436	0,0436	0,06933	0,047971
18	18	18	16	1,58	1,58	1,36	1,54	0,0545	0,0545	0,08475	0,059668
20	20	20	18	1,5	1,5	1,25	1,46	0,0745	0,075	0,09475	0,0779593

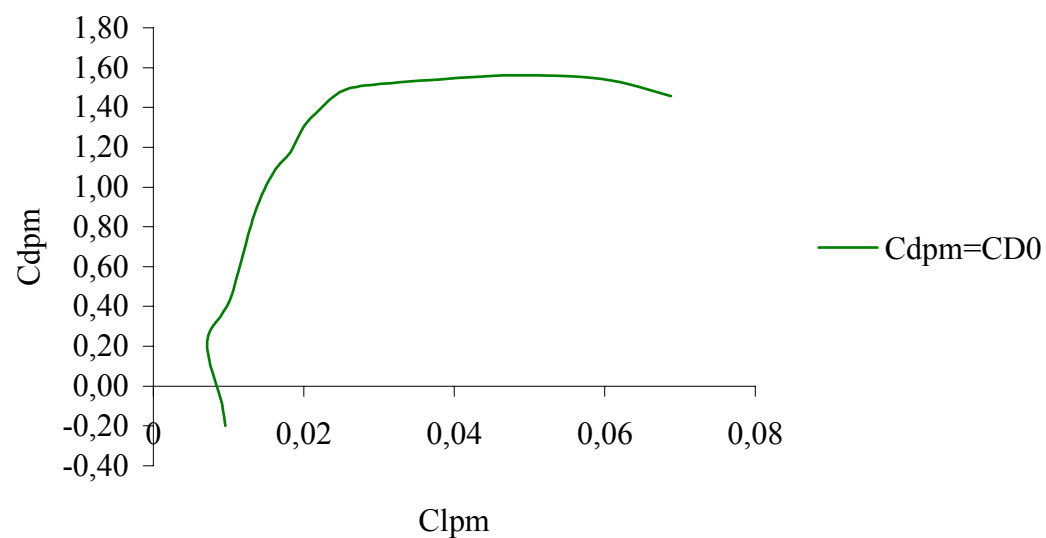
Caratteristiche dei profili nelle sezioni A,B,C



Cl_{pm}



Polare profilo medio



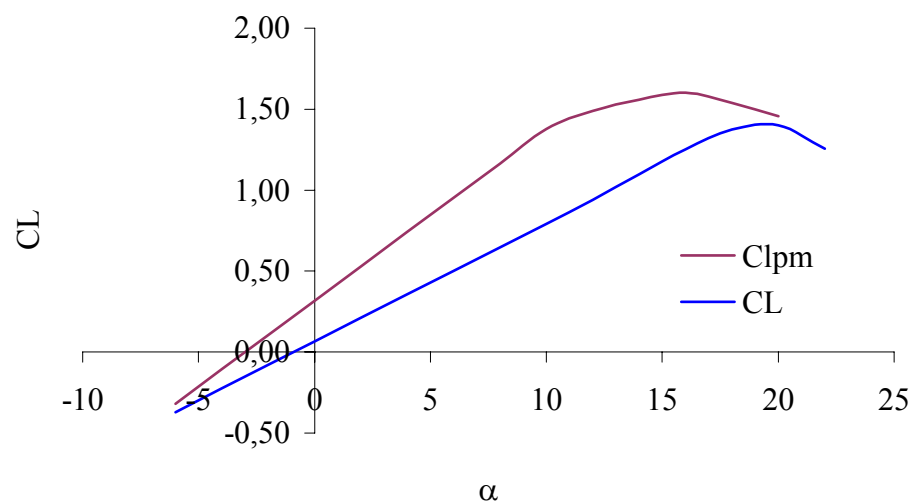
Caratteristiche aerodinamiche dell'ala alla $V_s = 93,6 \text{ kts} = 173,35 \frac{\text{km}}{\text{h}}$, a $z=0$, a $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 36,62 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$, determinate con il metodo di Multhopp e con il programma Wing.exe.

$C_{\ell \max pm} = 1,56$	M.A.C. = 1,895 m
	X M.A.C. = 0,460 m
$C_{L \max} = 1,406$	Y M.A.C. = 3,15 m
	$\frac{X \text{ M.A.C.}}{Y \text{ M.A.C.}} = 0,243$
$\alpha_{\max} = 19,45$	$C_{MAC} = -0,08069$

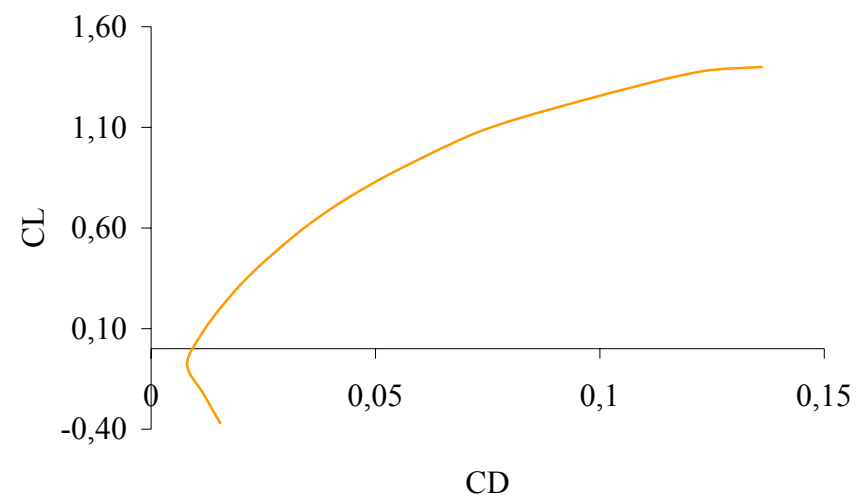
$C_{\ell \alpha pm} = 0,105854$	$f(AR, \lambda) = 0,997$	$\frac{P}{b} = 1,22$
$C_{L\alpha} = f \cdot \frac{\frac{C_{\ell \alpha pm}}{P/b}}{1 + \left[57,3 \cdot \frac{C_{\ell \alpha pm}}{(\pi \cdot AR \cdot P/b)} \right]}$		$C_{L\alpha} = 0,072637$

sezioni	$C_{\ell a}$	$\alpha_{C_{\ell} = 0}$	$\varepsilon \cdot \alpha$	$c(\eta)$	$\varepsilon \cdot \alpha \cdot C_{\ell a}$	A_{int}
A	0,105	-2,80	0	2,08	0	0
B	0,105	-2,80	0	2,08	0	0
C	0,110	1	3,8	1,00	0,418	1,828
	J(AR,λ)= 0,4		ε= 4,74		somma	1,828
	$\alpha_{zL} = \left(\alpha_{C_L} \right)_{ROOT} + J \cdot \varepsilon$				$\alpha_{zL} = -0,90456$	

α	C_{lpm}	C_L	C_{D0}	C_{Di}	C_D
-6	-0,32	-0,370	0,009564	0,005832	0,015396
-4	-0,11	-0,225	0,009143	0,002534	0,011677
-2	0,11	-0,080	0,007164	0,000861	0,008025
0	0,32	0,066	0,010214	0,000813	0,011027
2	0,53	0,211	0,013381	0,002391	0,015771
4	0,74	0,356	0,015978	0,005594	0,021571
6	0,95	0,502	0,018263	0,010422	0,028684
8	1,16	0,647	0,020028	0,016875	0,036903
10	1,38	0,792	0,022115	0,024953	0,047068
12	1,49	0,940	0,024721	0,034849	0,059571
14	1,56	1,098	0,028238	0,047281	0,075518
16	1,60	1,253	0,038061	0,061344	0,099405
18	1,54	1,373	0,047971	0,073502	0,121472
20	1,46	1,400	0,059668	0,07639	0,136058

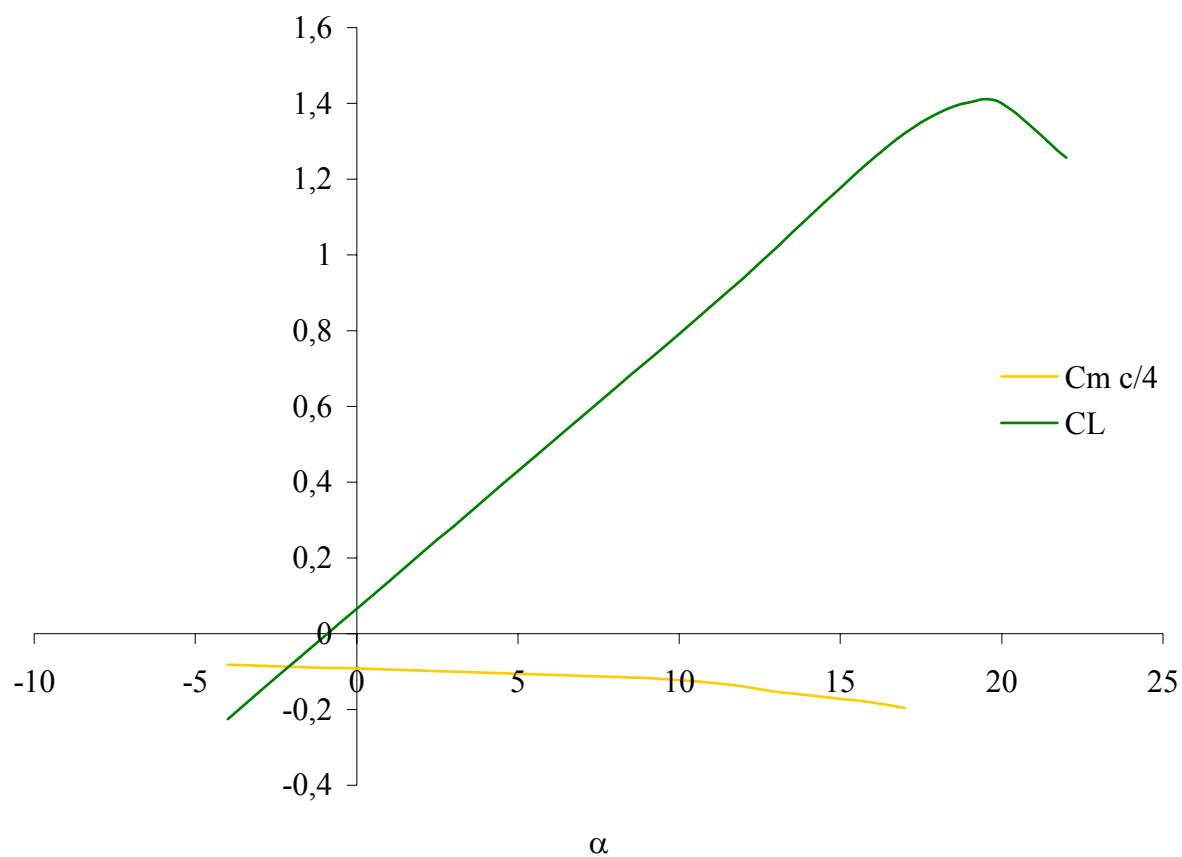
Confronto tra i C_L ala profilo medio

Polare ala



α	C_{mmed}	$C_{mc/4}$	C_L
-4	-0,07642	-0,08138	-0,225
-3	-0,07912	-0,08426	-0,152
-2	-0,08185	-0,08717	-0,080
-1	-0,08456	-0,09006	-0,007
0	-0,0864	-0,09202	0,066
1	-0,08912	-0,09491	0,138
2	-0,09184	-0,09781	0,211
3	-0,09369	-0,09978	0,284
4	-0,09642	-0,10269	0,356
5	-0,09915	-0,1056	0,429
6	-0,10188	-0,1085	0,502
7	-0,10468	-0,11149	0,574
8	-0,10655	-0,11348	0,647
9	-0,11023	-0,1174	0,719
10	-0,11477	-0,12223	0,792
11	-0,1217	-0,12961	0,866
12	-0,13106	-0,13958	0,940
13	-0,14423	-0,1536	1,019
14	-0,15211	-0,162	1,098
15	-0,16076	-0,17121	1,176
16	-0,17094	-0,18205	1,253
17	-0,18447	-0,19646	1,321
18			1,373
19			1,403
20			1,400

Diagrammi CL e Cm



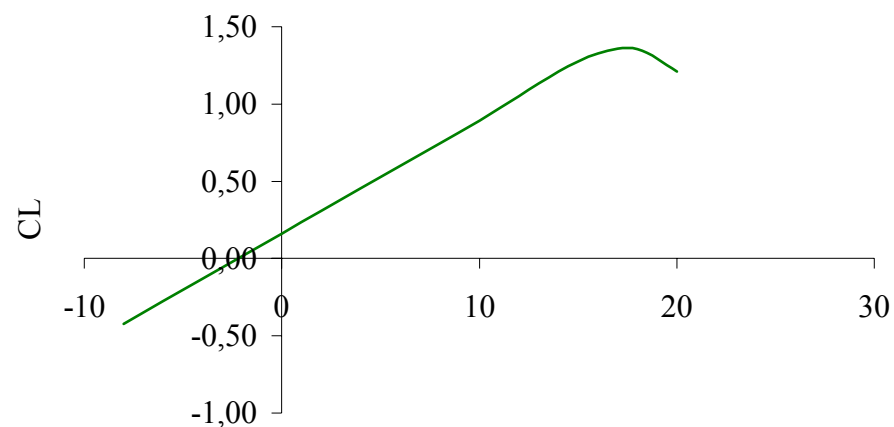
VELIVOLO COMPLETO

H tail			V tail	
$Re_h = 5,04 \times 10^{+06}$	grafico P10		$Re_v = 1,32 \times 10^{+07}$	grafico P10
$R_{L.S.}(M, \Lambda) = 1,1$			$R_{L.S.}(M, \Lambda) = 1,05$	
$C_{fh} = 3,30 \times 10^{-03}$	grafico P11		$C_{fv} = 2,80 \times 10^{-03}$	grafico P11
$L' = 1,20$	grafico P12		$L' = 1,20$	grafico P12
$S_{weth}/S = 0,508$			$S_{wetv}/S = 0,332$	
$C_{DoH} = 0,00215$			$C_{Dov} = 0,000976$	
Fuselage			Nacelle	
$Re_F = 6,53 \times 10^{+07}$	grafico P10		$Re_N = 1,89 \times 10^{+07}$	grafico P10
$R_{wf}(M, Re) = 0,99$			$R_{wN}(M, Re) = 1,08$	
$C_f = 2,40 \times 10^{-03}$	grafico P11		$C_{fN} = 3,10 \times 10^{-03}$	grafico P11
$S_{wetf}/S = 0,359$			$S_{wetN}/S = 0,0469$	
$L_f/d_f = 6,06$			$L_N/d_N = 4,70$	
$C_{DoF} = 0,0011$			$db_N/df_N = 0,0891$	
$C_{DbF} = 0$			$S_N/S = 0,0211$	
Dal programma Wing.exe			$C_{Do} = 0,000250$	
M.A.C. = 1,895 m	$K_f = 0,007$	grafico P9	$C_{DbN} = 1,00 \times 10^{-16}$	
X M.A.C. = 0,460 m	$XAC_{wb} = 0,312$		$C_{DoN} = 0,000250$	
Y M.A.C. = 3,15 m	$C_{MACwb} = -0,171$			
X M.A.C./Y M.A.C. = 0,243	$C_{m\alpha F} = 0,0108$		Raffreddamento	
$C_{MAC} = -0,08069$	$C_{moF} = -0,090$		$C_{Dool} = 0,0020$	
Posizioni del baricentro nel computo delle polari				
	m		% MAC	
CG max avanzato	0,0298		0,0152	
CG cruise	0,161		0,0852	
CG max arretrato	0,256		0,135	

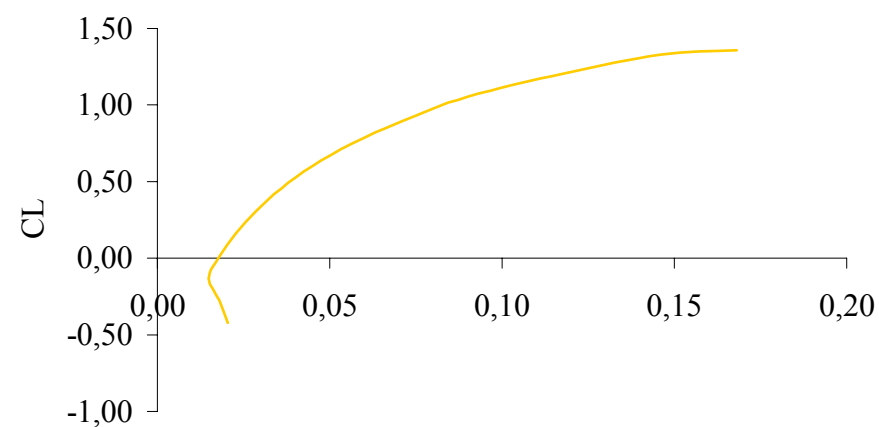
CONFIGURAZIONE CON BARICENTRO MASSIMO AVANZATO

α_b	C_{Lw}	C_{Dw}	C_L	C_{Dih}	C_{Doh}	C_{Dov}	C_{DoF}	C_{DoN}	C_{DLF}	C_{DLN}	C_{Dcool}	C_D
-8	-0,370	0,015	-0,422	0,000616	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,00192	-6,135E-05	0,0020	0,02050
-6	-0,225	0,012	-0,276	0,000601	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000809	-4,081E-06	0,0020	0,01793
-4	-0,0796	0,008	-0,130	0,000585	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000240	1,171E-05	0,0020	0,01485
-2	0,066	0,011	0,016	0,00057	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000030	6,309E-06	0,0020	0,01804
0	0,211	0,016	0,162	0,000556	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000000	0,000E+00	0,0020	0,02280
2	0,356	0,022	0,307	0,000541	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000030	1,307E-05	0,0020	0,02863
4	0,502	0,029	0,453	0,000527	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000240	6,581E-05	0,0020	0,03599
6	0,647	0,037	0,599	0,000513	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000809	1,785E-04	0,0020	0,04487
8	0,792	0,047	0,745	0,000499	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00192	3,714E-04	0,0020	0,05633
10	0,94	0,060	0,894	0,000485	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00374	6,649E-04	0,0020	0,07093
12	1,10	0,076	1,053	0,00047	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00647	1,079E-03	0,0020	0,09001
14	1,25	0,099	1,208	0,000456	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0103	1,635E-03	0,0020	0,11824
16	1,37	0,121	1,329	0,000445	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0153	2,351E-03	0,0020	0,14608
18	1,40	0,136	1,356	0,000442	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0218	3,250E-03	0,0020	0,16806
20	1,26	0,130	1,211	0,000455	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0300	4,350E-03	0,0020	0,17168

CL

 α

Polare CG max avanzato

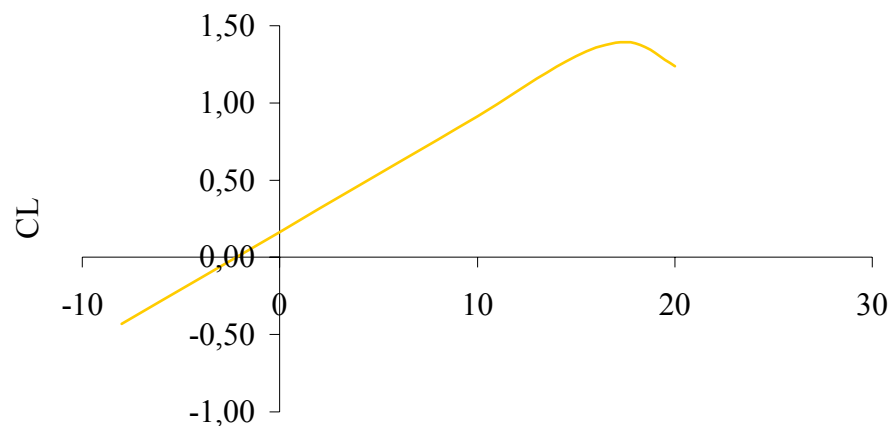


CD

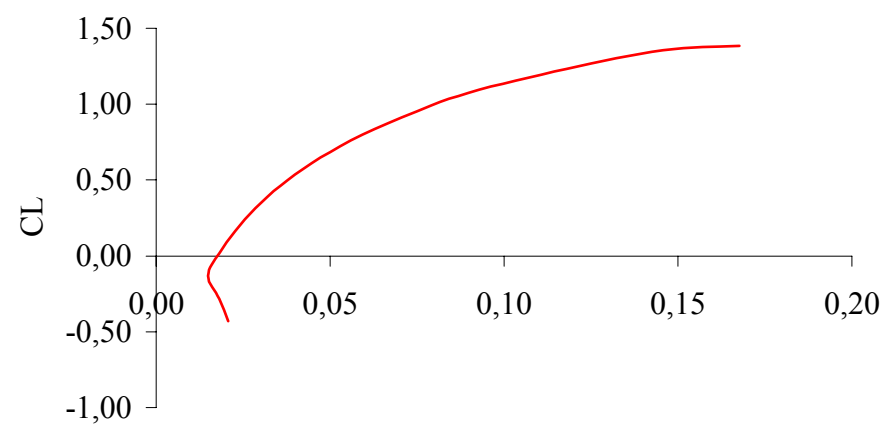
CONFIGURAZIONE CON BARICENTRO IN CONDIZIONE DI CROCIERA

α_b	C_{Lw}	C_{Dw}	C_L	C_{Dih}	C_{Doh}	C_{Dov}	C_{DoF}	C_{DoN}	C_{DLF}	C_{DLN}	C_{Dcool}	C_D
-8	-0,370	0,015	-0,431	0,000845	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,00192	-6,135E-05	0,0020	0,02073
-6	-0,225	0,012	-0,282	0,000744	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000809	-4,081E-06	0,0020	0,01808
-4	-0,080	0,008	-0,133	0,000651	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000240	1,171E-05	0,0020	0,01492
-2	0,066	0,011	0,016	0,000563	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000030	6,309E-06	0,0020	0,01804
0	0,211	0,016	0,165	0,000482	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000000	0,000E+00	0,0020	0,02272
2	0,356	0,022	0,314	0,000407	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000030	1,307E-05	0,0020	0,02849
4	0,502	0,029	0,463	0,000338	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000240	6,581E-05	0,0020	0,03580
6	0,647	0,037	0,612	0,000276	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000809	1,785E-04	0,0020	0,04464
8	0,792	0,047	0,761	0,00022	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00192	3,714E-04	0,0020	0,05605
10	0,940	0,060	0,913	0,00017	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00374	6,649E-04	0,0020	0,07062
12	1,098	0,076	1,075	0,000123	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00647	1,079E-03	0,0020	0,08966
14	1,253	0,099	1,234	8,44E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0103	1,635E-03	0,0020	0,11787
16	1,373	0,121	1,357	5,96E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0153	2,351E-03	0,0020	0,14569
18	1,400	0,136	1,385	5,46E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0218	3,250E-03	0,0020	0,16767
20	1,256	0,130	1,237	8,37E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0300	4,350E-03	0,0020	0,17131

CL

 α

Polare CG crociera

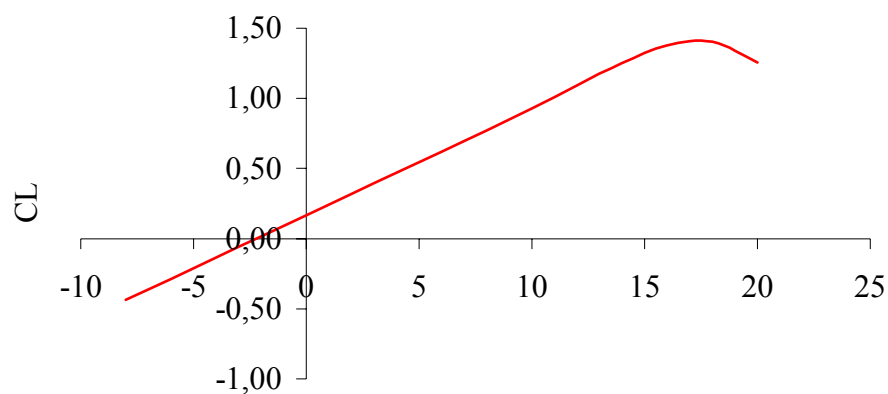


CD

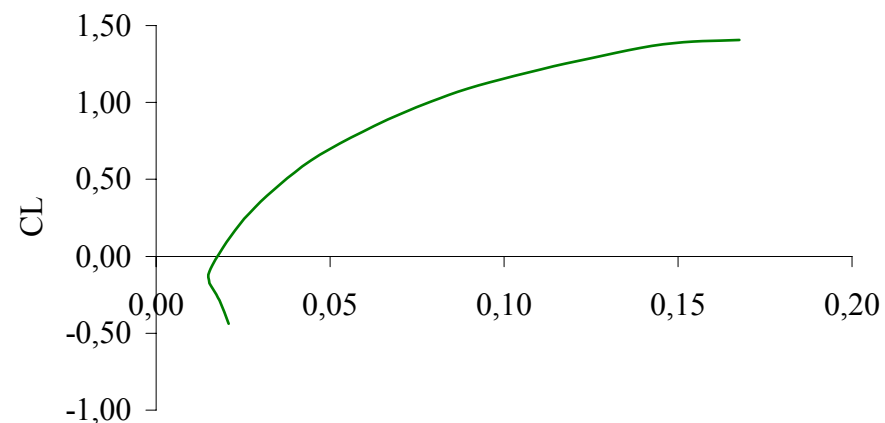
CONFIGURAZIONE CON BARICENTRO MASSIMO ARRETRATO

α_b	C_{Lw}	C_{Dw}	C_L	C_{Dih}	C_{Doh}	C_{Dov}	C_{DoF}	C_{DoN}	C_{DLF}	C_{DLN}	C_{Dcool}	C_D
-8	-0,370	0,015	-0,438	0,001037	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,00192	-6,135E-05	0,0020	0,02092
-6	-0,225	0,012	-0,286	0,000861	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000809	-4,081E-06	0,0020	0,01819
-4	-0,080	0,008	-0,135	0,000701	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000240	1,171E-05	0,0020	0,01497
-2	0,066	0,011	0,016	0,000557	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	-0,000030	6,309E-06	0,0020	0,01803
0	0,211	0,016	0,167	0,00043	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000000	0,000E+00	0,0020	0,02267
2	0,356	0,022	0,319	0,00032	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000030	1,307E-05	0,0020	0,02840
4	0,502	0,029	0,470	0,000225	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000240	6,581E-05	0,0020	0,03569
6	0,647	0,037	0,621	0,000148	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,000809	1,785E-04	0,0020	0,04451
8	0,792	0,047	0,773	8,61E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00192	3,714E-04	0,0020	0,05591
10	0,940	0,060	0,927	4,05E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00374	6,649E-04	0,0020	0,07049
12	1,098	0,076	1,091	1,05E-05	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,00647	1,079E-03	0,0020	0,08955
14	1,253	0,099	1,253	3,46E-08	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0103	1,635E-03	0,0020	0,11779
16	1,373	0,121	1,378	4,76E-06	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0153	2,351E-03	0,0020	0,14564
18	1,400	0,136	1,406	7,37E-06	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0218	3,250E-03	0,0020	0,16762
20	1,256	0,130	1,256	1,61E-08	0,00215	0,00098	0,00110	0,000250	0,0300	4,350E-03	0,0020	0,17123

CL

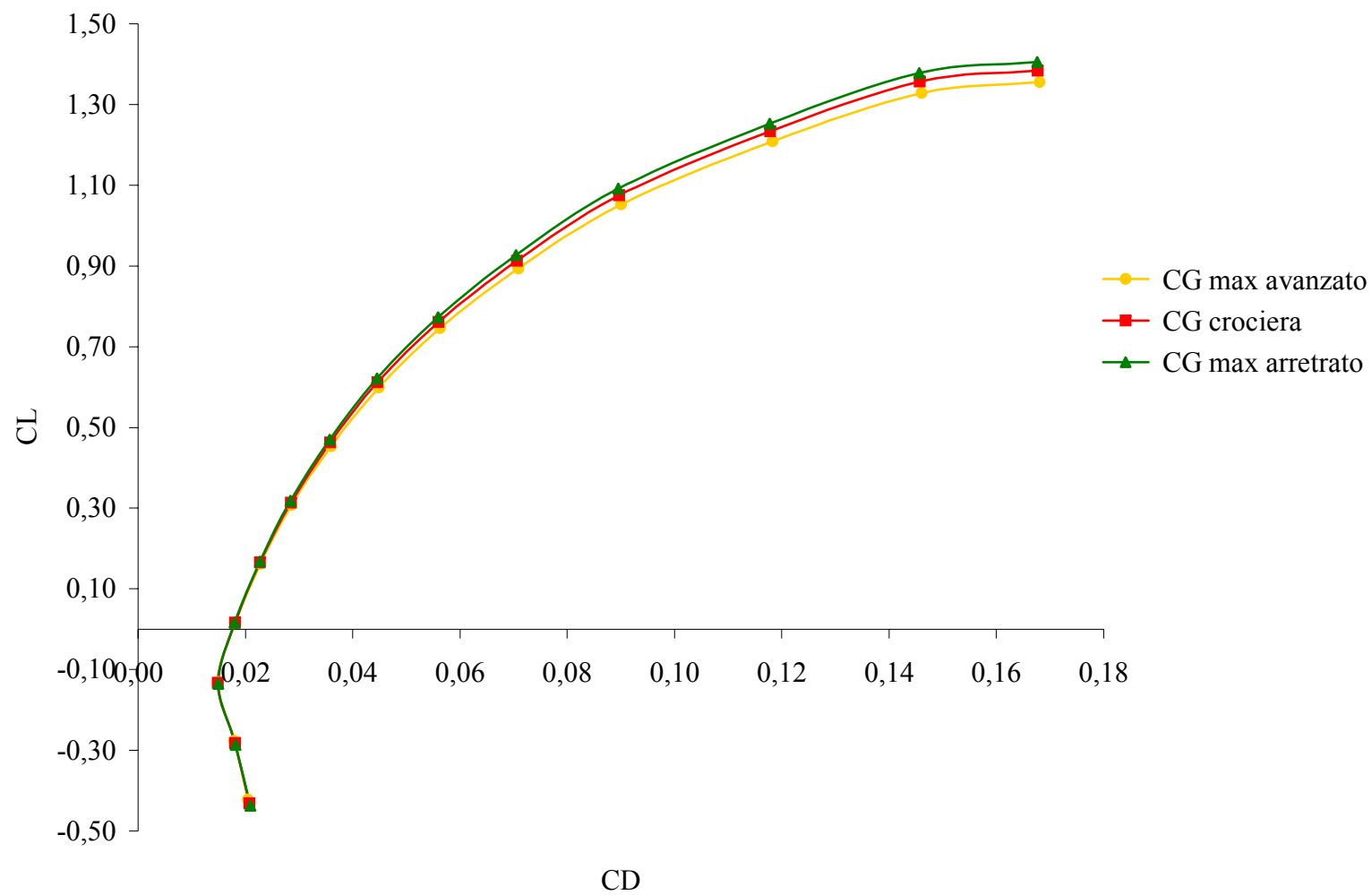
 α

Polare CG max arretrato



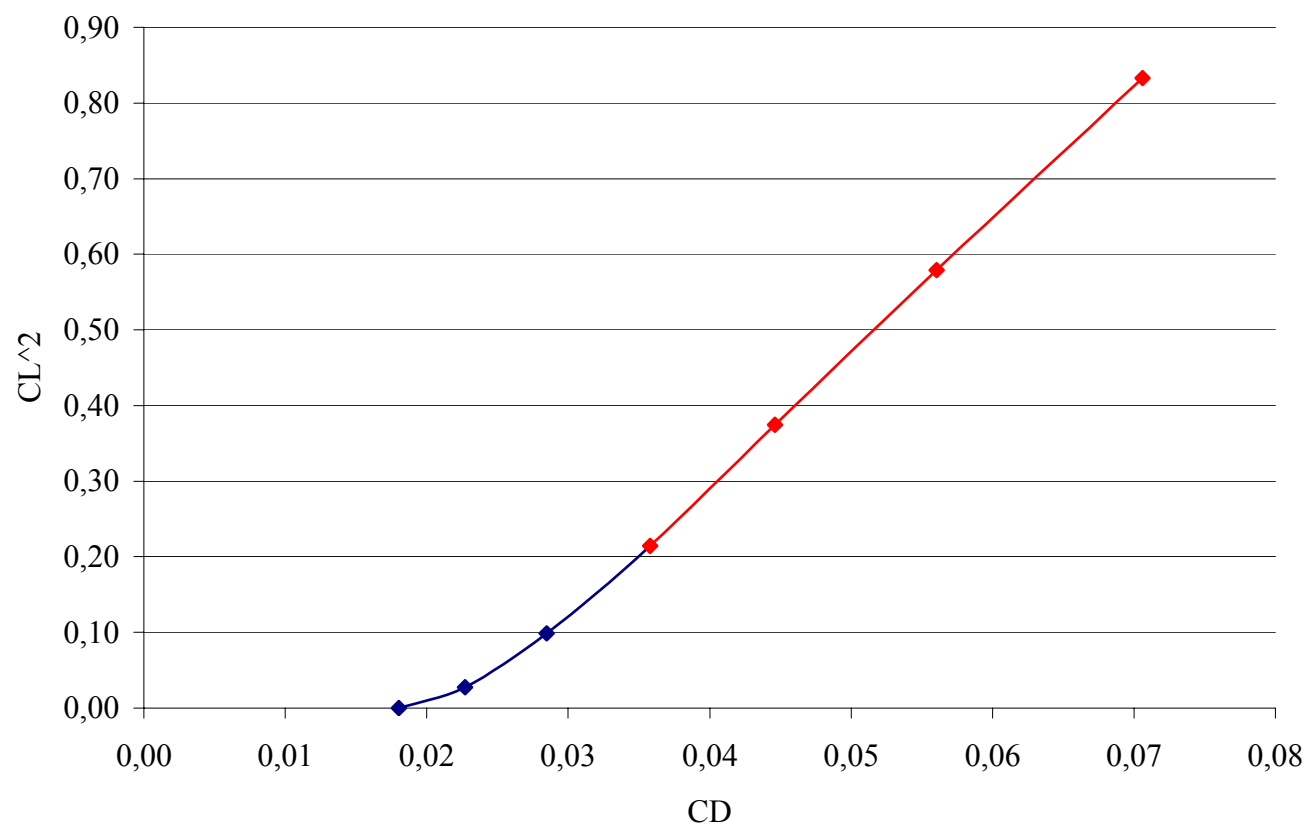
CD

CONFRONTO TRA LE POLARI



ANALISI DEL FATTORE DI OSWALD

Configurazione di Crociera	
C_D	C_L^2
0,01804	0,000
0,02272	0,027212
0,02849	0,098573
0,03580	0,214339
0,04464	0,374509
0,05605	0,579084
0,07062	0,833021



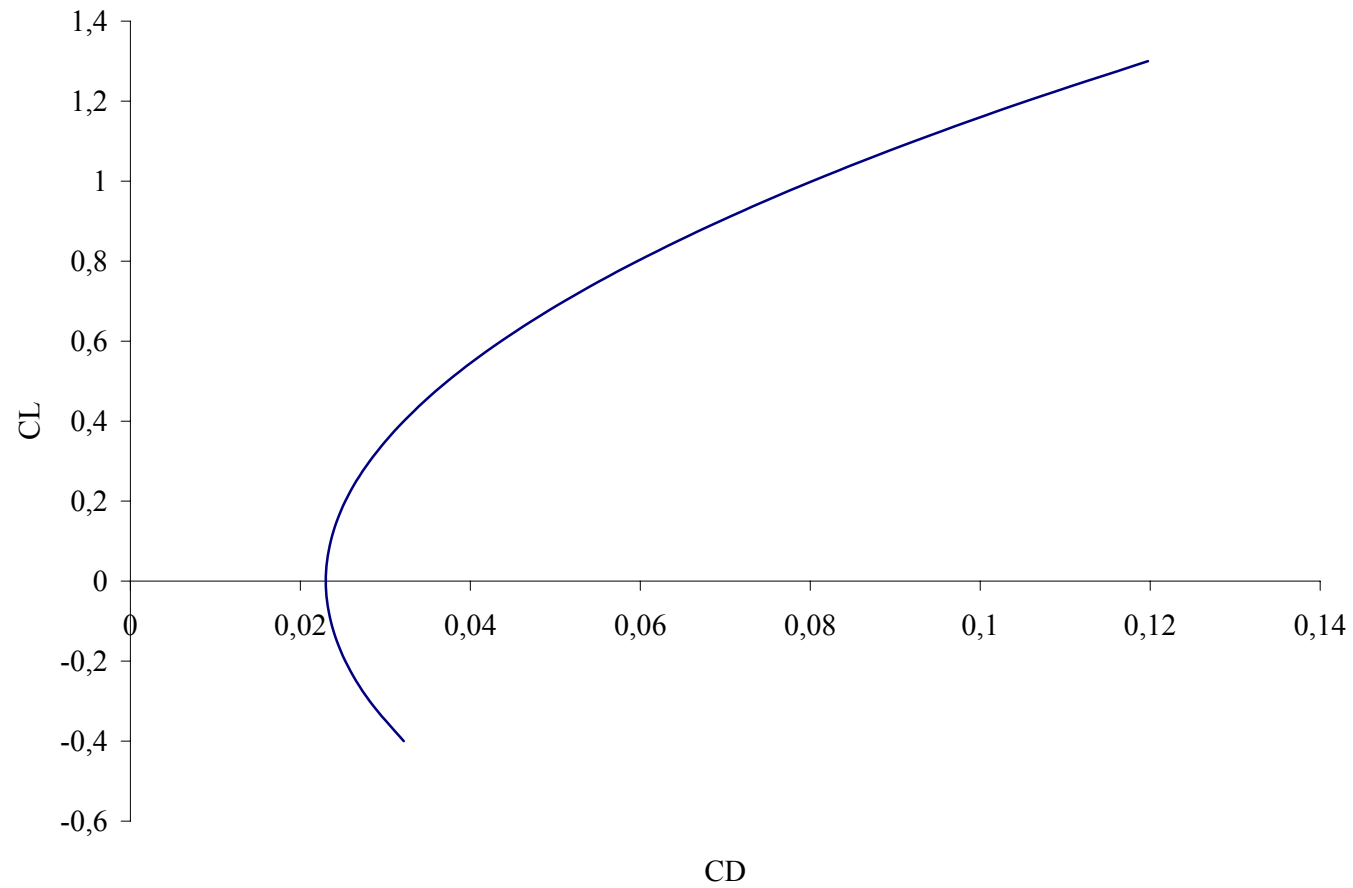
Per determinare il fattore di Oswald si tiene conto della pendenza del tratto rettilineo della curva.

$e = \frac{C_L^2}{C_D - C_{D0}} \cdot \frac{1}{\pi \cdot AR}$	$e = 0,68$
---	------------

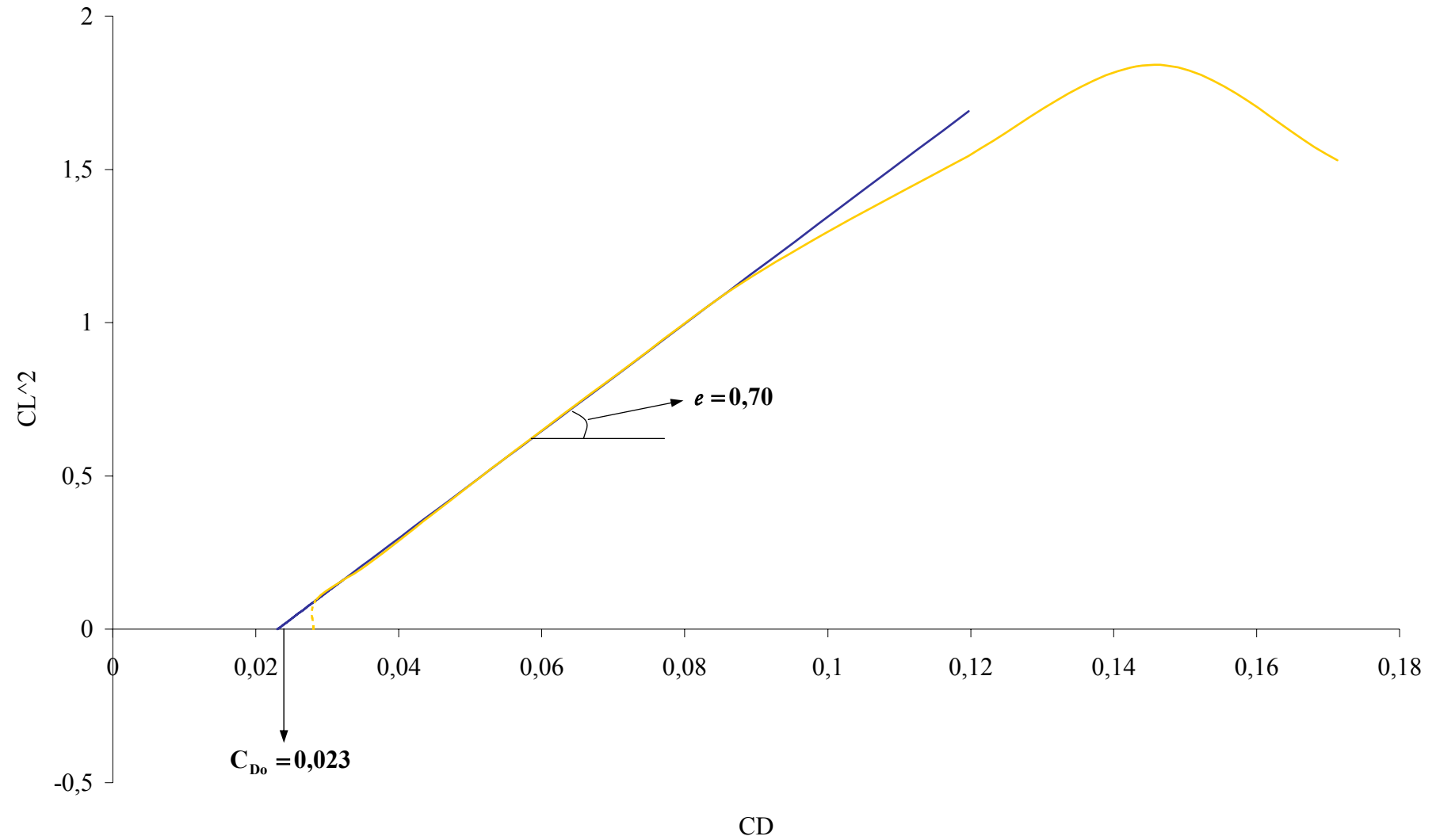
POLARE PARABOLICA

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

$$C_{D0} = 0,023$$



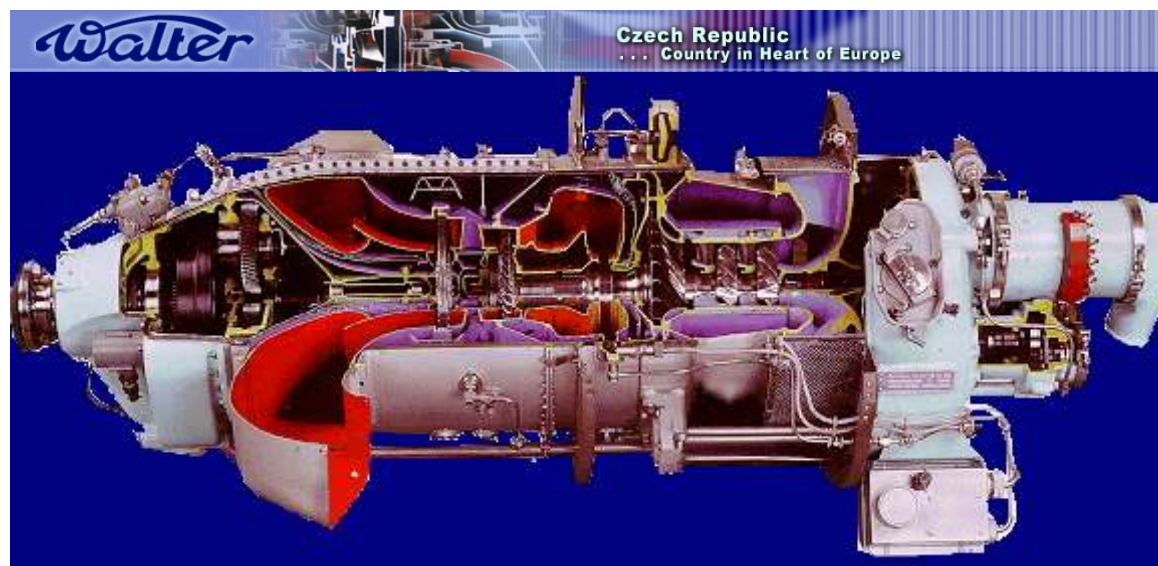
Confronti tra polari in CG



PRESTAZIONI DEL PROPULSORE

Scelta del propulsore

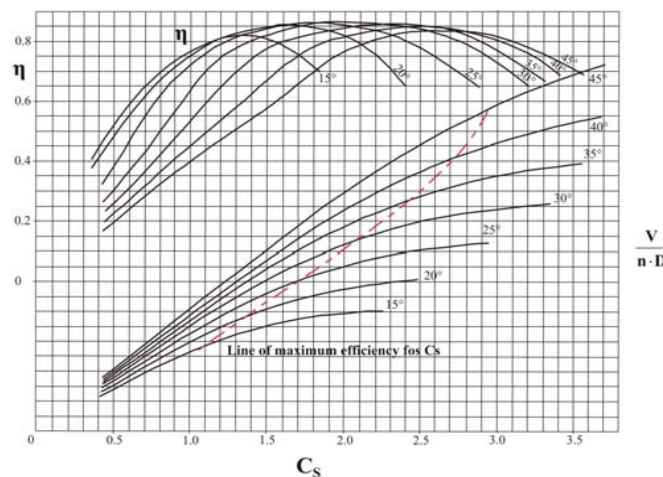
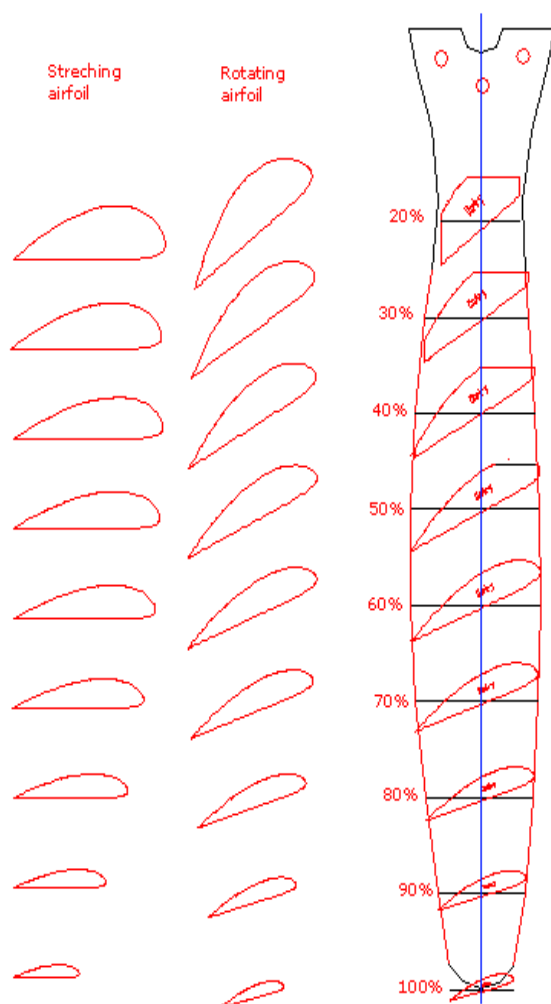
Dal punto di progetto, determinato per il nostro velivolo, si è ricavata la potenza necessaria che risulta essere pari a **1552 shp**. Da questo risultato e dal confronto con i velivoli simili è stata scelta una coppia di propulsori turboelica della Walter, in particolare il modello **M 601 F** che ha una potenza nominale di **778 shp**, quindi la potenza totale è di **1556 shp**.



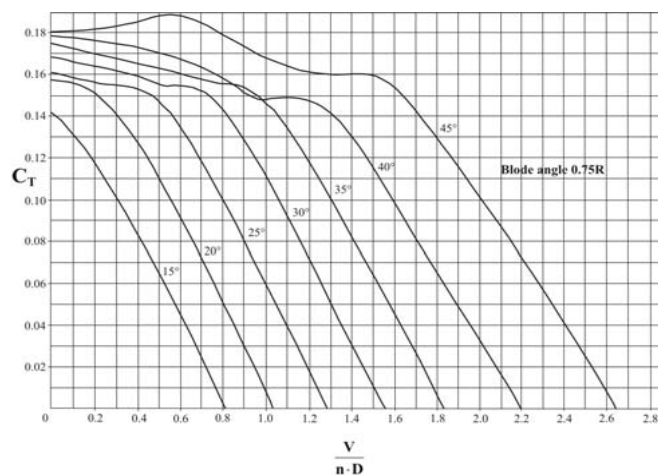
Caratteristiche dell'elica

Dal confronto con i velivoli della stessa categoria è stata scelta un'elica Clark Y tripala. In questo caso consideriamo una velocità di rotazione, $N = 2500 \text{ rpm} = 41,667 \text{ rad/s}$, che si mantiene costante; è il caso di motori, anche a pistoni, ma di un certo calibro ($> 200 \text{ hp}$).

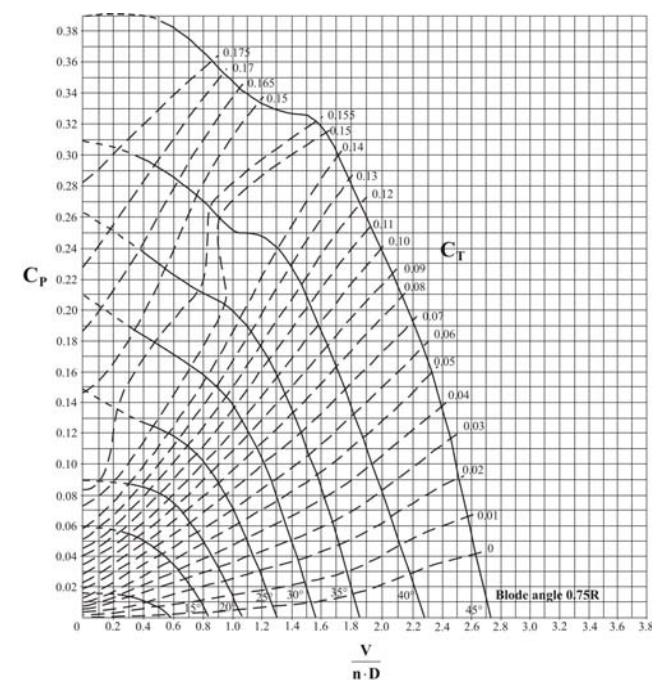
Diagrammi delle caratteristiche dell'elica 5868-9 Clark-Y tripala



Tab. 1



Tab. 2



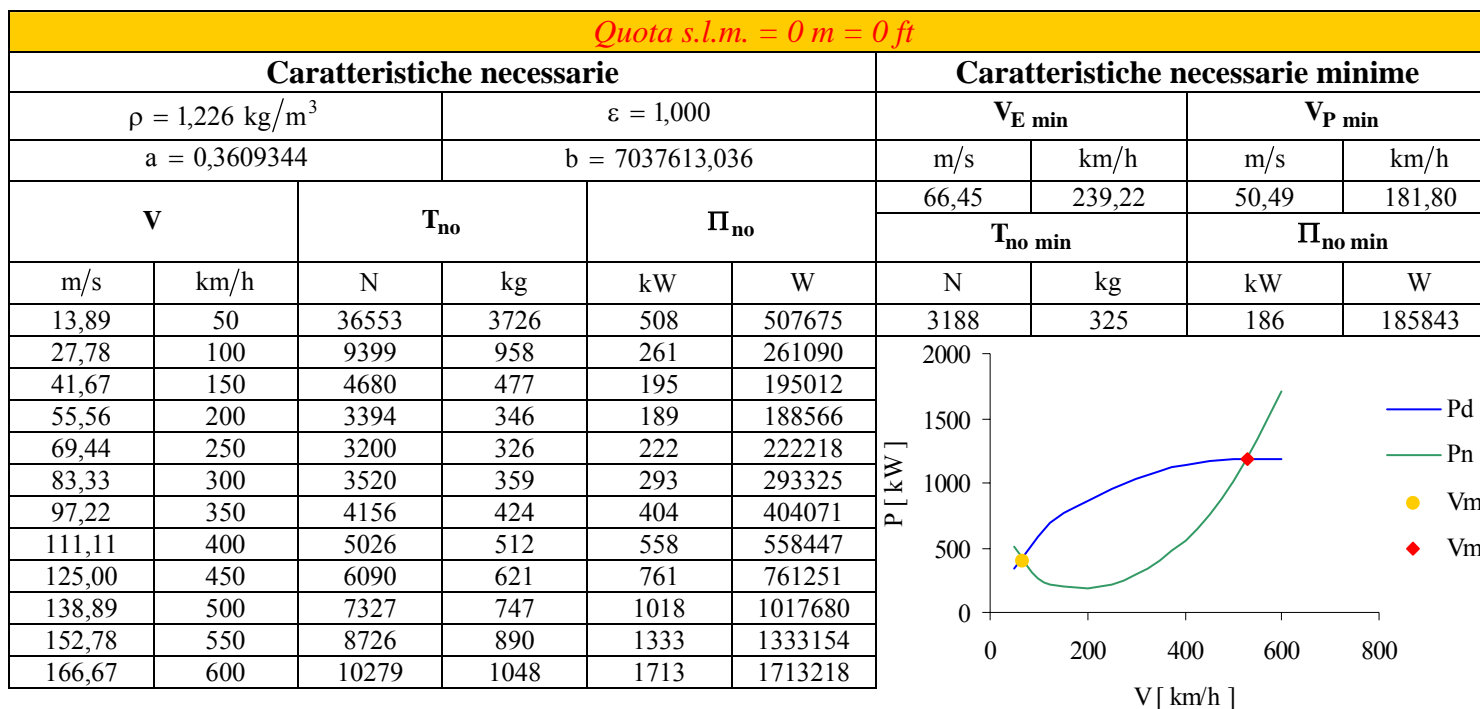
Tab. 3

Determinazione del diametro dell'elica

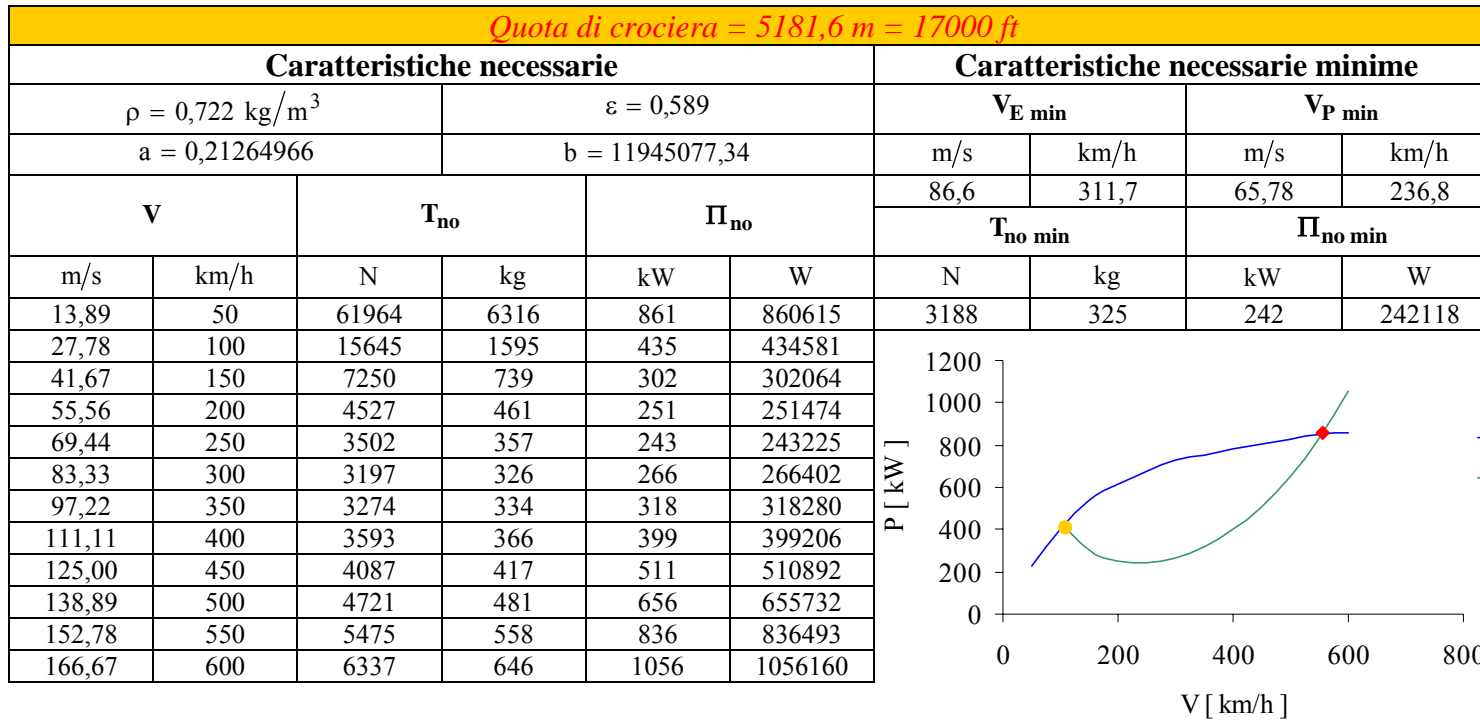
Riepilogo dei risultati delle precedenti esercitazioni						Potenza motori		1556 hp	
$(W/P)_{to}$	6,5 lbs/hp	S	25,64 m ²	P	1552 hp	Potenza all'albero in condizioni di crociera		Numero di giri N	
W_{to}	10090 lbs	V_{cr}	265 kts	V_{max}	295 kts			2500 rpm	41,667 rad/sec
	44898 N		491 km/h		546 km/h	$P^* = 1556 \cdot 80\%$		Effetto quota	Effetto ram
e	0,7	z_{cruise}	17000 ft	C_{Do}	0,023	769 kW		K_z	K_v
\mathcal{R}	8,3	b	14,58 m	f	0,59 m ²	ρ^*		0,689	1,192

La procedura prevede una analisi iterativa:

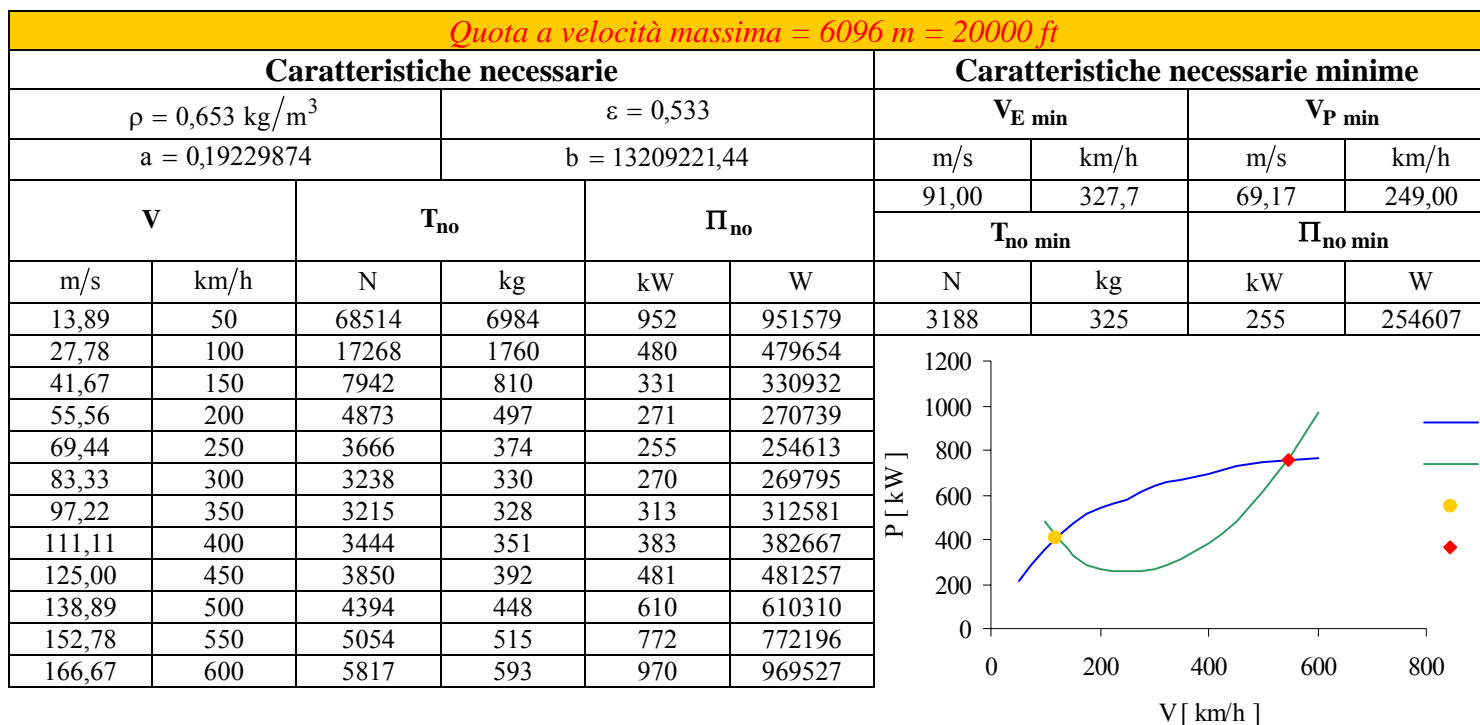
V* = 490,78 km/h = 136,33 m/s							
C _{S1} *=1,91	→	Tab. 1 γ* = 1,15 η* = 0,85 β* = 28°	→	C _t * = 0,06 D* = 2,85 m C _L * = 0,261 C _D * = 0,027	→	Tab. 2 C _{te} = 0,056 γ _{eq} * = 1,19	err. C _t = 7,294 %
V ₂ * = 508 km/h = 141,20 m/s							
C _{S2} *=1,98	→	Tab. 1 γ* = 1,2 η* = 0,82 β* = 29,04°	→	C _t * = 0,06 D* = 2,82 m C _L * = 0,2435 C _D * = 0,026	→	Tab. 2 C _{te} = 0,061 γ _{eq} * = 1,19	err. C _t = 1,084 %
V ₃ * = 506 km/h = 140,44 m/s							
C _{S3} *=1,97	→	Tab. 1 γ* = 1,19 η* = 0,85 β* = 28,8°	→	C _t * = 0,0594 D* = 2,83 m C _L * = 0,246 C _D * = 0,026	→	Tab. 2 C _{te} = 0,059 γ _{eq} * = 1,19	err. V = 0,547 %
							err. C _t = 0,110 %



Caratteristiche disponibili																		
V		K _V	K _Z	Π _a	C _P	γ	C _t (Tab. 3)	η	Π _d	Π _d tot		T _d	T _d tot		V _{min}		V _{max}	
m/s	km/h			W					W	kW	N	N	kg	m/s	km/h	m/s	km/h	
13,89	50	1,001	1	585762	0,0362	0,12	0,09	0,29	171259	342517	343	12331	24661	2514	17,88	64,37	146,52	527,47
27,78	100	1,007	1	588981	0,0364	0,24	0,076	0,49	289237	578473	578	10413	20825	2123	Π _{V min}		Π _{V max}	
41,67	150	1,017	1	594619	0,0368	0,35	0,067	0,64	382478	764955	765	9179	18359	1871	kW	W	kW	W
55,56	200	1,030	1	602675	0,0373	0,47	0,057	0,72	433855	867710	868	7809	15619	1592	395,67	395666	1183,35	1183354
69,44	250	1,048	1	613150	0,0379	0,59	0,05	0,78	475718	951437	951	6850	13701	1397				
83,33	300	1,070	1	626044	0,0387	0,71	0,045	0,82	513776	102755	1028	6165	12331	1257				
97,22	350	1,096	1	641357	0,0397	0,82	0,041	0,85	546125	109225	1092	5617	11235	1145				
111,11	400	1,127	1	659089	0,0408	0,94	0,0372	0,86	566295	113259	1133	5097	10193	1039				
125,00	450	1,161	1	679239	0,0420	1,06	0,034	0,86	582279	116455	1165	4658	9316	950				
138,89	500	1,200	1	701809	0,0434	1,18	0,031	0,84	589891	117978	1180	4247	8494	866				
152,78	550	1,242	1	726797	0,0449	1,29	0,0283	0,82	592364	118473	1185	3877	7755	790				
166,67	600	1,289	1	754204	0,0466	1,41	0,026	0,79	593696	118739	1187	3562	7124	726				



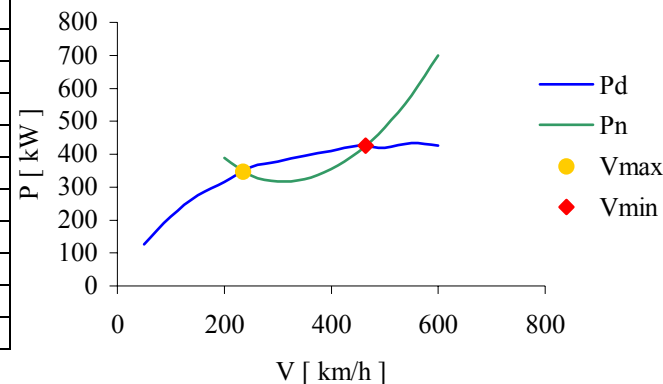
Caratteristiche disponibili																		
V		K _V	K _Z	Π _a	C _p	γ	C _t (Tab. 3)	η	Π _d	Π _d tot		T _d	T _d tot		V _{min}		V _{max}	
m/s	km/h			W					W	W	W	kg	m/s	km/h	m/s	km/h		
13,89	50	1,001	0,6892	403733	0,0424	0,12	0,1	0,28	112110	224221	224	8072	16144	1646	29,80	107,28	154,30	555,48
27,78	100	1,007	0,6892	405952	0,0426	0,24	0,089	0,49	199557	399113	399	7184	14368	1465	Π _{V min}		Π _{V max}	
41,67	150	1,017	0,6892	409838	0,0430	0,35	0,08	0,66	269065	538130	538	6458	12915	1317	kW	W	kW	W
55,56	200	1,030	0,6892	415390	0,0436	0,47	0,069	0,74	309425	618850	619	5570	11139	1136	406,47	406469	858,62	858615
69,44	250	1,048	0,6892	422610	0,0444	0,59	0,06	0,80	336331	672663	673	4843	9686	987				
83,33	300	1,070	0,6892	431498	0,0453	0,71	0,054	0,84	363238	726476	726	4359	8718	889				
97,22	350	1,096	0,6892	442052	0,0464	0,82	0,0478	0,85	375122	750243	750	3858	7717	787				
111,11	400	1,127	0,6892	454273	0,0477	0,94	0,0436	0,86	391041	782083	782	3519	7039	718				
125,00	450	1,161	0,6892	468162	0,0491	1,06	0,04	0,86	403598	807196	807	3229	6458	658				
138,89	500	1,200	0,6892	483718	0,0508	1,18	0,037	0,86	414809	829618	830	2987	5973	609				
152,78	550	1,242	0,6892	500941	0,0526	1,29	0,0345	0,85	425459	850919	851	2785	5570	568				
166,67	600	1,289	0,6892	519831	0,0546	1,41	0,032	0,83	430504	861009	861	2583	5166	527				



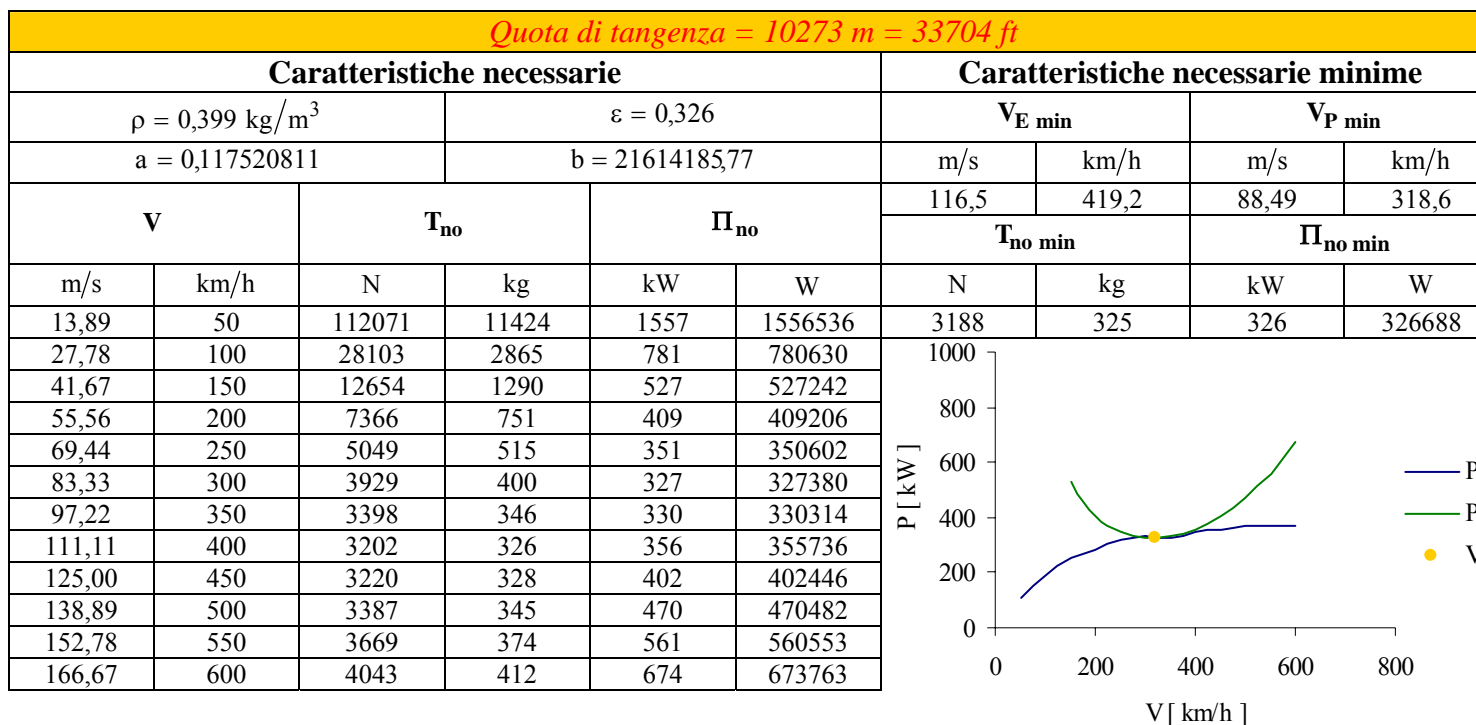
Caratteristiche disponibili																		
V		K _V	K _Z	Π _a	C _P	γ	C _t (Tab. 3)	η	Π _d	Π _d tot		T _d	T _d tot		V _{min}		V _{max}	
m/s	km/h			W					W	kW	N	N	kg	m/s	km/h	m/s	km/h	
13,89	50	1,001	0,62406	365548	0,0424	0,12	0,105	0,29	106450	212901	213	7664	15329	1563	33,06	119,02	151,70	546,12
27,78	100	1,007	0,62406	367557	0,0427	0,24	0,088	0,49	178431	356862	357	6424	12847	1310	Π _{Vmin}		Π _{Vmax}	
41,67	150	1,017	0,62406	371075	0,0431	0,35	0,077	0,63	234191	468382	468	5621	11241	1146	kW	W	kW	W
55,56	200	1,030	0,62406	376103	0,0437	0,47	0,067	0,72	271702	543404	543	4891	9781	997	406,50	406501	758,40	758400
69,44	250	1,048	0,62406	382640	0,0444	0,59	0,057	0,76	288937	577874	578	4161	8321	848				
83,33	300	1,070	0,62406	390686	0,0454	0,71	0,0523	0,81	318135	636269	636	3818	7635	778				
97,22	350	1,096	0,62406	400242	0,0465	0,82	0,047	0,83	333545	667089	667	3431	6861	699				
111,11	400	1,127	0,62406	411308	0,0477	0,94	0,043	0,85	348752	697504	698	3139	6278	640				
125,00	450	1,161	0,62406	423883	0,0492	1,06	0,04	0,86	364973	729946	730	2920	5840	595				
138,89	500	1,200	0,62406	437967	0,0508	1,18	0,037	0,86	375111	750222	750	2701	5402	551				
152,78	550	1,242	0,62406	453561	0,0526	1,29	0,034	0,84	379166	758332	758	2482	4964	506				
166,67	600	1,289	0,62406	470665	0,0546	1,41	0,0315	0,81	383221	766443	766	2299	4599	469				

Quota di tangenza teorica ricavata dal rateo di salita = 9807 m = 32174,8 ft

Caratteristiche necessarie						Caratteristiche necessarie minime			
$\rho = 0,423 \text{ kg/m}^3$			$\varepsilon = 0,345$			$V_{E \text{ min}}$		$V_{P \text{ min}}$	
$a = 0,124519721$			$b = 20399311,97$			m/s	km/h	m/s	km/h
V		T_{no}		Π_{no}		113,1	407,3	85,96	309,5
						$T_{no \text{ min}}$		$\Pi_{no \text{ min}}$	
m/s	km/h	N	kg	kW	W	N	kg	kW	W
13,89	50	105774	10782	1469	1469084	3188	325	316	316403
27,78	100	26534	2705	737	737044				
41,67	150	11966	1220	499	498591				
55,56	200	6994	713	389	388539				
69,44	250	4831	492	335	335451				
83,33	300	3802	388	317	316852				
97,22	350	3335	340	324	324250				
111,11	400	3190	325	354	354403				
125,00	450	3251	331	406	406397				
138,89	500	3460	353	480	480486				
152,78	550	3780	385	578	577559				
166,67	600	4193	427	699	698876				

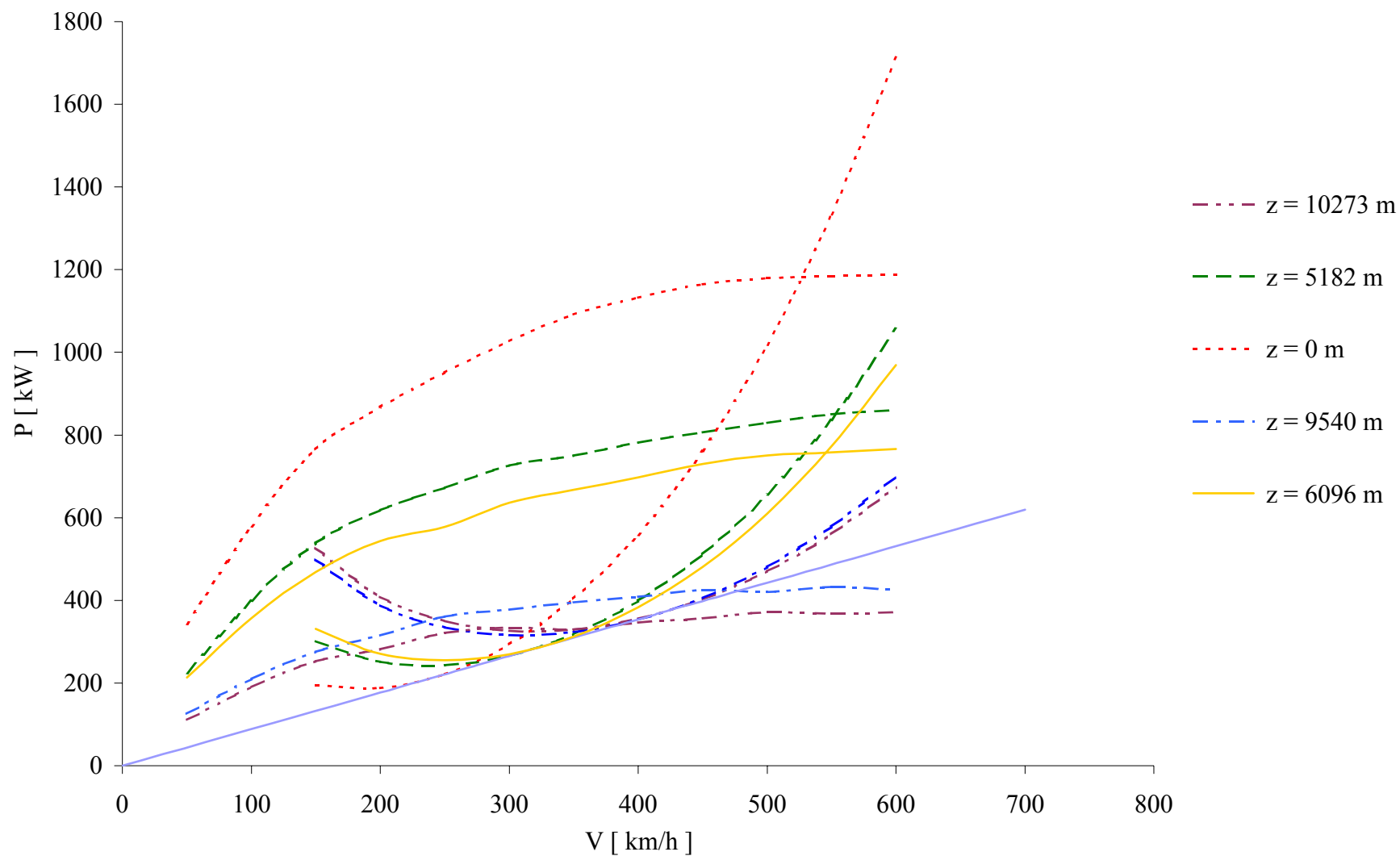


Caratteristiche disponibili																		
V		K _V	K _Z	Π _a	C _P	γ	C _t (Tab. 3)	η	Π _d	Π _d tot		T _d	T _d tot		V _{min}		V _{max}	
m/s	km/h			W					W	kW	N	N	kg	m/s	km/h	m/s	km/h	
13,89	50	1,001	0,35949	210577	0,0377	0,12	0,096	0,30	63022	126044	126	4538	9075	925	65,34	235,22	129,06	464,62
27,78	100	1,007	0,35949	211734	0,0380	0,24	0,08	0,50	105036	210073	210	3781	7563	771	Π _{V min}		Π _{V max}	
41,67	150	1,017	0,35949	213760	0,0383	0,35	0,07	0,64	137860	275720	276	3309	6617	675	kW	W	kW	W
55,56	200	1,030	0,35949	216657	0,0388	0,47	0,06	0,73	157555	315109	315	2836	5672	578	346,94	346938	425,74	425739
69,44	250	1,048	0,35949	220422	0,0395	0,59	0,055	0,82	180531	361063	361	2600	5199	530				
83,33	300	1,070	0,35949	225058	0,0403	0,71	0,048	0,84	189065	378131	378	2269	4538	463				
97,22	350	1,096	0,35949	230562	0,0413	0,82	0,043	0,86	197600	395199	395	2032	4065	414				
111,11	400	1,127	0,35949	236937	0,0425	0,94	0,039	0,86	204821	409642	410	1843	3687	376				
125,00	450	1,161	0,35949	244181	0,0438	1,06	0,036	0,87	212699	425397	425	1702	3403	347				
138,89	500	1,200	0,35949	252294	0,0452	1,18	0,032	0,83	210073	420145	420	1513	3025	308				
152,78	550	1,242	0,35949	261277	0,0468	1,29	0,03	0,83	216638	433275	433	1418	2836	289				
166,67	600	1,289	0,35949	271130	0,0486	1,41	0,027	0,78	212699	425397	425	1276	2552	260				



Caratteristiche disponibili																		
V		K _V	K _Z	Π _a	C _P	γ	C _t (Tab. 3)	η	Π _d	Π _d tot		T _d	T _d tot		V _{min}		V _{max}	
m/s	km/h			W					W	W	W	W	W	W	N	N	kg	m/s
13,89	50	1,001	0,33	191116	0,0363	0,12	0,09	0,29	55762	111524	112	4015	8030	819	88,49	318,56	88,49	318,56
27,78	100	1,007	0,33	192167	0,0365	0,24	0,077	0,50	95415	190830	191	3435	6870	700	Π _{Vmin}		Π _{Vmax}	
41,67	150	1,017	0,33	194006	0,0368	0,35	0,068	0,65	126394	252788	253	3033	6067	618	kW	W	kW	W
55,56	200	1,030	0,33	196634	0,0373	0,47	0,057	0,72	141264	282528	283	2543	5086	518	325,69	325688	325,69	325688
69,44	250	1,048	0,33	200052	0,0380	0,59	0,052	0,81	161090	322181	322	2320	4639	473				
83,33	300	1,070	0,33	204259	0,0388	0,71	0,045	0,82	167286	334572	335	2007	4015	409				
97,22	350	1,096	0,33	209255	0,0397	0,82	0,038	0,79	164808	329616	330	1695	3390	346				
111,11	400	1,127	0,33	215041	0,0408	0,94	0,035	0,81	173482	346964	347	1561	3123	318				
125,00	450	1,161	0,33	221615	0,0421	1,06	0,032	0,81	178439	356877	357	1428	2855	291				
138,89	500	1,200	0,33	228979	0,0435	1,18	0,03	0,81	185874	371747	372	1338	2677	273				
152,78	550	1,242	0,33	237132	0,0450	1,29	0,027	0,78	184015	368030	368	1204	2409	246				
166,67	600	1,289	0,33	246074	0,0467	1,41	0,025	0,76	185874	371747	372	1115	2230	227				

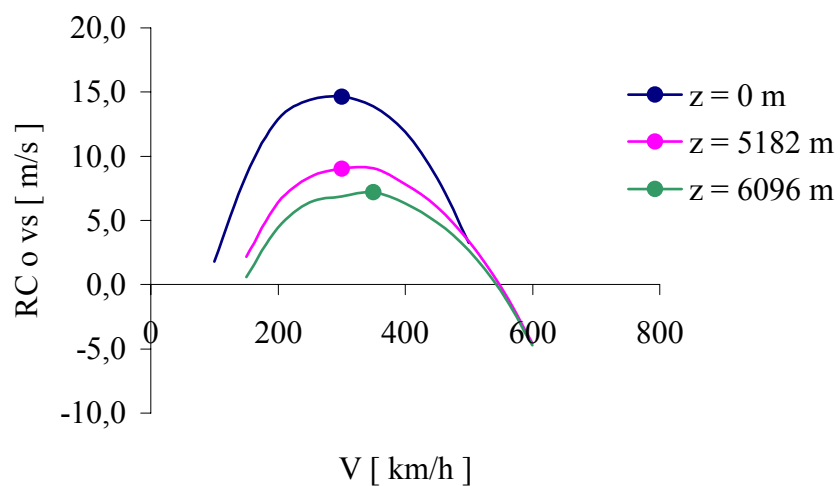
Confronto tra potenza disponibile e necessaria



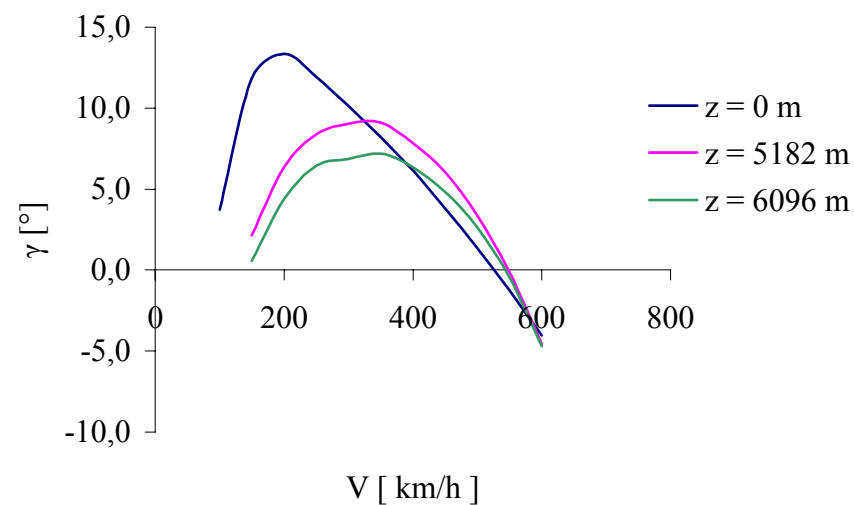
RATEO DI SALITA

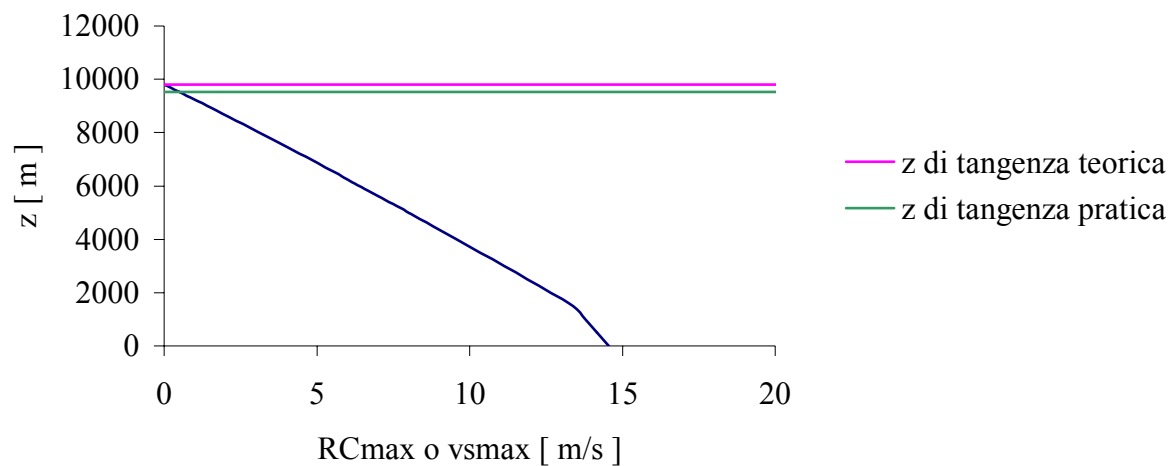
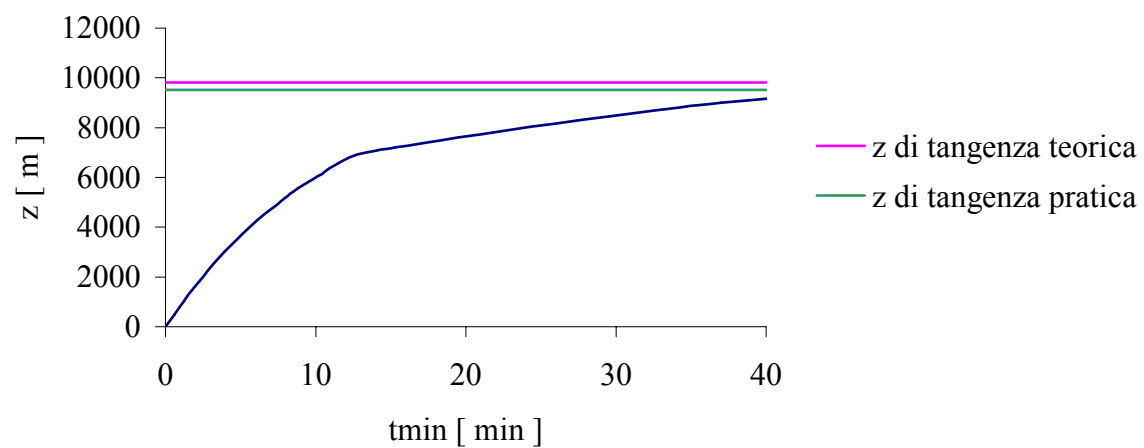
$z = 0 \text{ m} = 0 \text{ ft}$					$z = 5181,6 \text{ m} = 17000 \text{ ft}$					$z = 6096 \text{ m} = 20000 \text{ ft}$				
V		RC	γ		V		RC	γ		V		RC	γ	
m/s	km/h	m/s	rad	°	m/s	km/h	m/s	rad	°	m/s	km/h	m/s	rad	°
13,89	50				13,89	50				13,89	50			
27,78	100	1,814	0,065	3,7	27,78	100				27,78	100			
41,67	150	8,541	0,206	11,8	41,67	150	2,162	0,052	3,0	41,67	150	0,578	0,014	0,8
55,56	200	12,838	0,233	13,4	55,56	200	6,385	0,115	6,6	55,56	200	4,402	0,079	4,5
69,44	250	14,377	0,209	11,9	69,44	250	8,366	0,121	6,9	69,44	250	6,432	0,093	5,3
83,33	300	14,658	0,177	10,1	83,33	300	9,049	0,109	6,2	83,33	300	6,862	0,082	4,7
97,22	350	13,887	0,143	8,2	97,22	350	9,092	0,094	5,4	97,22	350	7,209	0,074	4,3
111,11	400	11,889	0,107	6,1	111,11	400	7,819	0,070	4,0	111,11	400	6,335	0,057	3,3
125,00	450	8,271	0,066	3,8	125,00	450	6,040	0,048	2,8	125,00	450	4,816	0,039	2,2
138,89	500	3,271	0,024	1,3	138,89	500	3,374	0,024	1,4	138,89	500	2,665	0,019	1,1

Velocità di salita

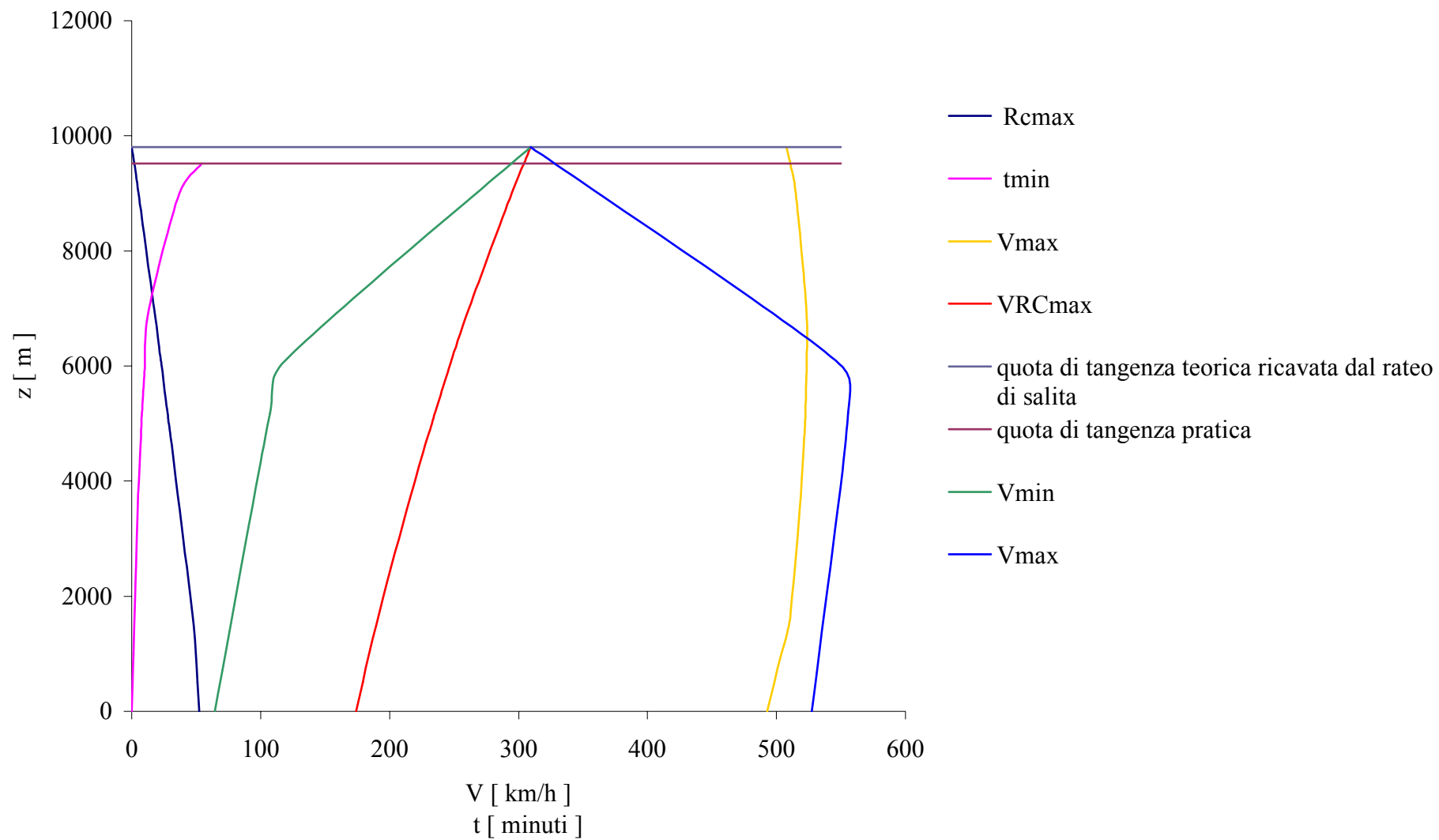


Angolo di salita

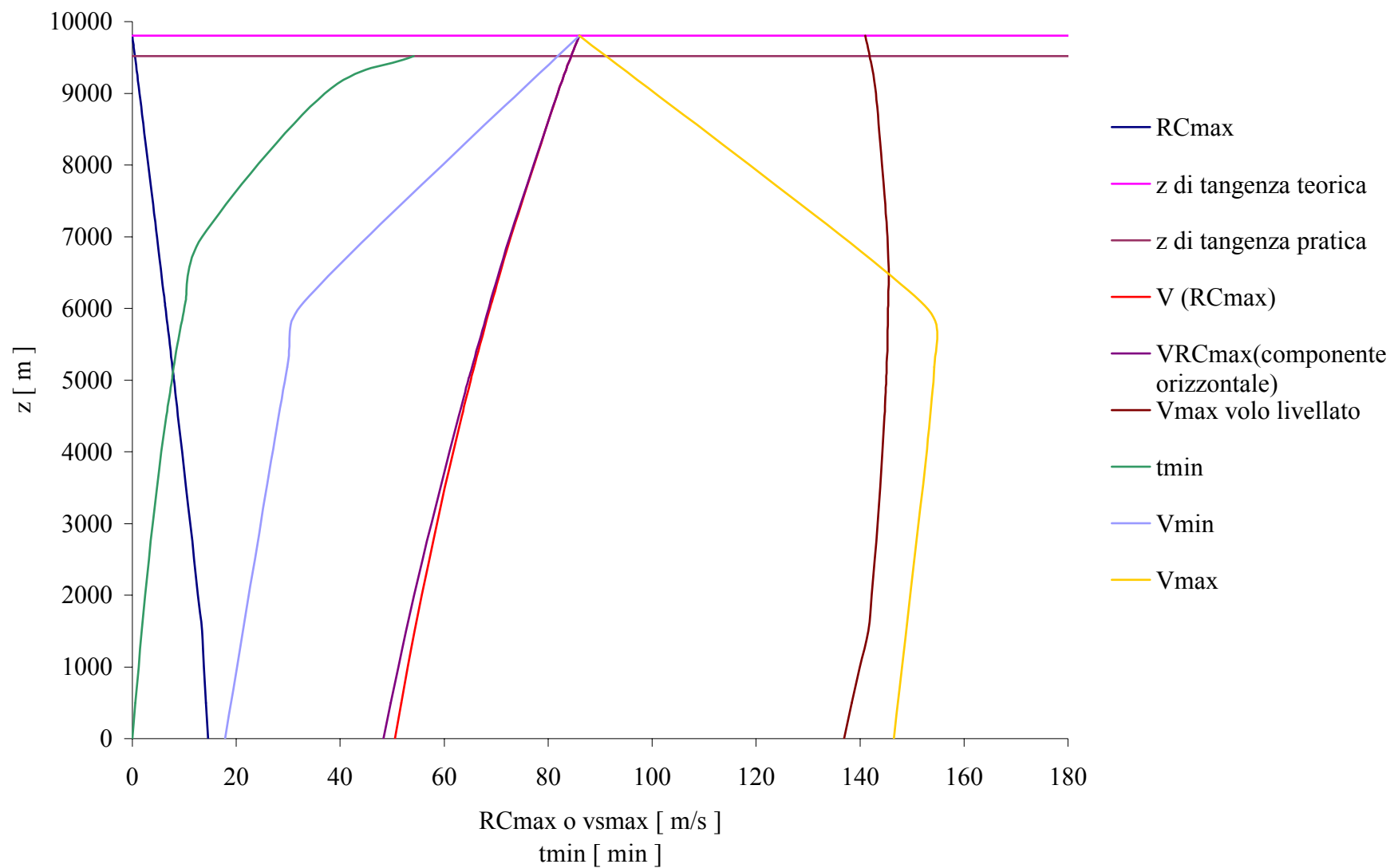


Rateo di salita al variare della quota**Tempo minimo di salita**

Inviluppo di volo



Inviluppo di volo



PAYLOAD - RANGE

Per mezzo della stima dei pesi fatta all'inizio del progetto, e andando a fare una stima dei serbatoi del combustibile (Fig.1), che sono di capacità limitata, è possibile ricavare il diagramma del payload - range ad alcune velocità caratteristiche del velivolo.

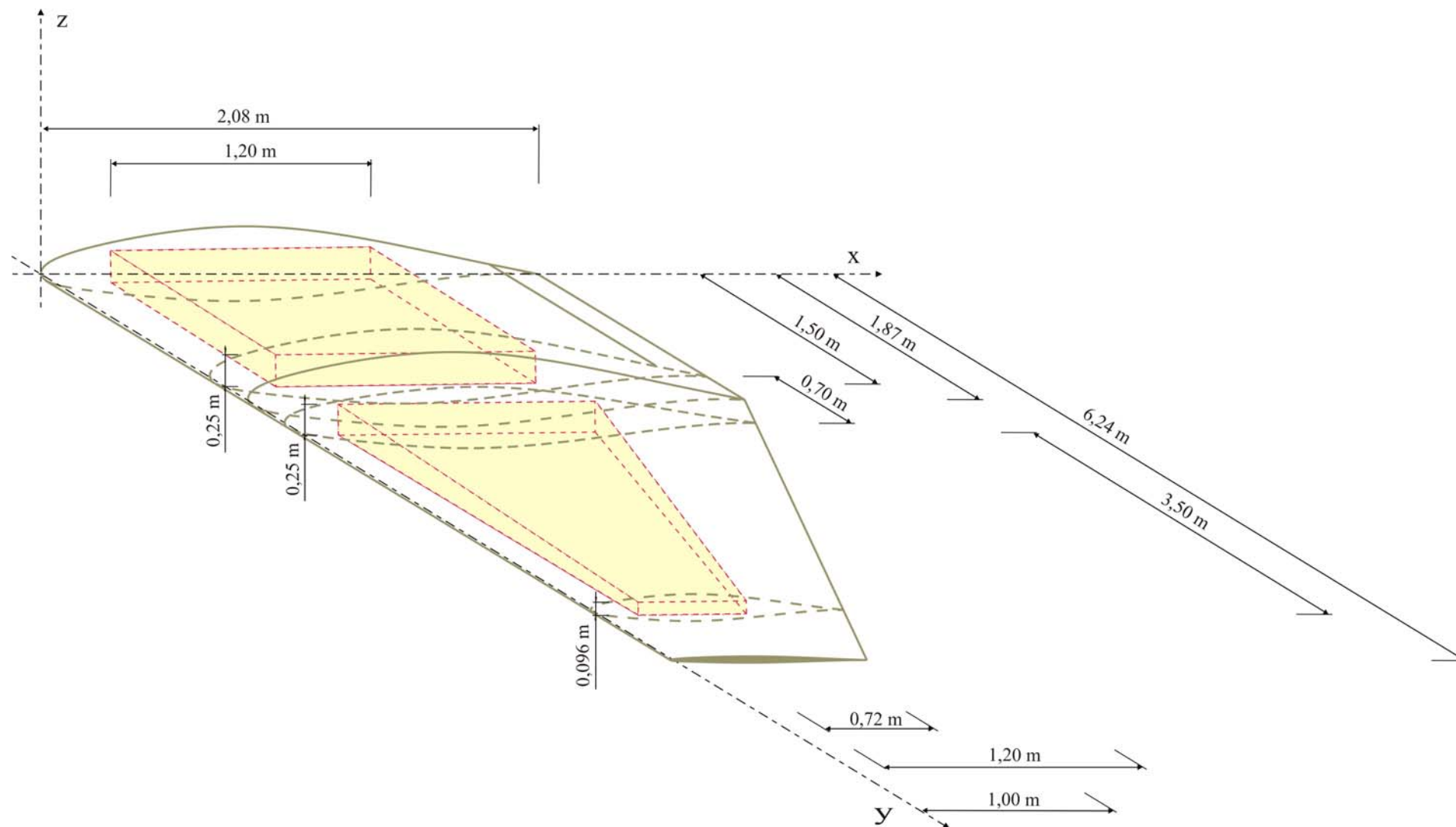
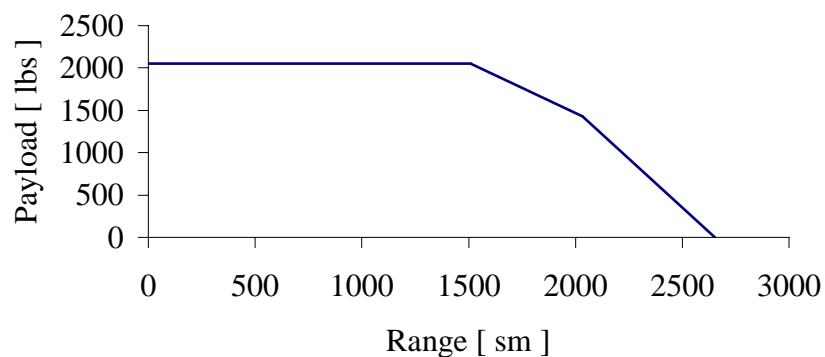


Fig. 1

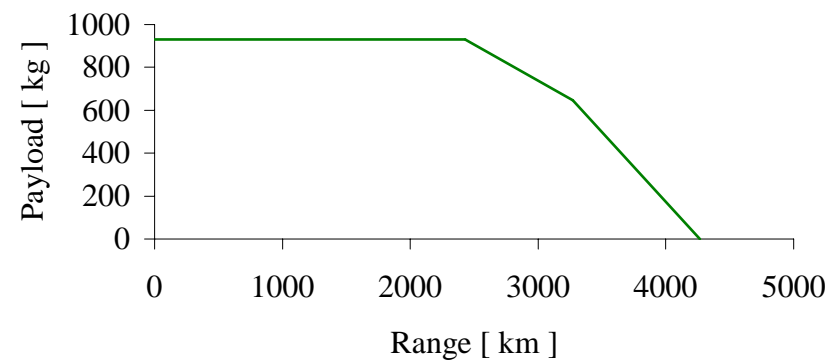
Autonomia a 123 kts							
$V_{crociera}$		$z_{crociera}$	ρ	C_{Do}	AR	e	$K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e}$
kts	m/s	m	$kgf \cdot s^2 / m^4$				
123	83	5182	0,074	0,023	8,3	0,68	0,056397925

Determinazione Pesì				Diagramma Payload-Range										
$W_{1/to} = 0,992$									W_{oe}	W_{fuel}	W_{pl}	W_{to}	W_{utile}	
$W_{2/1} = 0,996$									lbs					
$W_{3/2} = 0,996$									Max Payload	5497	2543	2050	10090	4593
$W_{4/3} = 0,990$									Max fuel	5497	3166	1427	10090	4593
$W_{6/4} = 0,780$									Zero Payload	5497	3166	0	8663	3166
$W_{7/6} = 0,992$		W_{ic}	$M_{ff} = \frac{W_8}{W_{to}}$	W_{fc}	$\frac{W_{ic}}{W_{fc}}$	W_{med}	C_L	C_D	E	Range	Payload	Range	Payload	Range
$W_{8/7} = 0,992$		lbs		lbs		lbs								
Capacità serbatoi max	Punto C	9830	0,75	7547	1,30	8689	1,04	0,0845	12,4	1509	2050	1509	930,7	2427,6
$V_f = 70 \text{ ft}^3$	Punto E	9830	0,69	6924	1,42	8377	1,01	0,0802	12,6	2033	1427	2033	647,8	3271,4
$W_f = 3166 \text{ lbs}$	Punto F	8440	0,63	5497	1,54	6969	0,84	0,0626	13,4	2652	0	2652	0,0	4266,8

Payload - Range



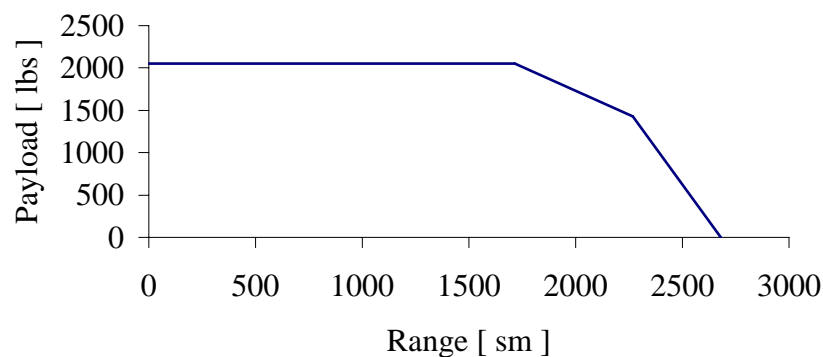
Payload - Range



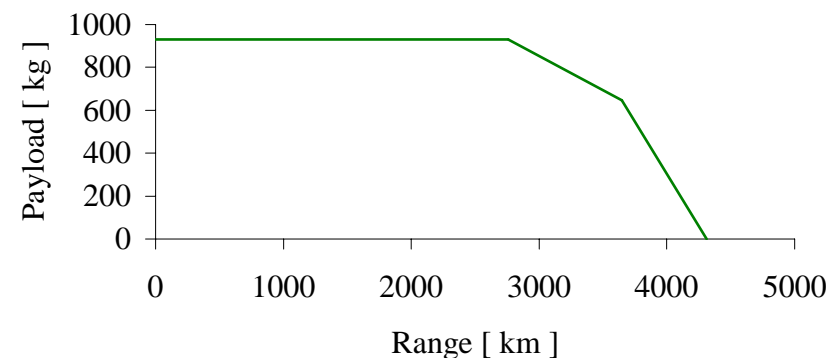
Autonomia a 162 kts							
$V_{crociera}$		$z_{crociera}$	ρ	C_{Do}	AR	e	$K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e}$
kts	m/s	m	$kgf \cdot s^2 / m^4$				
162	83	5182	0,074	0,023	8,3	0,68	0,056397925

Determinazione Pesì				Diagramma Payload-Range										
$W_{1/to} = 0,992$									W_{oe}	W_{fuel}	W_{pl}	W_{to}	W_{utile}	
$W_{2/1} = 0,996$									lbs					
$W_{3/2} = 0,996$									Max Payload	5497	2543	2050	10090	4593
$W_{4/3} = 0,990$									Max fuel	5497	3166	1427	10090	4593
$W_{6/4} = 0,780$									Zero Payload	5497	3166	0	8663	3166
$W_{7/6} = 0,992$		W_{ic}	$M_{ff} = \frac{W_8}{W_{to}}$	W_{fc}	$\frac{W_{ic}}{W_{fc}}$	W_{med}	C_L	C_D	E	Range	Payload	Range	Payload	Range
$W_{8/7} = 0,992$		lbs		lbs		lbs				sm	lbs	sm	kg	km
Capacità serbatoi max	Punto C	9830	0,75	7547	1,30	8689	0,60	0,0435	13,9	1714	2050	1714	930,7	2757,8
$V_f = 70 \text{ ft}^3$	Punto E	9830	0,69	6924	1,42	8377	0,58	0,0420	13,8	2266	1427	2266	647,8	3646,7
$W_f = 3166 \text{ lbs}$	Punto F	8440	0,63	5497	1,54	6969	0,48	0,0362	13,4	2680	0	2680	0,0	4312,4

Payload - Range



Payload - Range

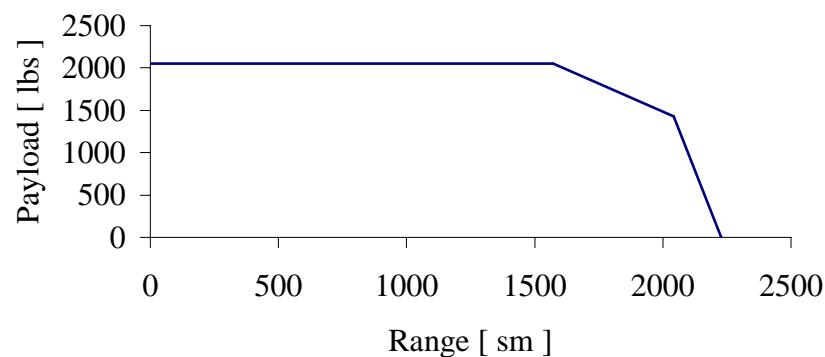


Autonomia a 213 kts

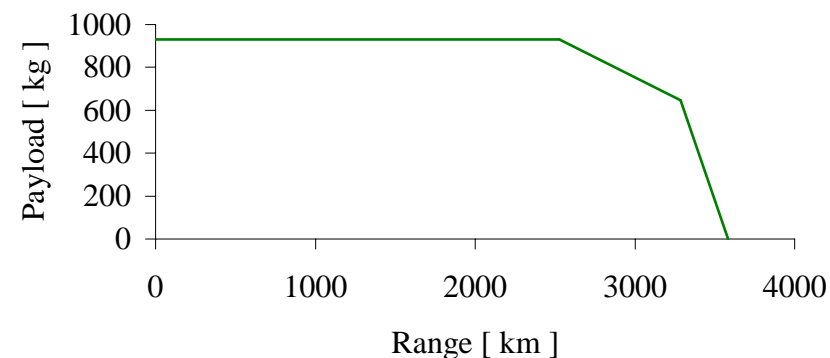
$V_{crociera}$		$z_{crociera}$	ρ	C_{Do}	AR	e	$K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e}$
kts	m/s	m	$\text{kgf} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$				
213	110	5182	0,074	0,023	8,3	0,68	0,056397925

Determinazione Pesi				Diagramma Payload-Range										
$W_{1/to} = 0,992$						W_{oe}	W_{fuel}	W_{pl}	W_{to}	W_{utile}				
lbs														
$W_{2/1} = 0,996$				Max Payload	5497	2543	2050	10090	4593					
$W_{3/2} = 0,996$				Max fuel	5497	3166	1427	10090	4593					
$W_{4/3} = 0,990$				Zero Payload	5497	3166	0	8663	3166					
$W_{6/4} = 0,780$														
$W_{7/6} = 0,992$		W_{ic}	$M_{ff} = \frac{W_8}{W_{to}}$	W_{fc}	$\frac{W_{ic}}{W_{fc}}$	W_{med}	C_L	C_D	E	Range	Payload	Range	Payload	Range
$W_{8/7} = 0,992$		lbs		lbs	lbs	sm				lbs	sm	kg	km	
Capacità serbatoi max	Punto C	9830	0,75	7547	1,30	8689	0,35	0,0298	11,7	1571	2050	1571	930,7	2528,5
$V_f = 70 \text{ ft}^3$	Punto E	9830	0,69	6924	1,42	8377	0,34	0,0294	11,4	2042	1427	2042	647,8	3285,8
$W_f = 3166 \text{ lbs}$	Punto F	8440	0,63	5497	1,54	6969	0,28	0,0274	10,2	2227	0	2227	0,0	3583,2

Payload - Range



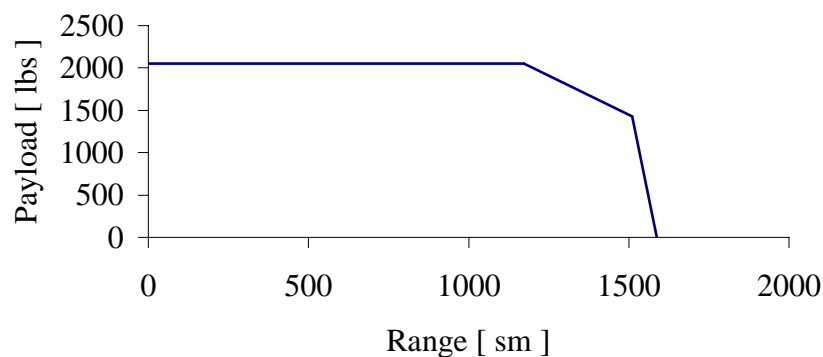
Payload - Range



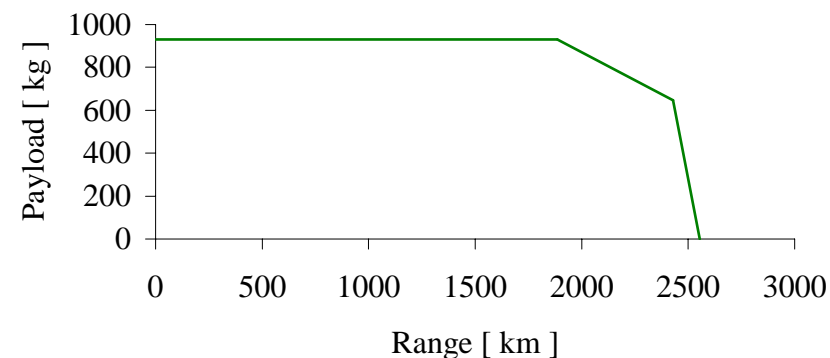
Autonomia a 265 kts							
$V_{crociera}$		$z_{crociera}$	ρ	C_{Do}	AR	e	$K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e}$
kts	m/s	m	$\text{kgf} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$				
265	136	5182	0,074	0,023	8,3	0,68	0,056397925

Determinazione Pesì				Diagramma Payload-Range										
$W_{1/to} = 0,992$						W_{oe}	W_{fuel}	W_{pl}	W_{to}	W_{utile}				
$W_{2/1} = 0,996$						lbs								
$W_{3/2} = 0,996$				Max Payload		5497	2543	2050	10090	4593				
$W_{4/3} = 0,990$				Max fuel		5497	3166	1427	10090	4593				
$W_{6/4} = 0,780$				Zero Payload		5497	3166	0	8663	3166				
$W_{7/6} = 0,992$		W_{ic}	$M_{ff} = \frac{W_8}{W_{to}}$	W_{fc}	$\frac{W_{ic}}{W_{fc}}$	W_{med}	C_L	C_D	E	Range	Payload	Range	Payload	Range
$W_{8/7} = 0,992$		lbs		lbs		lbs								
Capacità serbatoi max	Punto C	9830	0,75	7547	1,30	8689	0,23	0,0259	8,7	1172	2050	1172	930,7	1885,4
$V_f = 70 \text{ ft}^3$	Punto E	9830	0,69	6924	1,42	8377	0,22	0,0257	8,5	1510	1427	1510	647,8	2429,4
$W_f = 3166 \text{ lbs}$	Punto F	8440	0,63	5497	1,54	6969	0,18	0,0248	7,3	1587	0	1587	0,0	2553,9

Payload - Range



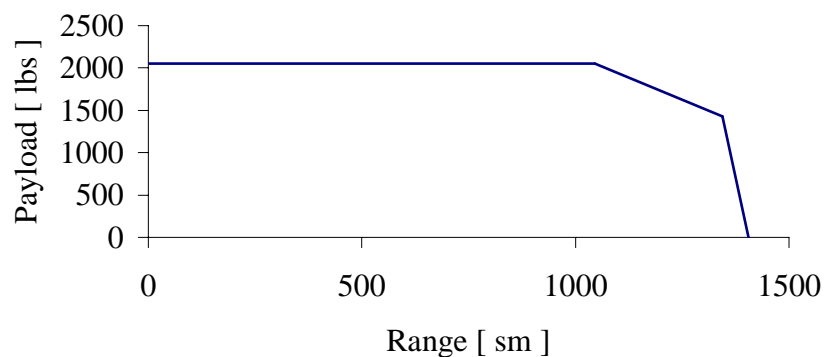
Payload - Range



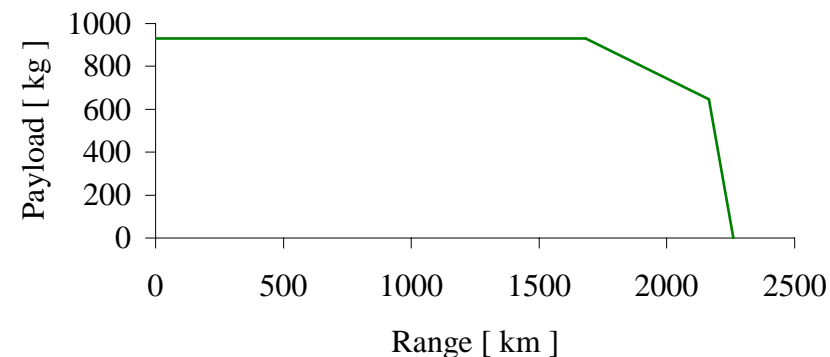
Autonomia a 295 kts							
$V_{crociera}$		$z_{crociera}$	ρ	C_{Do}	AR	e	$K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e}$
kts	m/s	m	$kgf \cdot s^2 / m^4$				
295	136	5182	0,074	0,023	8,3	0,688	0,056397925

Determinazione Pesì				Diagramma Payload-Range										
$W_{1/to} = 0,992$									W_{oe}	W_{fuel}	W_{pl}	W_{to}	W_{utile}	
$W_{2/1} = 0,996$									lbs					
$W_{3/2} = 0,996$									Max Payload	5497	2543	2050	10090	4593
$W_{4/3} = 0,990$									Max fuel	5497	3166	1427	10090	4593
$W_{6/4} = 0,780$									Zero Payload	5497	3166	0	8663	3166
$W_{7/6} = 0,992$		W_{ic}	$M_{ff} = \frac{W_8}{W_{to}}$	W_{fc}	$\frac{W_{ic}}{W_{fc}}$	W_{med}	C_L	C_D	E	Range	Payload	Range	Payload	Range
$W_{8/7} = 0,992$		lbs		lbs		lbs				sm	lbs	sm	kg	km
Capacità serbatoi max	Punto C	9830	0,75	7547	1,30	8689	0,20	0,0253	7,9	1045	2050	1045	930,7	1681,2
$V_f = 70 \text{ ft}^3$	Punto E	9830	0,69	6924	1,42	8377	0,19	0,0251	7,7	1344	1427	1344	647,8	2163,1
$W_f = 3166 \text{ lbs}$	Punto F	8440	0,63	5497	1,54	6969	0,16	0,0245	6,6	1405	0	1405	0,0	2260,0

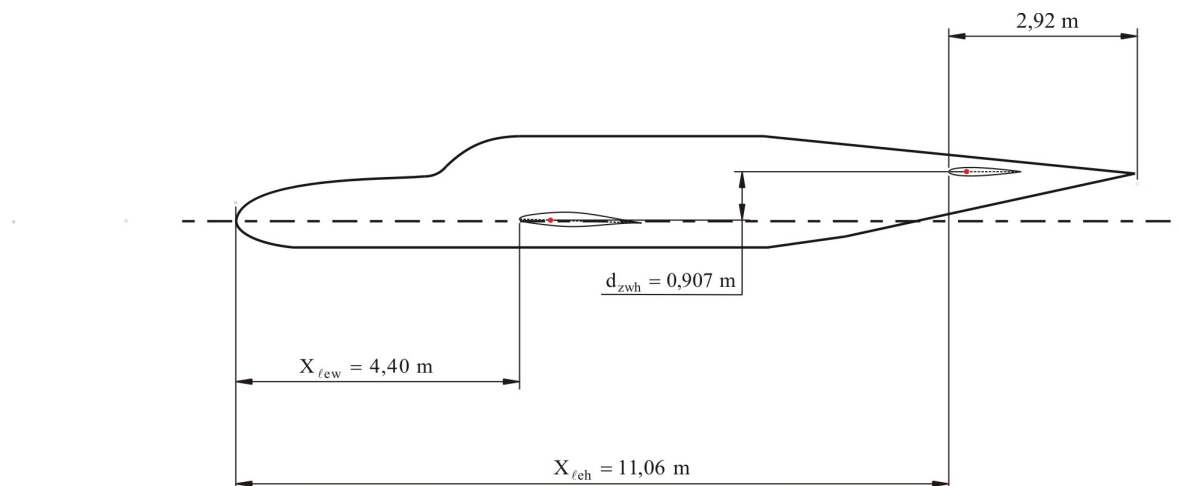
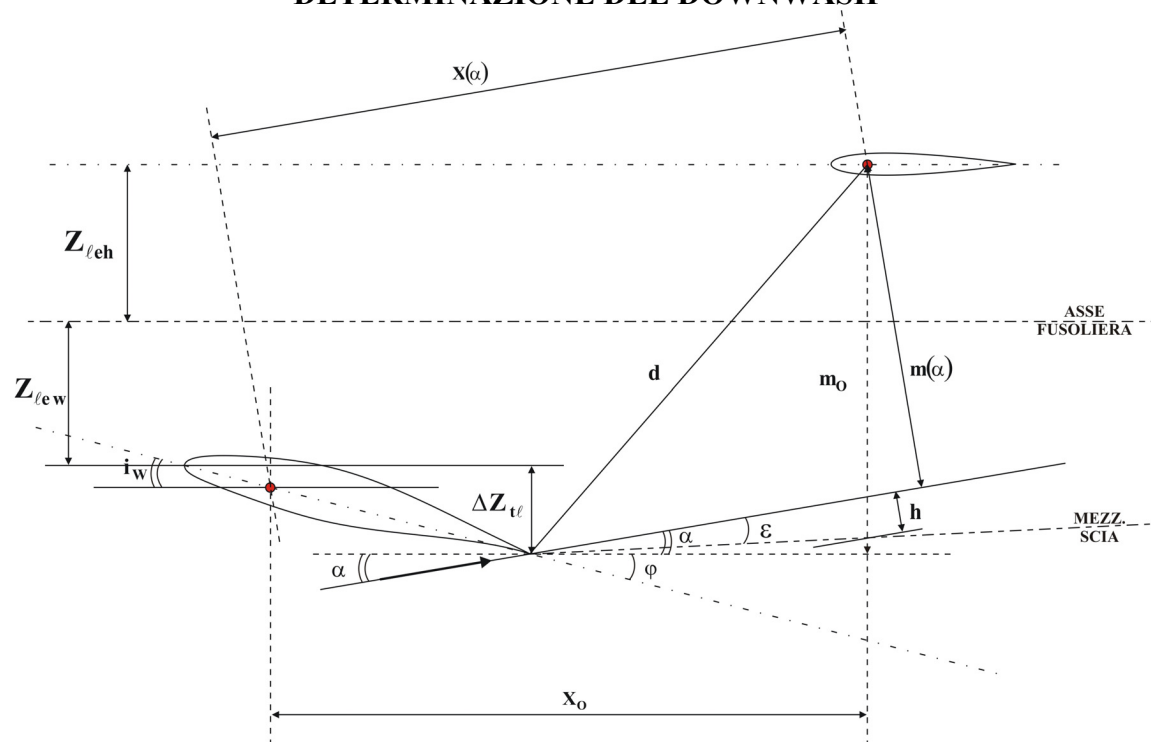
Payload - Range

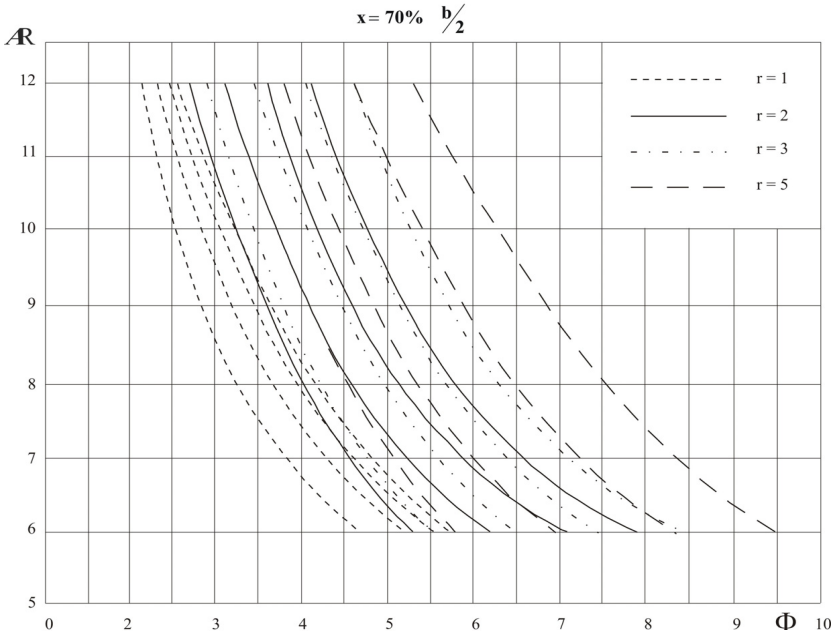


Payload - Range

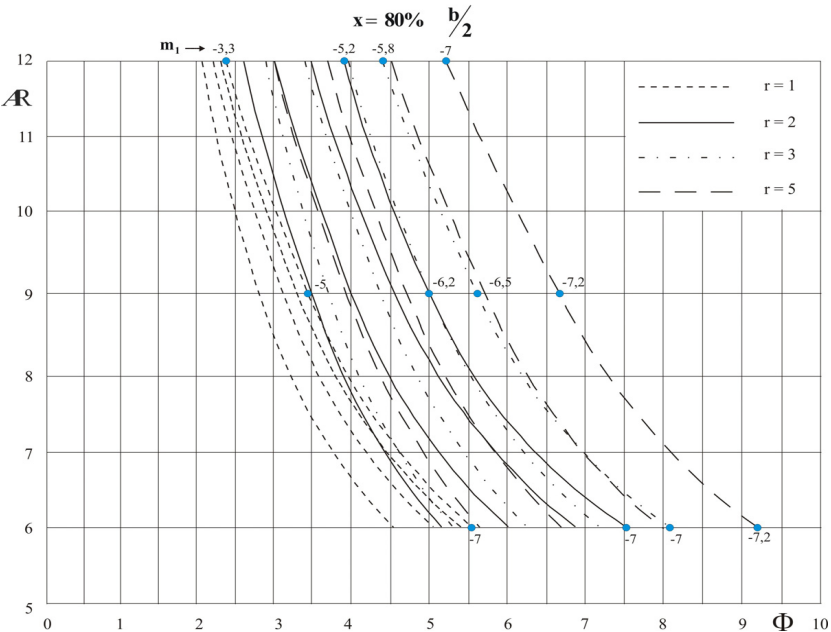


DETERMINAZIONE DEL DOWNWASH

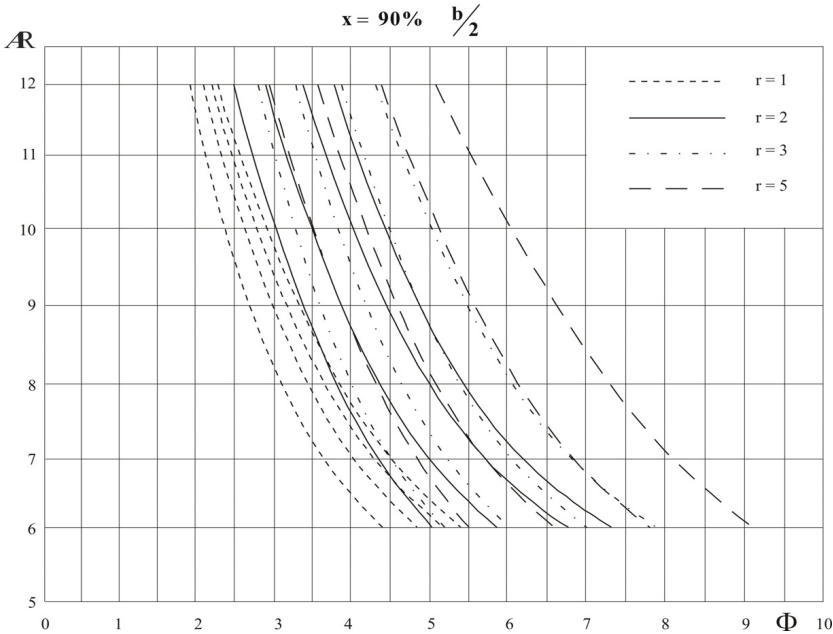




Tab. 1



Tab. 2



Tab. 3

Dati di ingresso		
Geom.inp	Cla3d.inp	
$i_w = 2^\circ$ $c_w = 1,895 \text{ m}$ $c_h = 1,23 \text{ m}$ $X_{lew} = 4,4 \text{ m}$ $X_{leh} = 11,06 \text{ m}$ $d_{zwh} = 0,907 \text{ m}$ $b_w = 14,58 \text{ m}$ $AR = 8,3$ $\lambda = 0,481 \text{ m}$	22	
	-6	-0,37
	-4	-0,225
	-2	-0,08
	0	0,066
	2	0,211
	4	0,356
	6	0,502
	8	0,647
	10	0,792
	11	0,865
	12	0,94
	13	1,018
	14	1,098
	15	1,177
	16	1,253
	17	1,321
	18	1,373
	19,45	1,406
	20,45	1,386
	21,45	1,318
		Diafi.inp
		$m_1 = -6,386 \text{ (Tab. 2)}$
		70% (Tab. 1)
		5,640
		4,534
		4,452
		3,916
		80% (Tab. 2)
		5,425
		4,982
		4,368
		3,782
		90% (Tab. 3)
		5,335
		4,882
		4,267
		3,716



DOWNWASH.EXE

$$\begin{aligned}
 x_o &= 6.489750 \quad \% \text{ bw}/2 = 89.022630 \\
 m_o &= 9.235336\text{E-}01 \quad \% \text{ bw}/2 = 12.668500 \\
 d &= 5.152803 \quad \% \text{ bw}/2 = 70.683170 \\
 \varphi &= -10.324870
 \end{aligned}$$

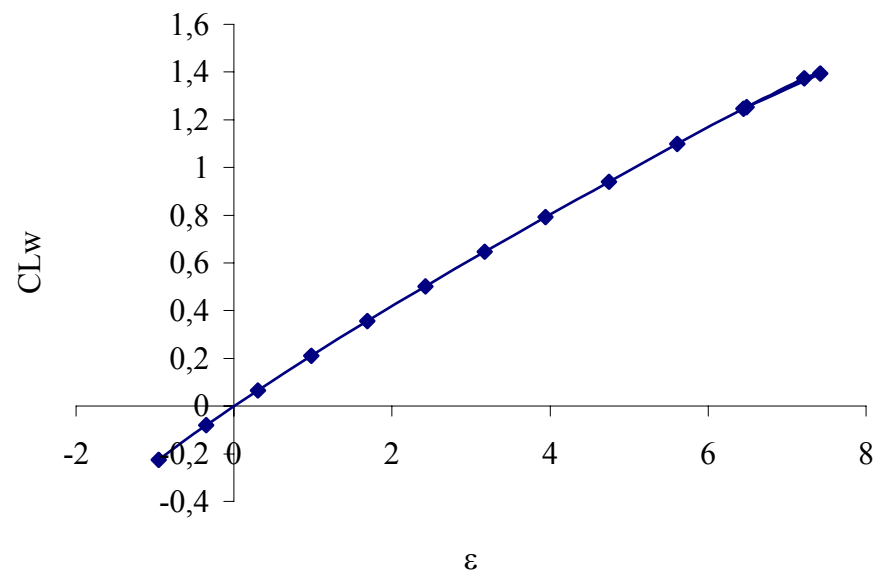
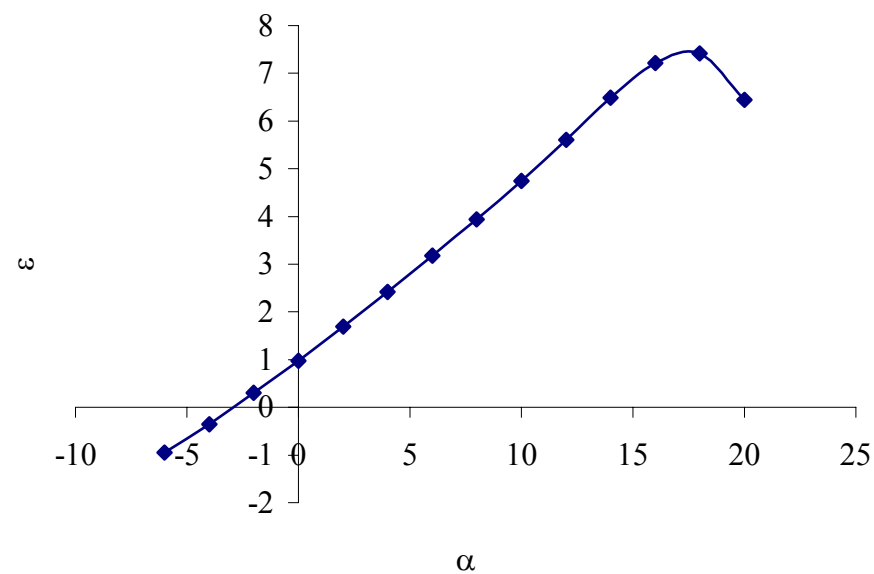
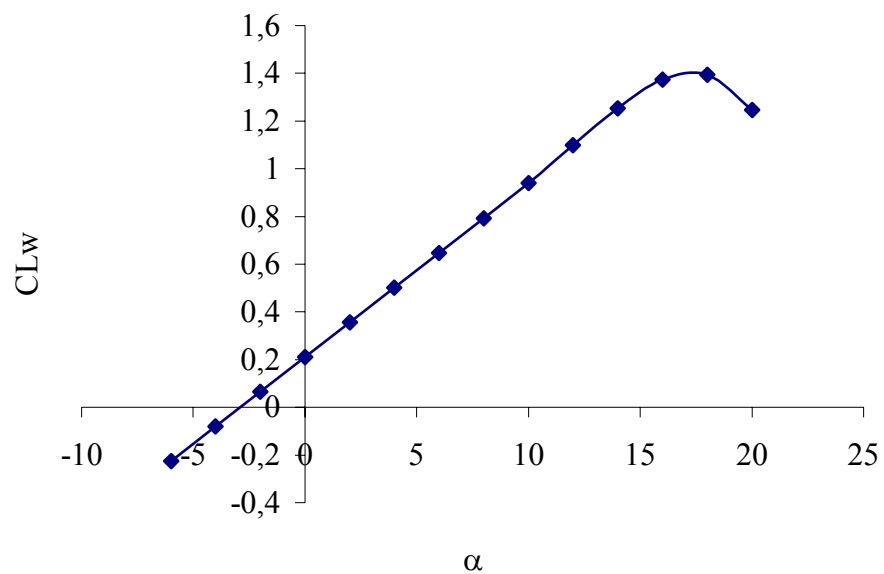
DOWN.CAL		
$\alpha = 0.00$ x perc b/2 = 88.718820 m perc b/2 = 12.668500 CLw = 2.110000E-01 CALCOLI NUMERICI ABS (m+h) = 14.020370 f1 = 40.737450 f3 = 8.603499E-01 f2d = 7.384568 f4 = -1.678373E-01 h (% b/2) = 1.347446 h NUM = 1.351875 -1.347446 -1.347446 8.652554 -11.347450 18.652550 -21.347450 28.652550 -31.347450 piano coda al di sopra della scia piano tra curve 2 3 perc. dalla curva 2 4.015946E-01 X=70% X=80% X=90% Φ =4.501 Φ =4.735 Φ =4.635 FI = 4.648 FI NUM = 4.578 EPS = 0.981	$\alpha = 2.00$ x perc b/2 = 89.228840 m perc b/2 = 10.233920 CLw = 3.560000E-01 CALCOLI NUMERICI ABS (m+h) = 12.514810 f1 = 40.737450 f3 = 8.767116E-01 f2d = 7.384568 f4 = -1.776552E-01 h (% b/2) = 2.273416 h NUM = 2.280888 -2.273416 -2.273416 7.726584 -12.273420 17.726580 -22.273420 27.726580 -32.273410 piano coda al di sopra della scia piano tra curve 2 3 perc. dalla curva 2 2.507335E-01 X=70% X=80% X=90% Φ =4.513 Φ =4.828 Φ =4.728 FI = 4.736 FI NUM = 4.659 EPS = 1.686	$\alpha = 4.00$ x perc b/2 = 89.630160 m perc b/2 = 7.786870 CLw = 5.020000E-01 CALCOLI NUMERICI ABS (m+h) = 11.003180 f1 = 40.737450 f3 = 8.928086E-01 f2d = 7.384568 f4 = -1.853805E-01 h (% b/2) = 3.205772 h NUM = 3.21630 -3.205772 -3.205772 6.794228 -13.205770 16.794230 -23.205770 26.794230 -33.205770 piano coda al di sopra della scia piano tra curve 2 3 perc. dalla curva 2 9.926424E-02 X=70% X=80% X=90% Φ =4.526 Φ =4.921 Φ =4.821 FI = 4.825 FI NUM = 4.740 EPS = 2.422

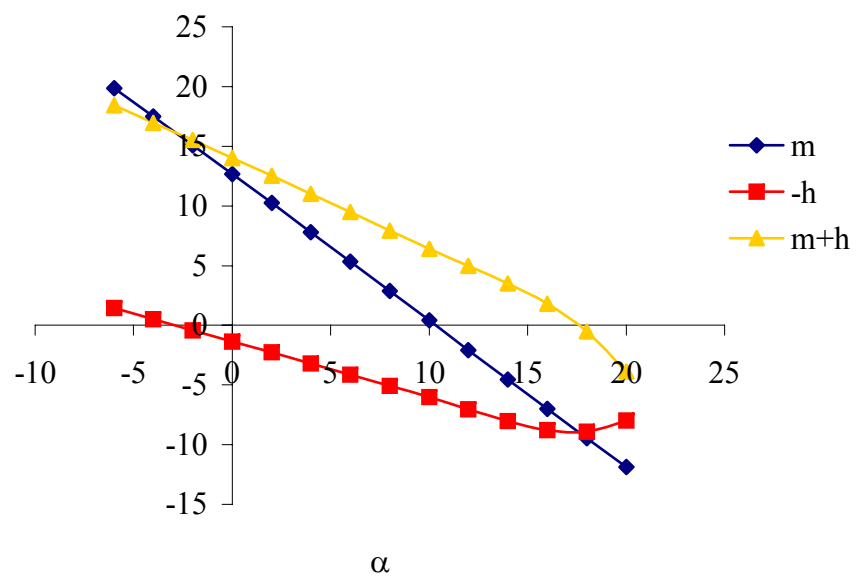
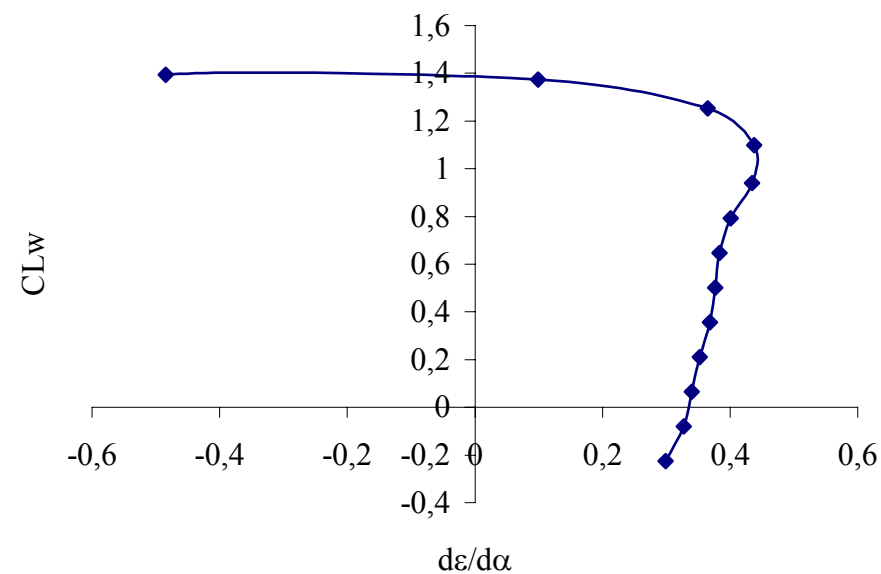
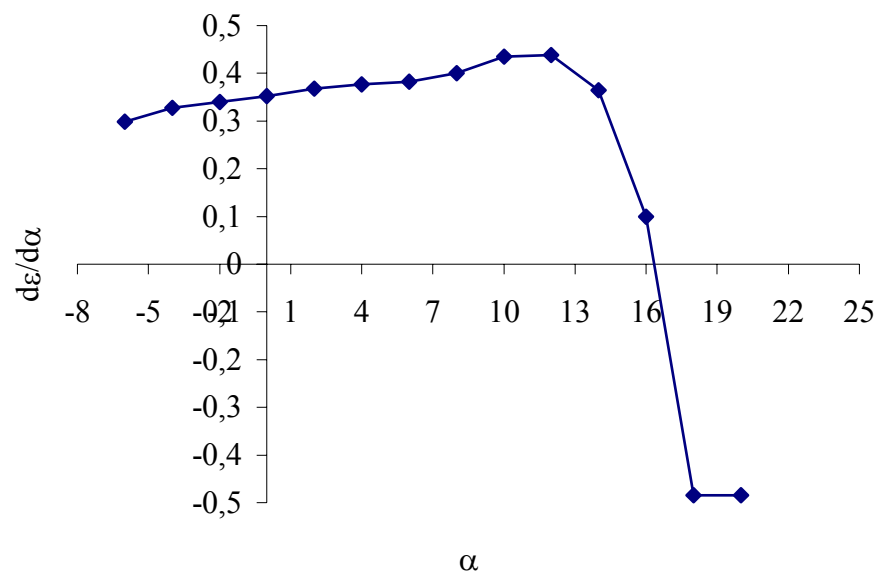
$\alpha = 6.00$	$\alpha = 8.00$	$\alpha = 10.00$
x perc b/2 = 89.922270	x perc b/2 = 90.104830	x perc b/2 = 90.177600
m perc b/2 = 5.330335	m perc b/2 = 2.867305	m perc b/2 = 4.007817E-01
CLw = 6.470000E-01	CLw = 7.920000E-01	CLw = 9.400000E-01
CALCOLI NUMERICI	CALCOLI NUMERICI	CALCOLI NUMERICI
ABS (m+h) = 9.475657	ABS (m+h) = 7.941640	ABS (m+h) = 6.423352
f1 = 40.737450	f1 = 40.737450	f1 = 40.737450
f3 = 9.087385E-01	f3 = 9.243957E-01	f3 = 9.395565E-01
f2d = 7.384568	f2d = 7.384568	f2d = 7.384568
f4 = -1.910037E-01	f4 = -1.945179E-01	f4 = -1.959189E-01
h (% b/2) = 4.131742	h (% b/2) = 5.057712	h (% b/2) = 6.002840
h NUM = 4.145322	h NUM = 5.074336	h NUM = 6.022570
-4.131742 -4.131742	-5.057712 -5.057712	-6.002840 -6.002840
5.868258 -14.131740	4.942288 -15.057710	3.997160 -16.002840
15.868260 -24.131740	14.942290 -25.057710	13.997160 -26.002840
25.868260 -34.131740	24.942290 -35.057710	23.997160 -36.002840
piano coda al di sopra della scia	piano coda al di sopra della scia	piano coda al di sopra della scia
piano tra curve 1 2	piano tra curve 1 2	piano tra curve 1 2
perc. dalla curva 1 9.462076E-01	perc. dalla curva 1 7.925017E-01	perc. dalla curva 1 6.403622E-01
X=70% X=80% X=90%	X=70% X=80% X=90%	X=70% X=80% X=90%
Φ =4.593 Φ =5.006 Φ =4.906	Φ =4.763 Φ =5.074 Φ =4.976	Φ =4.932 Φ =5.141 Φ =5.045
FI = 4.907	FI = 4.976	FI = 5.045
FI NUM = 4.822	FI NUM = 4.905	FI NUM = 4.987
EPS = 3.175	EPS = 3.941	EPS = 4.742

<p>$\alpha = 12.00$ x perc b/2 = 90.140520 m perc b/2 = -2.066231 CL_w = 1.098000 CALCOLI NUMERICI ABS (m+h) = 4.968644 f₁ = 40.737450 f₃ = 9.537691E-01 f_{2d} = 7.384568 f₄ = -1.952050E-01 h (% b/2) = 7.011828 h NUM = 7.034874 -7.011828 -7.011828 2.988172 -17.011830 12.988170 -27.011830 22.988170 -37.011830</p> <p>piano coda al di sopra della scia piano tra curve 1 2 perc. dalla curva 1 4.945598E-01 X=70% X=80% X=90% Φ=5.093 Φ=5.206 Φ=5.111 FI = 5.111 FI NUM = 5.066 EPS = 5.612</p>	<p>$\alpha = 14.00$ x perc b/2 = 89.993610 m perc b/2 = -4.530725 CL_w = 1.253000 CALCOLI NUMERICI ABS (m+h) = 3.497233 f₁ = 40.737450 f₃ = 9.678328E-01 f_{2d} = 7.384568 f₄ = -1.923769E-01 h (% b/2) = 8.001658 h NUM = 8.027958 -8.001658 -8.001658 1.998342 -18.001660 11.998340 -28.001660 21.998340 -38.001660</p> <p>piano coda al di sopra della scia piano tra curve 1 2 perc. dalla curva 1 3.470933E-01 X=70% X=80% X=90% Φ=5.256 Φ=5.271 Φ=5.178 FI = 5.178 FI NUM = 5.147 EPS = 6.488</p>	<p>$\alpha = 16.00$ x perc b/2 = 89.737050 m perc b/2 = -6.989699 CL_w = 1.373000 CALCOLI NUMERICI ABS (m+h) = 1.807097 f₁ = 40.737450 f₃ = 9.835998E-01 f_{2d} = 7.384568 f₄ = -1.874383E-01 h (% b/2) = 8.767979 h NUM = 8.796797 -8.767979 -8.767979 1.232021 -18.767980 11.232020 -28.767980 21.232020 -38.767980</p> <p>piano coda al di sopra della scia piano tra curve 1 2 perc. dalla curva 1 1.778280E-01 X=70% X=80% X=90% Φ=5.443 Φ=5.346 Φ=5.254 FI = 5.257 FI NUM = 5.239 EPS = 7.218</p>
---	---	---

<p>$\alpha = 17.250000$ x perc b/2 = 89.521160 m perc b/2 = -8.522423 CL_w = 1.401448 CALCOLI NUMERICI ABS (m+h) = 4.566410E-01 f1 = 40.737450 f3 = 9.959005E-01 f2d = 7.384568 f4 = -1.832824E-01 h (% b/2) = 8.949649 h NUM = 8.979064 -8.949649 -8.949649 1.050351 -18.949650 11.050350 -28.949650 21.050350 -38.949650</p> <p>piano coda al di sopra della scia piano tra curve 1 2 perc. dalla curva 1 4.272261E-02 X=70% X=80% X=90% Φ=5.593 Φ=5.406 Φ=5.316 FI = 5.320 FI NUM = 5.311 EPS = 7.456</p>	<p>$\alpha = 17.500000$ x perc b/2 = 89.472870 m perc b/2 = -8.828505 CL_w = 1.405000 CALCOLI NUMERICI ABS (m+h) = 1.733159E-01 f1 = 40.737450 f3 = 9.984476E-01 f2d = 7.384568 f4 = -1.823528E-01 h (% b/2) = 8.972331 h NUM = 9.001821 -8.972331 -8.972331 1.027669 -18.972330 11.027670 -28.972330 21.027670 -38.972330</p> <p>piano coda al di sopra della scia piano tra curve 1 2 perc. dalla curva 1 1.438265E-02 X=70% X=80% X=90% Φ=5.624 Φ=5.419 Φ=5.328 FI = 5.333 FI NUM = 5.326 EPS = 7.493</p>	<p>$\alpha = 17.750000$ x perc b/2 = 89.422870 m perc b/2 = -9.134418 CL_w = 1.400000 CALCOLI NUMERICI ABS (m+h) = 1.646330E-01 f1 = 40.737450 f3 = 9.985255E-01 f2d = 7.384568 f4 = -1.813902E-01 h (% b/2) = 8.940401 h NUM = 8.969786 -8.940401 -8.940401 1.059599 -18.940400 11.059600 -28.940400 21.059600 -38.940400</p> <p>piano coda al di sotto della scia piano tra curve 1 2 perc. dalla curva 1 1.940174E-02 X=70% X=80% X=90% Φ=5.619 Φ=5.416 Φ=5.326 FI = 5.331 FI NUM = 5.327 EPS = 7.464</p>
---	---	---

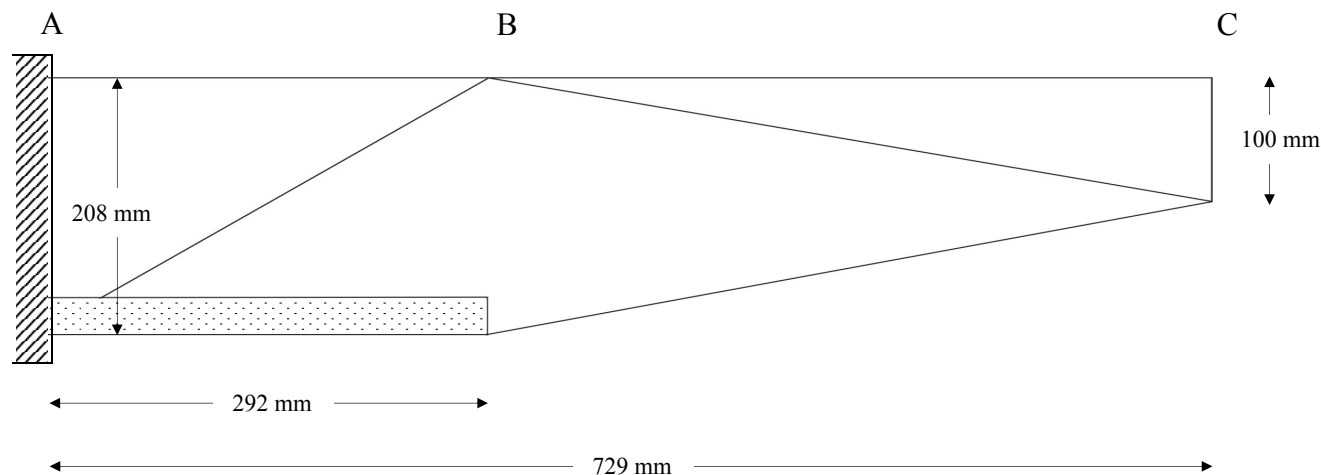
DOWN.OUT												
α	α_w	C_{Lw}	ε	$d\varepsilon/d\alpha$	m	-h	m + h	Φ	$d\Phi/d\alpha$	deda1	deda2	$C_{L\alpha}$
-6	-4	-0,225	-0,9514	0,299	19,8679	1,4416	18,4263	4,2284	-0,0212	0,3066	0,094	0,0725
-4	-2	-0,08	-0,3533	0,3272	17,4884	0,5126	16,9758	4,4165	-0,0058	0,3224	0,0729	0,073
-2	0	0,066	0,3011	0,3398	15,0876	-0,4229	15,5105	4,5623	0,0028	0,3308	0,0428	0,0725
0	2	0,211	0,9807	0,3526	12,6685	-1,3519	14,0204	4,6479	0,0092	0,337	0,0438	0,0725
2	4	0,356	1,6858	0,3681	10,2339	-2,2809	12,5148	4,7355	0,0159	0,3457	0,0446	0,073
4	6	0,502	2,422	0,3765	7,7869	-3,2163	11,0032	4,8247	0,0207	0,3498	0,0412	0,0725
6	8	0,647	3,1749	0,383	5,3303	-4,1453	9,4757	4,9071	0,0223	0,3558	0,0344	0,0725
8	10	0,792	3,941	0,4006	2,8673	-5,0743	7,9416	4,976	0,0273	0,3682	0,0345	0,074
10	12	0,94	4,7422	0,4348	0,4008	-6,0226	6,4234	5,0449	0,031	0,3985	0,033	0,079
12	14	1,098	5,6118	0,438	-2,0662	-7,0349	4,9686	5,111	0,0367	0,3961	0,0334	0,0775
14	16	1,253	6,4878	0,3649	-4,5307	-8,028	3,4972	5,1778	0,0495	0,3107	0,0395	0,06
16	18	1,373	7,2177	0,0995	-6,9897	-8,7968	1,8071	5,2569	0,041	0,0578	0,0299	0,011
18	20	1,395	7,4167	-0,4844	-9,4402	-8,9378	-0,5024	5,3166	-0,1035	-0,3918	-0,0742	-0,0737
20	22	1,2476	6,4478	-0,4844	-11,8791	-7,9934	-3,8858	5,1682	-0,0926	-0,3809	-0,0742	-0,0737

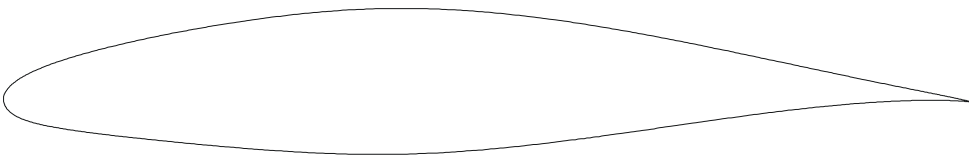
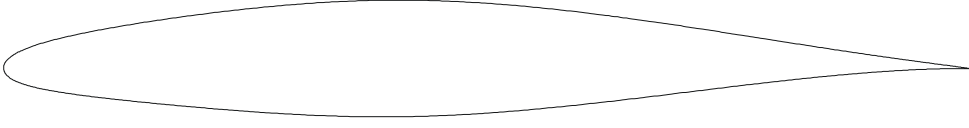


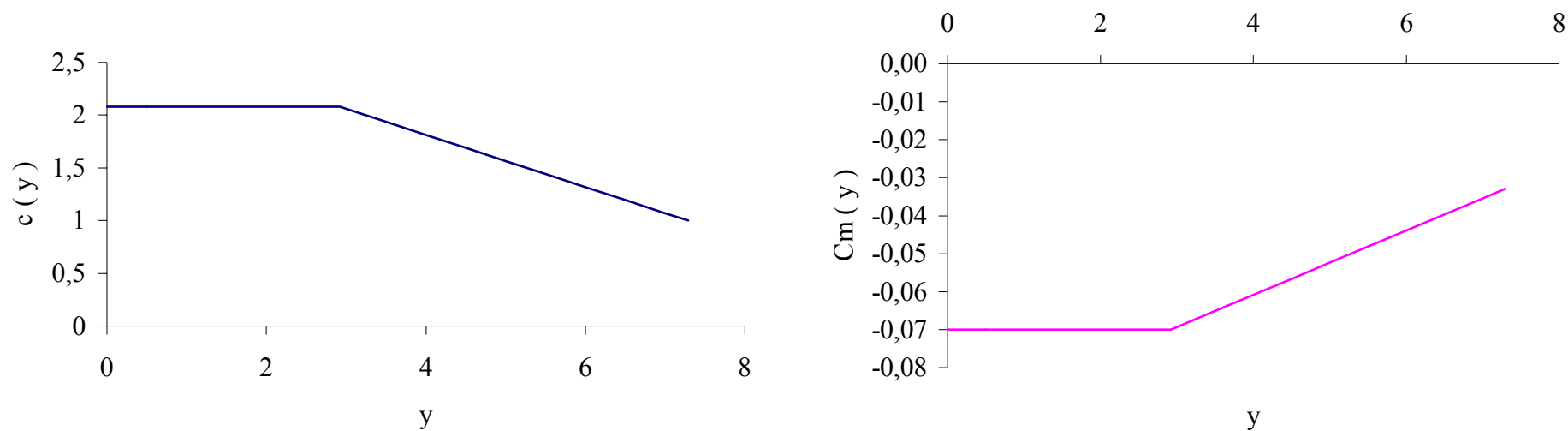


STABILITÀ LONGITUDINALE

Caratteristiche dell'ala



Caratteristiche				Profilo scelto alla radice NACA 64 – 415
sezione	y [m]	η	sverg. (°)	
A	0	0	0	
B	2,92	0,40	0	
C	7,29	1,00	-2	Profilo scelto all'estremità NACA 64 – 212
$R = 8,30$	$S = 25,64 \text{ m}^2$	$b = 14,58 \text{ m}$	$\lambda = 0,481$	
c_{root}	2,08 m	$C_{m \text{ root}}$	-0,070	
c_{tip}	1,00 m	$C_{m \text{ tip}}$	-0,033	
grad c	0,247	grad C_m	-0,00847	

Coefficiente di momento del profilo medio

Il coefficiente di momento del profilo medio è pari a:

$$CMA = \frac{\int c^2(y) dy}{\frac{S}{2}} = 1,893 \quad \Rightarrow \quad C_{m\,pm} = \frac{\int_0^{b/2} C_m(y) \cdot c^2(y) \cdot dy}{CMA \cdot \frac{S}{2}} = -0,0641$$

Coefficiente di momento

Il coefficiente di momento dell'ala si determina con la relazione seguente:

$$C_{m\text{ ala}} = E \cdot C_{m\text{ pm}} - G \cdot \varepsilon \cdot (C_{L\alpha})_{\text{pm}} \cdot \left(\frac{b}{p}\right) \cdot \lambda \cdot \text{tg}\beta = -0,0683$$

dove $E=1,065$ e $G=0,023$ sono dei valori diagrammati in funzione del rapporto di rastremazione (vedi pag. 19 Abbott) e p è il semiperimetro alare. Il secondo termine è nullo poiché β_{BC} , l'angolo della congiungente i centri aerodinamici dei profili B e C è nullo, ottenendo così:

$$\text{tg}\beta = \frac{\text{tg}\beta_{BC} \cdot S_T}{\frac{S}{2}} = 0$$

Posizionamento della corda media aerodinamica

	adim	m		adim	m
$X_{BA\text{ root}}$	0	0	$X_{CA\text{ root}}$	0,265	0,551
$X_{BA\text{ tip}}$	0	0	$X_{CA\text{ tip}}$	0,262	0,262
grad X_{BA}		0	grad X_{CA}		0,0662

La distanza della CMA dal bordo di attacco del profilo in mezzzeria è data dall'integrale: $X_{BA}^* = \frac{\int_0^{b/2} X_{BA}^*(y) \cdot c(y) dy}{\frac{S}{2}} = 0$

La distanza del CA dell'ala dal CA del profilo in mezzzeria è data dall'integrale: $X_{CA\text{ ala}}^* = \frac{\int_0^{b/2} X_{CA}^*(y) \cdot c(y) dy}{\frac{S}{2}} = -0,061 \text{ m}$

Le funzioni lungo la apertura delle ali sono pari:

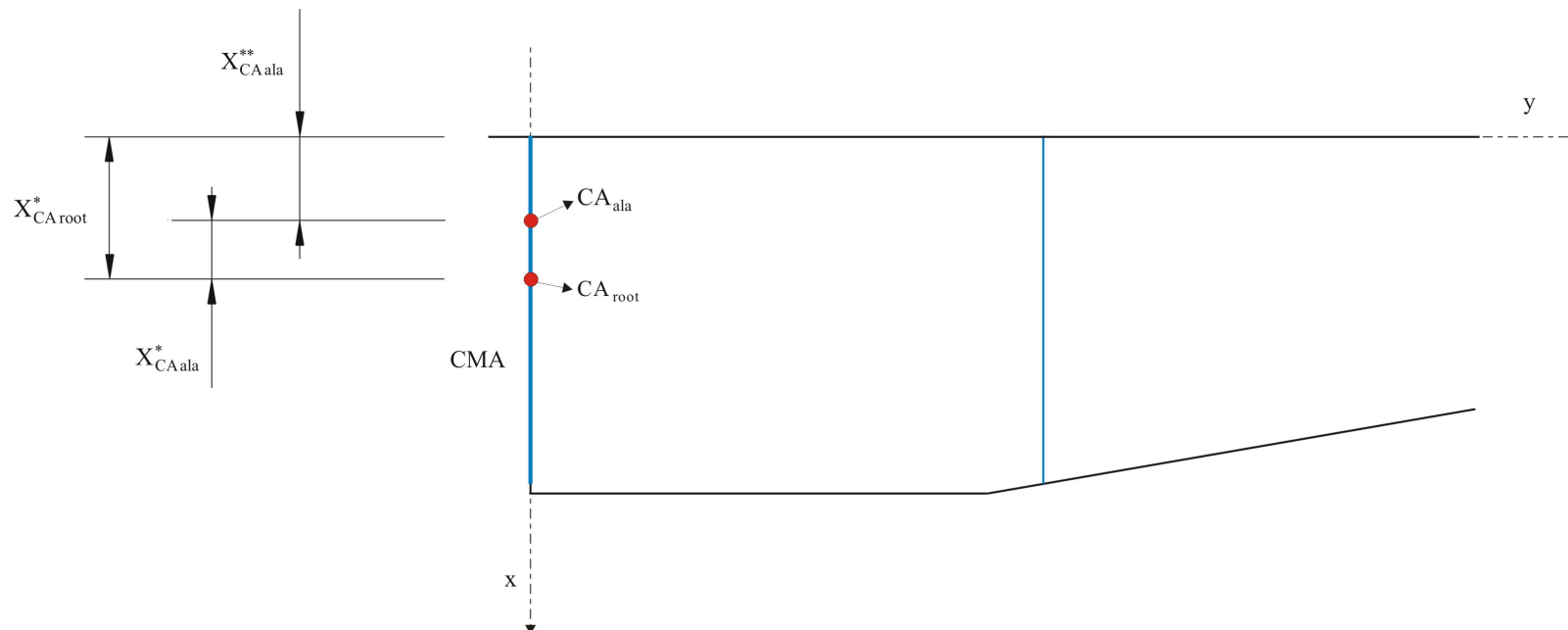
$$X_{BA}^*(y) = \begin{cases} 0 & 0 \leq y \leq 7,29 \text{ m} \end{cases}$$

$$X_{CA}^*(y) = \begin{cases} 0,265 \cdot c_{\text{root}} & 0 \leq y \leq 2,92 \text{ m} \\ (0,265 \cdot c_{\text{root}}) - 0,0662 \cdot (y - 2,92) & 2,92 \leq y \leq 7,29 \text{ m} \end{cases}$$

$$c(y) = \begin{cases} 2,08 & 0 \leq y \leq 2,92 \text{ m} \\ 2,08 - 0,247 \cdot (y - 2,92) & 2,92 \leq y \leq 7,29 \text{ m} \end{cases}$$

La distanza del CA dell'ala al bordo di attacco è data dalla relazione: $X_{CA\text{ala}}^{**} = X_{CA\text{root}}^* + X_{CA\text{ala}}^* - X_{BA}^* = 0,490 \text{ m}$

La frazione della CMA a cui è posto il centro aerodinamico dell'ala è: $X_{CA\text{ala}} = \frac{X_{CA\text{ala}}^{**}}{\text{CMA}} = 0,259$

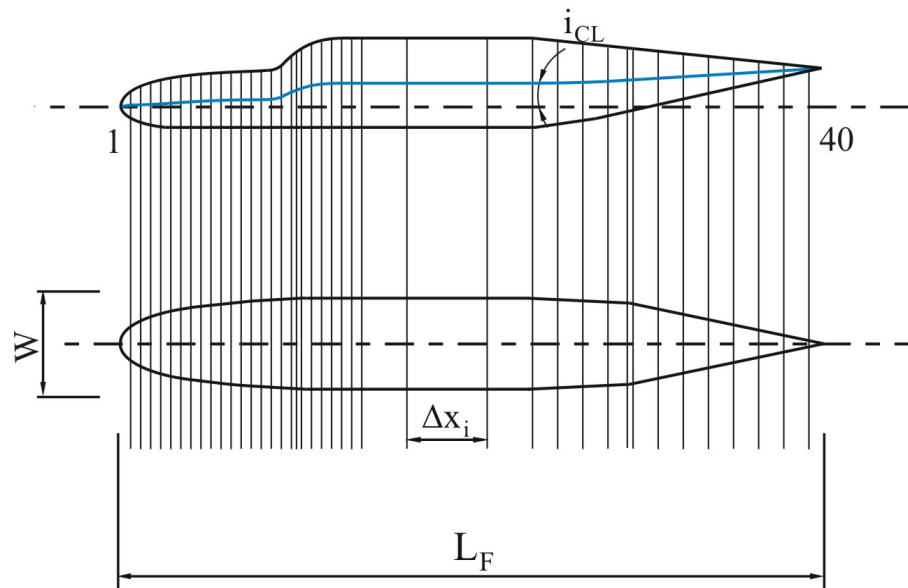


COEFFICIENTI DI MOMENTO DEL VELIVOLO PARZIALE

Con il termine velivolo parziale si intende tutto il velivolo escludendo il piano di coda orizzontale. Il coefficiente di beccheggio del velivolo parziale è dato da quello dell'ala isolata sommato a un termine $\Delta C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \cdot \alpha$ dovuto alla presenza della fusoliera e delle gondole motore.

C_{m_0} fusoliera

Per determinare il termine costante del coefficiente di momento è necessario definire la geometria della fusoliera e dividerla in parti di ampiezza Δx_i .



Il C_{m_0} della fusoliera è dato dalla sommatoria:

$$(C_{m_0})_F = \frac{k_2 - k_1}{36,5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{n=1}^{40} (w_n)_F^2 \cdot [\alpha_{0ala} + (i_{CLn})_F] \cdot \Delta x_n$$

dove k_1 e k_2 sono delle costanti il cui valore è diagrammato in funzione della snellezza della fusoliera e α_{0ala} è l'incidenza di portanza nulla dell'ala rispetto al riferimento della fusoliera.

Parametri geometrici fusoliera					
L_F	13,98 m	$\lambda_F = L_F/d_F$	7,247410768	$k_2 - k_1$	0,90
S_F	2,922392 m ²	d_F	1,928964764		

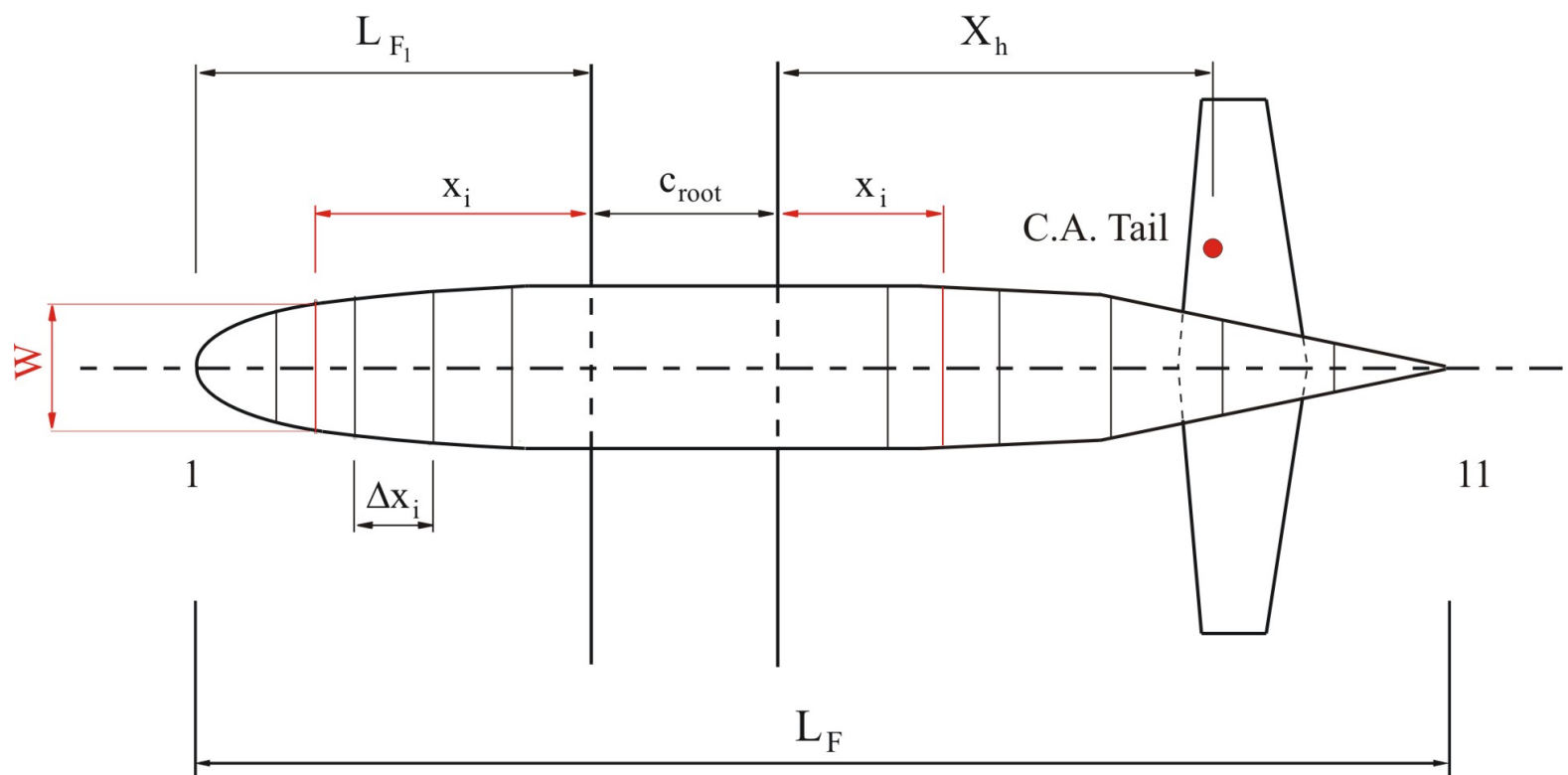
i_w	2°	$C_{L\alpha_w}$	0,072637
α_o ala isol.	-0,9046	α_o ala	-2,9046

n	ΔX	W	W ²	i_{CL}	α_o ala + i_{CL}	$W^2 \cdot (\alpha_o \text{ ala} + i_{CL}) \cdot \Delta X$	n	ΔX	W	W ²	i_{CL}	α_o ala + i_{CL}	$W^2 \cdot (\alpha_o \text{ ala} + i_{CL}) \cdot \Delta X$
	m		m ²		°			m		m ²		°	
1	0,2	0,66101	0,436934	-9,92	-12,82456161	-1,120697965	22	0,2	1,8	3,24	-4,15	-7,054561612	-4,571355925
2	0,2	0,90996	0,828027	-0,94	-3,844561612	-0,636680319	23	0,2	1,8	3,24	-0,5	-3,404561612	-2,206155925
3	0,2	1,08635	1,180156	-2,12	-5,024561612	-1,185953631	24	0,2	1,8	3,24	0	-2,904561612	-1,882155925
4	0,2	1,22234	1,494115	-2,88	-5,784561612	-1,728560142	25	0,9	1,8	3,24	0	-2,904561612	-8,46970166
5	0,2	1,3305	1,77023	-4,1	-7,004561612	-2,479937371	26	1,597	1,8	3,24	0	-2,904561612	-15,02901506
6	0,2	1,41729	2,008711	-3,93	-6,834561612	-2,745731742	27	0,903	1,8	3,24	0	-2,904561612	-8,497933999
7	0,2	1,4865	2,209682	-3,63	-6,534561612	-2,887860961	28	0,5	1,78951	3,202346	0	-2,904561612	-4,650705688
8	0,2	1,53889	2,368182	-3,4	-6,304561612	-2,98607041	29	0,5	1,7416	3,033171	-0,5	-3,404561612	-5,163308026
9	0,2	1,58208	2,502977	-3	-5,904561612	-2,955796531	30	0,5	1,69369	2,868586	-1,3	-4,204561612	-6,030572901
10	0,2	1,61807	2,618151	-2,33	-5,234561612	-2,740974046	31	0,407	1,64577	2,708559	-2,27	-5,174561612	-5,704351182
11	0,2	1,64886	2,718739	-1,72	-4,624561612	-2,51459548	32	0,0929	1,60676	2,581678	-3,48	-6,384561612	-1,531259582
12	0,2	1,67638	2,81025	-1,02	-3,924561612	-2,205799779	33	0,5	1,57143	2,469392	-3,48	-6,384561612	-7,882993466
13	0,2	1,70255	2,898677	-0,29	-3,194561612	-1,852000136	34	0,5	1,36357	1,859323	-3,48	-6,384561612	-5,935481588
14	0,2	1,72018	2,959019	-0,44	-3,344561612	-1,979324427	35	0,5	1,15571	1,335666	-3,48	-6,384561612	-4,263819671
15	0,2	1,73781	3,019984	-1,54	-4,444561612	-2,684500632	36	0,5	0,94785	0,89842	-3,48	-6,384561612	-2,868007717
16	0,2	1,75544	3,08157	-8,78	-11,68456161	-7,201357956	37	0,5	0,73999	0,547585	-3,48	-6,384561612	-1,748045724
17	0,2	1,77308	3,143813	-17,55	-20,45456161	-12,86106206	38	0,5	0,53212	0,283152	-3,48	-6,384561612	-0,903899719
18	0,2	1,79071	3,206642	-25,65	-28,55456161	-18,31285305	39	0,5	0,32426	0,105145	-3,48	-6,384561612	-0,335650921
19	0,2	1,8	3,24	-21,98	-24,88456161	-16,12519592	40	0,28	0,1164	0,013549	-3,48	-6,384561612	-0,024221168
20	0,2	1,8	3,24	-16,09	-18,99456161	-12,30847592						Σ	-195,3344603
21	0,2	1,8	3,24	-9,63	-12,53456161	-8,122395925						C_{moF}	-0,0992840

C_{mα} della fusoliera

Seguendo l'impostazione riportata dal Roskam, per la parte anteriore vale:

$$\left(C_{m\alpha}\right)_F = \frac{\bar{q} \cdot C_{L\alpha W}}{36,5 \cdot 0,08} \cdot \left\{ \sum_{i=1}^{11} w_F^2 \cdot \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right) \cdot \Delta x_i \right\}$$



$$L_F = 13,98 \text{ m} \quad \Rightarrow \quad L_{F_1} = 4,40 \text{ m} \quad X_h = 4,86 \text{ m}$$

C_{mα} Fusoliera anteriore								
n	ΔX_i	X_i	W	W²	$\frac{\Delta X_i}{c_{root}}$	$\frac{X_i}{c_{root}}$	$\left(\overline{\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}} \right)$	$W^2 \cdot \left(\overline{\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}} \right) \cdot \Delta X$
	m			m²				
1	0,88	3,96	0,96	0,92		1,90	1,0625	0,860009338
2	0,88	3,08	1,47	2,17		1,48	1,124	2,142102985
3	0,88	2,20	1,64	2,69		1,06	1,1875	2,812003207
4	0,88	1,32	1,76	3,09		0,63	1,3125	3,571835308
5	0,88		1,80	3,24	0,42		2,5625	7,3062
							Σ	16,69215084
							C_{mα}	0,00855929

Nella tabella è riportata la distanza dal bordo di attacco dell'ala della sezione di mezzzeria di ciascun tronco di fusoliera x_i . Il suo valore diviso la corda alla radice, permette di ottenere dai diagrammi il valore medio di upwash $\left(\overline{\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}} \right)$. Inoltre:

$$\left(\overline{\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}} \right) = \left(\overline{\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}} \right) \cdot \frac{C_{L\alpha \text{ ala}}}{0,08}$$

Mentre per il tratto posteriore quest'ultimo calcolo cambia:

$$\left(\overline{\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}} \right) = \left[\frac{x_i}{X_h} \cdot \left(1 - \overline{\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}} \right) - 1 \right]$$

dove $\overline{\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}} = 0,353$ è il downwash ottenuto utilizzando il codice **DOWNWASH.EXE**.

$C_{m\alpha}$ Fusoliera posteriore							
n	X_i	ΔX_i	$\frac{X_i}{X_h}$	W	W^2	$\left(\frac{\overline{\partial \varepsilon_u}}{\partial \alpha} \right)$	$W^2 \cdot \left(\frac{\overline{\partial \varepsilon_u}}{\partial \alpha} + 1 \right) \cdot \Delta X$
	m			m	m^2		
6	0,625	1,25	0,13	1,80	3,24	0,083182311	0,336888359
7	1,875	1,25	0,39	1,80	3,23	0,249546933	1,007388691
8	3,125	1,25	0,64	1,68	2,82	0,415911555	1,466288055
9	4,375	1,25	0,90	1,33	1,76	0,582276177	1,278961505
10	5,625	1,25	1,16	0,81	0,65	0,748640798	0,611147392
11	6,875	1,25	1,41	0,29	0,08	0,91500542	0,096634922
						Σ	4,797308924
						$C_{m\alpha}$	0,00245993

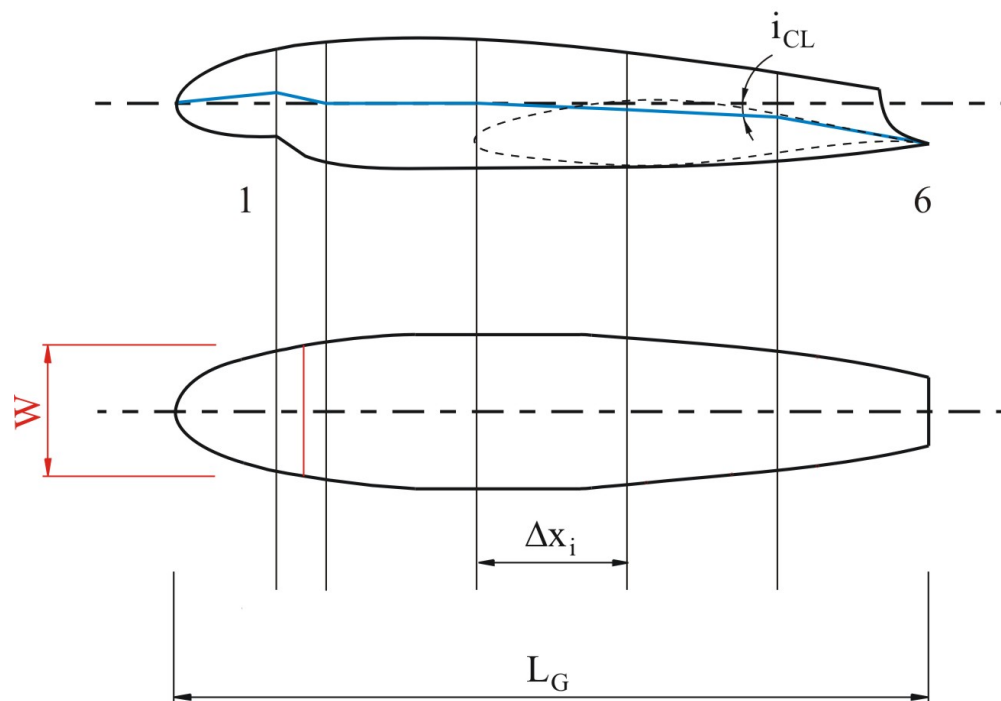
A questo punto si possono ricavare i risultati finali:

$$C_{m\alpha F} = C_{m\alpha \text{ ant}} + C_{m\alpha \text{ post}} = 0,0131676$$

C_{mo} gondole motori

La relazione che mi fornisce il C_{mo} di una gondola è analoga a quella vista per la fusoliera:

$$(C_{mo})_G = \frac{k_2 - k_1}{36,5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{n=1}^6 (w_n)_G^2 \cdot [\alpha_{0ala} + (i_{CL})_G] \cdot \Delta x$$



Parametri geometrici gondola					
L _G	4,04 m	λ _G = L _G /d _G	5,478754722	k ₂ - k ₁	0,81
S _G	0,452706 m ²	d _G	0,737393843		

C _{mo} gondole motori						
n	ΔX	W	W ²	i _{CL}	α _{o ala} + i _{C_L}	W ² · (α _{o ala} + i _{C_L}) · ΔX
	m		m ²	°		
1	0,53996	0,54861	0,300973	-5,71	-8,61456	-1,399981218
2	0,26804	0,6179	0,3818	12,3	9,395438	0,961508325
3	0,808	0,7	0,49	-0,1	-3,00456	-1,189566033
4	0,808	0,65815	0,433161	2,54	-0,36456	-0,127594533
5	0,808	0,52794	0,278721	2,84	-0,06456	-0,01453968
6	0,808	0,31111	0,096789	9,96	7,055438	0,551776635
					Σ	-1,218396506
					C _{mo}	-0,0005574

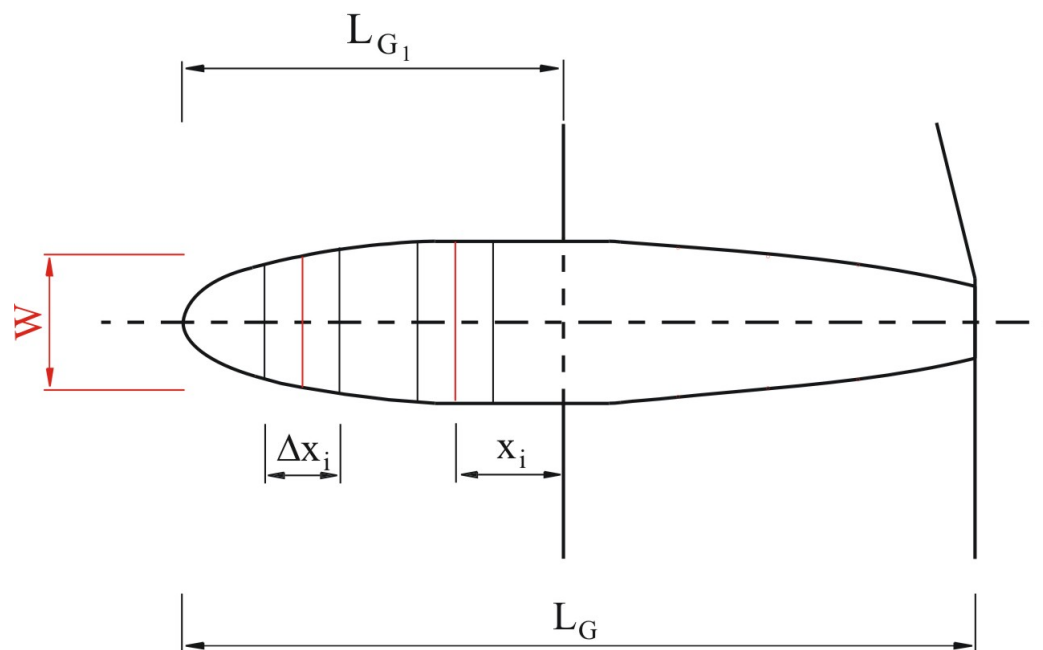
$$C_{moTOT} = 2 \cdot C_{mo} = -0,0011147$$

C_{mα} gondole motori

L'integrale è identico a quello calcolato per la fusoliera, però data la particolare gondola che è stata utilizzata, il C_{mα} è solo quello anteriore:

$$(C_{m\alpha})_G = \frac{\bar{q} \cdot C_{L\alpha w}}{36,5 \cdot 0,08} \cdot \left\{ \sum_{i=1}^5 w_G^2 \cdot \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right) \cdot \Delta x_i \right\}$$

$$L_G = 4,04 \text{ m} \quad \Rightarrow \quad L_{G_1} = 1,96 \text{ m}$$



C_{mα} gondole motori								
n	ΔX_i	X_i	W	W²	$\frac{\Delta X_i}{c_{root}}$	$\frac{X_i}{c_{root}}$	$\left(\frac{\partial \overline{\epsilon_u}}{\partial \alpha} \right)$	$W^2 \cdot \left(\frac{\partial \overline{\epsilon}}{\partial \alpha} \right) \cdot \Delta X$
	m			m ²				
1	0,392	1,764	0,36	0,13		0,85	1,2	0,060524341
2	0,392	1,372	0,56	0,32		0,66	1,26	0,156618511
3	0,392	0,980	0,65	0,43		0,47	1,42	0,236920323
4	0,392	0,588	0,70	0,49		0,28	1,61	0,3092488
5	0,392		0,70	0,49	0,19		3,6	0,691488
							Σ	0,00074598
							C_{mα}	0,00074598

$$C_{m\alpha \text{ TOT}} = 2 \cdot C_{m\alpha} = 0,001491965$$

C_m di fusoliera e gondole

Sommando i termini dovuti ai contributi di fusoliera e gondole si ha.

$$C_m = C_{m0F} + C_{m0G} + (C_{m\alpha F} + C_{m\alpha G}) \cdot \alpha = -0,1004 + 0,012511 \cdot \alpha$$

Centro aerodinamico del velivolo parziale

Per determinare il centro aerodinamico del velivolo parziale si impone la condizione:

$$\frac{\partial C_{mCA_{VP}}}{\partial \alpha} = 0$$

$$\text{con } C_{mCA_{VP}} = C_{mCA_{ala}} + C_{L\alpha} \cdot \alpha \cdot (X_{CA_{VP}} - X_{CA_{ala}}) + C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha$$

$$\text{Si ottiene: } (X_{CA_{VP}} - X_{CA_{ala}}) = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} = -0,1722 \quad \Rightarrow \quad \mathbf{X_{CA_{VP}} = 0,086757}$$

La distanza del centro aerodinamico del velivolo parziale dal bordo di attacco della CMA è pari:

$$\mathbf{X_{CA_{VP}}^* = X_{CA_{VP}} \cdot CMA = 0,164405 \text{ m}}$$

C_{mCA} del velivolo parziale

Il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale è dato:

$$\mathbf{C_{mCA_{VP}} = C_{mCA_{ala}} + C_{m0} = -0,1687}$$

DIMENSIONAMENTO PIANO DI CODA ORIZZONTALE

Per il dimensionamento del piano di coda si considerano due condizioni critiche:

1. *Minimo margine di stabilità con comandi liberi e baricentro massimo arretrato;*
2. *Equilibrio all'atterraggio con baricentro Massimo avanzato.*

Caratteristiche H tail			
l_t	6,450 m	λ_t	0,500
α_o	0,113	c_{root}	1,444 m
S_t	6,500 m ²	c_{tip}	0,722 m
S_e	2,600 m ²	AR_t	5,538
b_t	6,000 m	$(t/c)_t$	0,120

Caratteristiche flap (slotted)		
b_f	3,12 m	apertura
c_f / c	0,2	corda flap/corda
$\delta_{f \max}$	40°	angolo deflessione flap
$V_{S \text{ flap down}}$	34,60 m/s	

Per caratteristica ala flappata									
b_f/b_1	0,14	→	Dai grafici					a_g/a	1,021
b_f/b_2	0,36		J_1	1,67	ΔJ	2,65	→	ΔC_L	1,405
λ	0,481		J_2	4,32	δf	40		$\Delta C_{MAC\ f}$	-0,392
b_f/b	0,21		E'	0,26	Effetto suolo			$d\varepsilon/d\alpha$	0,3177
a_t	0,082088	S_e/S_t	0,2760591	Da grafici →	t	0,45	→	$C_{h\alpha}\ 3D$	-0,010215378
\overline{V}_t'	1,1	$c_{elevator}/c$	0,5892528		$C_{h\alpha}$	-0,014		$C_{h\delta}\ 3D$	-0,01629692
a	0,086123				$C_{h\delta}$	-0,018			

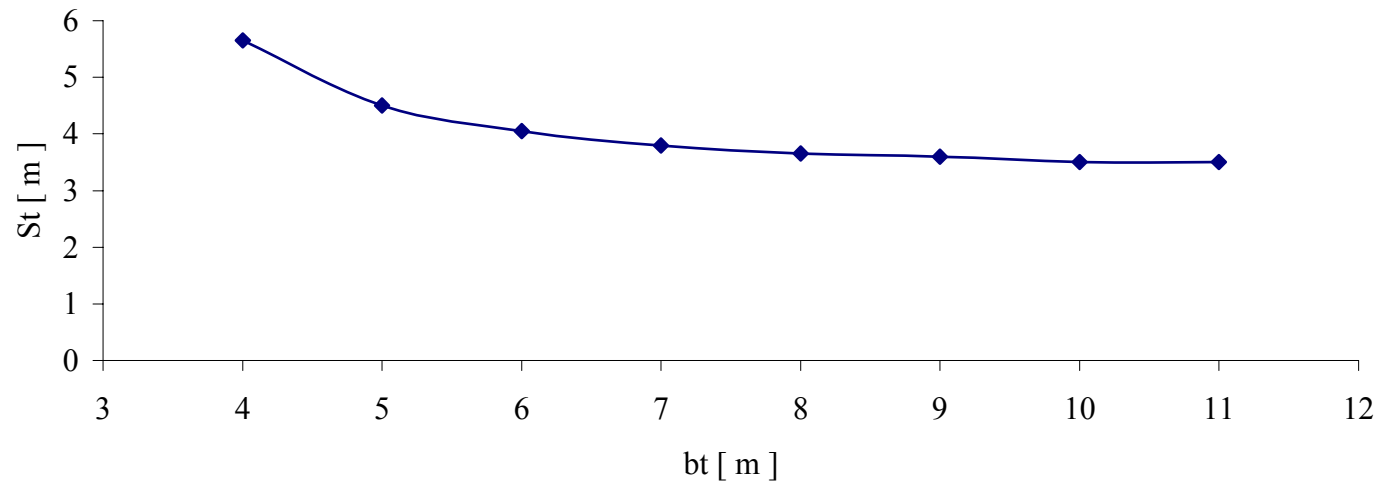
Condizione 1

Si considera l'equazione:

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_{LCL}} = X_a \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot \left(1 - \tau \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right) \cdot \bar{V}_t'$$

Si impone $\frac{\partial C_m}{\partial C_{LCL}} \leq -0.05$ con X_{CG} max arretrato, $\frac{a_t}{a} = \frac{a_o}{1 + \frac{57,3 \cdot a_o}{\pi \cdot A_t}}$ e $\bar{V}_t' = \frac{S_t \cdot \ell_t}{S \cdot c}$. Risolvendo l'equazione $f(S_t, b_t)$ si ottiene una prima

limitazione, al disotto della quale non si deve stare.

CONDIZIONE 1

Condizione 2

L'equazione per la condizione di equilibrio è:

$$C_m = C_{m_{ACVP}} + \left[X_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \bar{V}_t' \right] \cdot C_L - a_t \cdot \bar{V}_t' \cdot \alpha_{to}$$

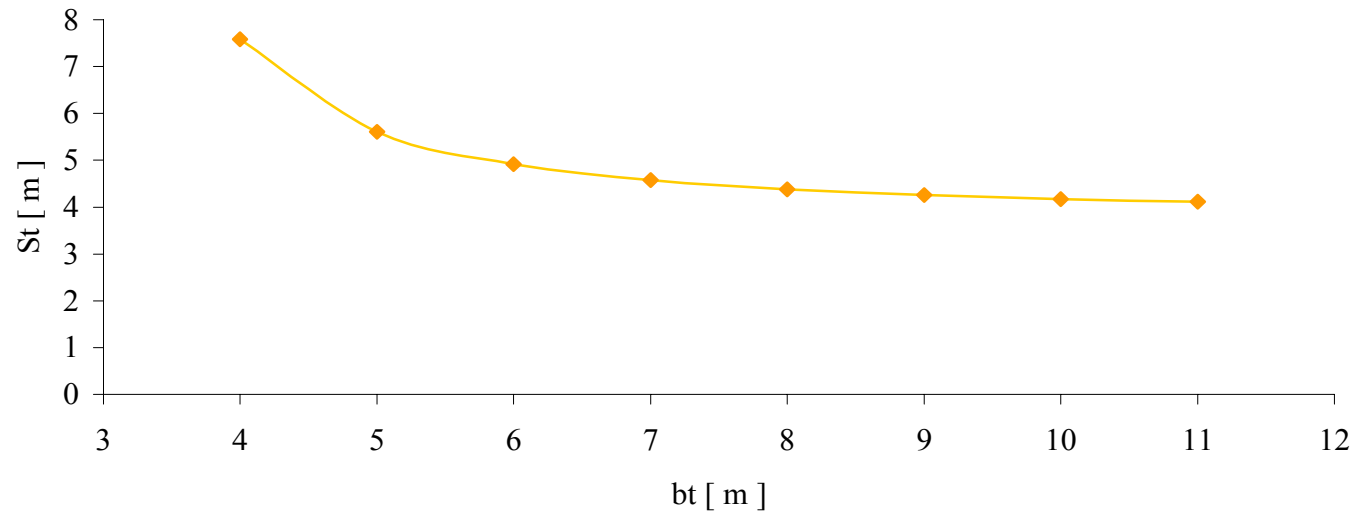
con: $\alpha_{to} = k \cdot (i_t \cdot \alpha_{ow}) = -k \cdot \Gamma_e$ e $i_t = i_{to} + \tau \cdot \delta_e$

Sostituendo si ottiene:

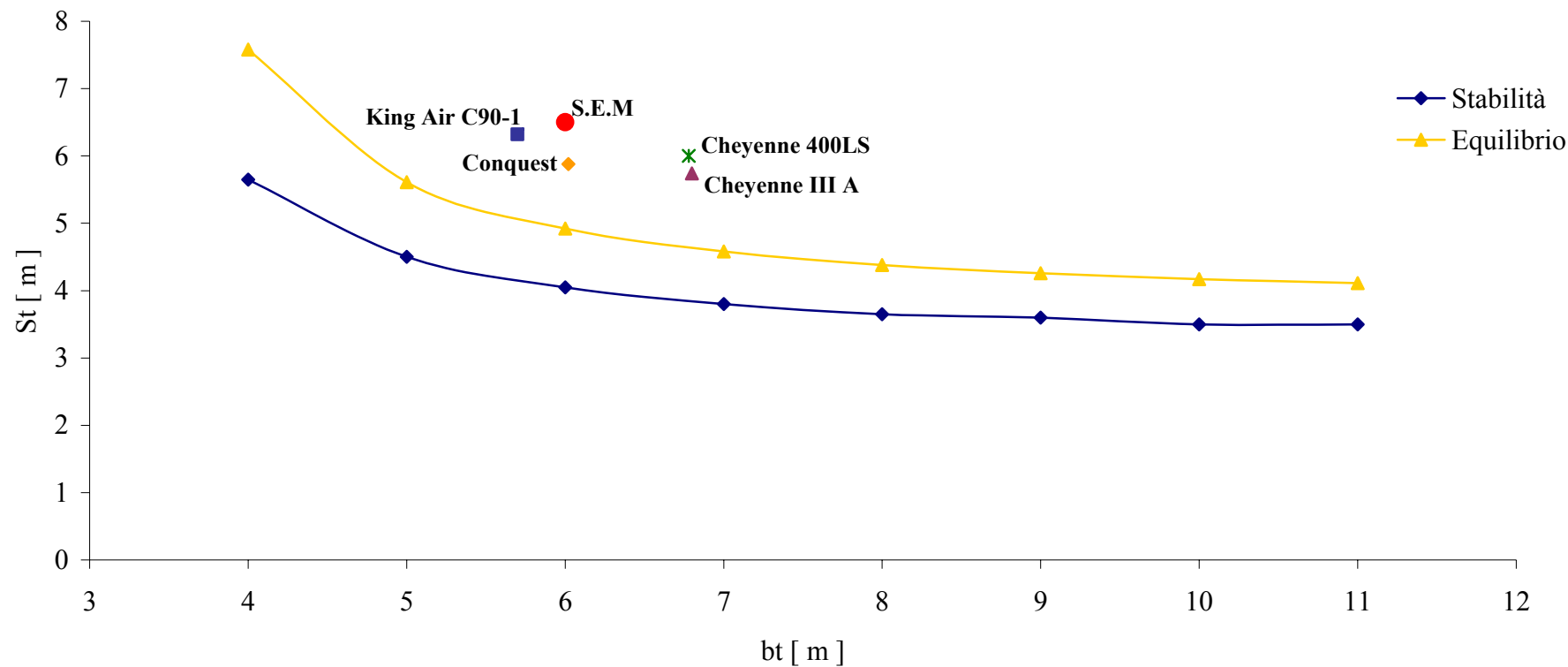
$$C_m = 0 = C_{m_{ACVP}} + \left[X_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \bar{V}_t' \right] \cdot C_{Le} - a_t \cdot \bar{V}_t' \cdot k \cdot [i_{to} + \tau \cdot \delta_e - \alpha_{ow}]$$

Usando questa equazione si ottiene una relazione $f(S_t, b_t)$, con la quale si riesce a tracciare la seconda curva limitativa. La scelta del punto S_t, b_t dovrà essere necessariamente al di sopra delle due curve limitative.

CONDIZIONE 2



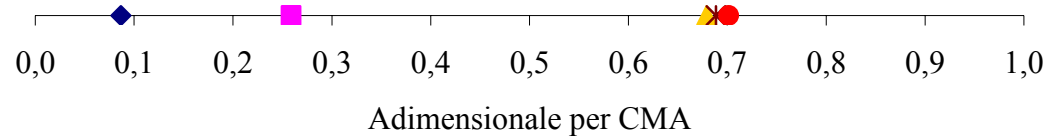
Dimensionamento impennaggio orizzontale



Confronto tra i velivoli simili			
Velivoli	S_t [m ²]	V_h	c_h/c_e
SEM	6,50	0,86	0,40
Beechcraft King A.M C90-A	6,32	0,91	0,42
Beechcraft King A.M F90-1	6,32	0,91	0,42
Cessna Conquest II	5,88	0,90	0,43
Piper Cheyenne III A	5,74	0,68	0,35/0,44
Piper Cheyenne 400LS	5,74	0,68	0,35/0,44

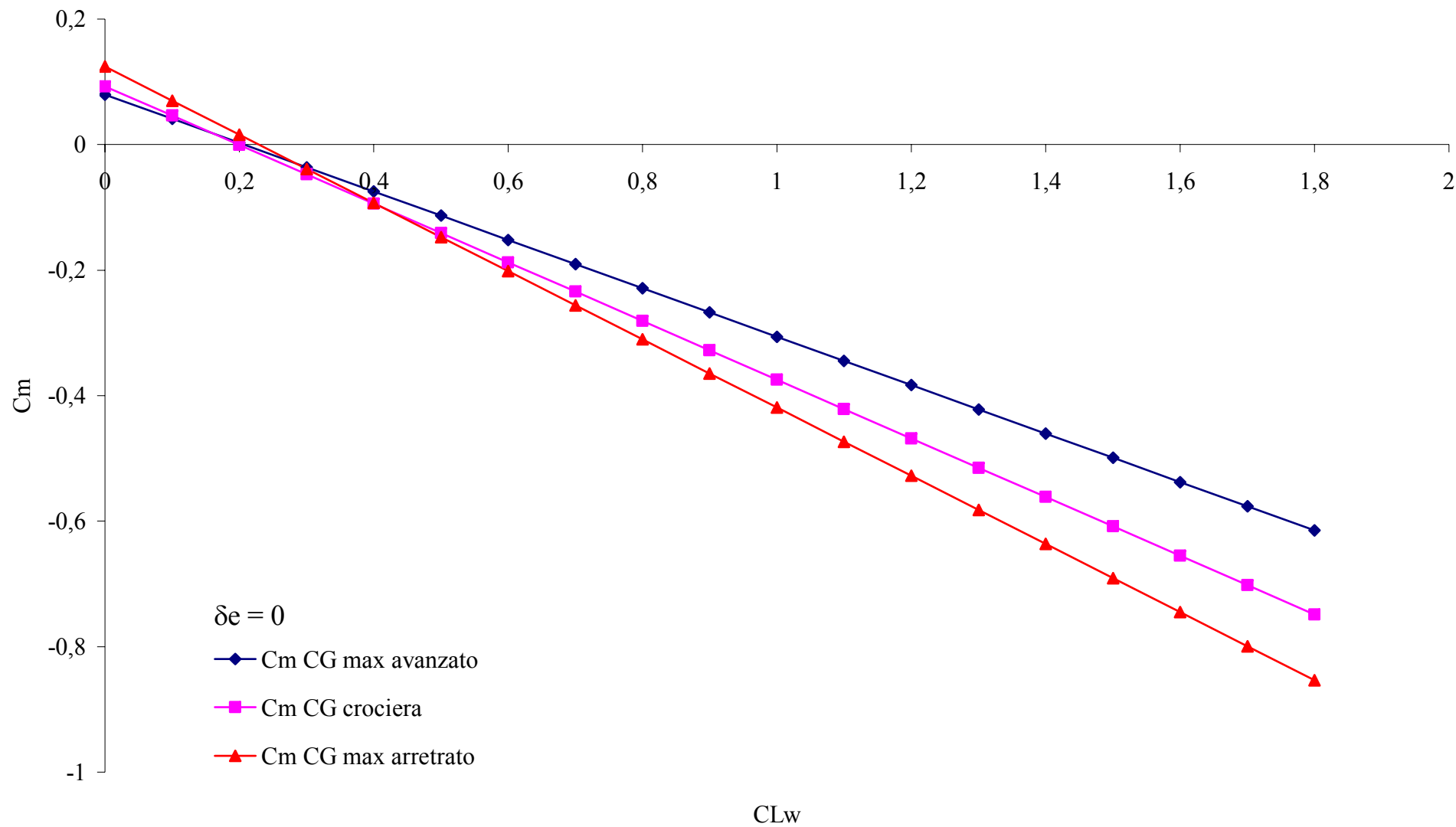
ANALISI DI STABILITÀ TRATTAZIONE CLASSICA

- ◆ Xca velivolo parziale
- Xca ala
- ▲ No C.g max avanzato
- ✕ No C.g crociera
- No C.g max arretrato



$X_{CGA} = 0,300$					
C_{mo}	0,0768	Indice di stabilità	-0,379	ℓ_t	6,05
N_o	0,679	Effetto stabilizzante di coda	0,592	V_t	0,810
$X_{CGA} = 0,250$					
C_{mo}	0,0806	Indice di stabilità	-0,438	ℓ_t	6,14
N_o	0,688	Effetto stabilizzante di coda	0,429	V_t	0,823
$X_{CGA} = 0,180$					
C_{mo}	0,0860	Indice di stabilità	-0,521	ℓ_t	6,27
N_o	0,701	Effetto stabilizzante di coda	0,442	V_t	0,841

Analisi di stabilità



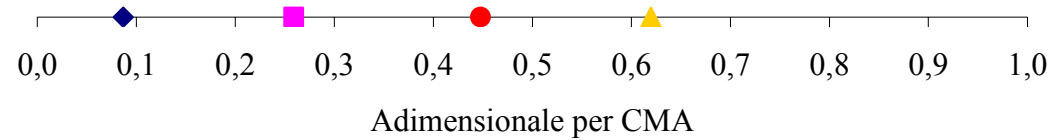
ANALISI DI STABILITÀ NUOVA TRATTAZIONE

◆ Xca velivolo parziale

■ Xca ala

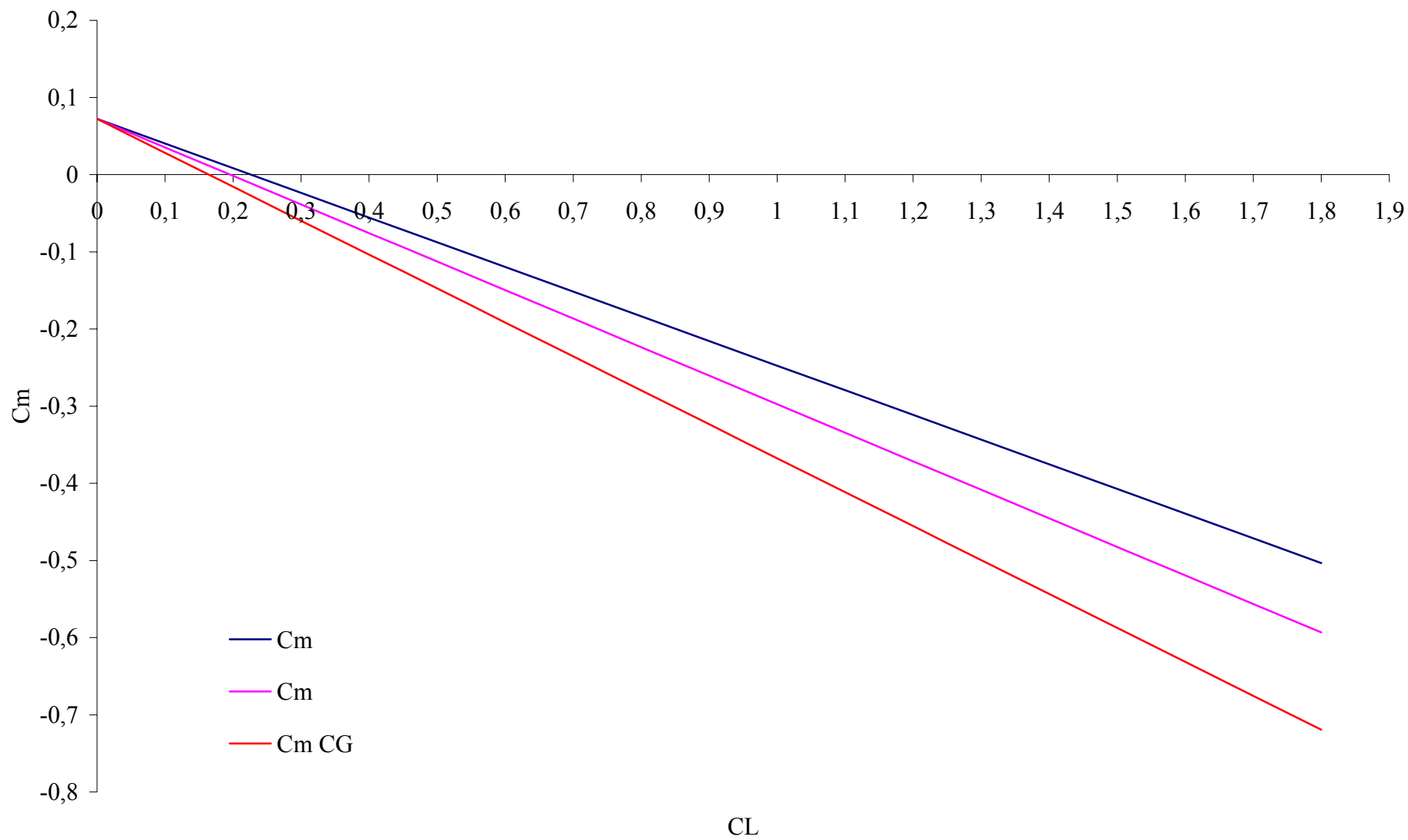
▲ No comandi bloccati

● No' comandi liberi

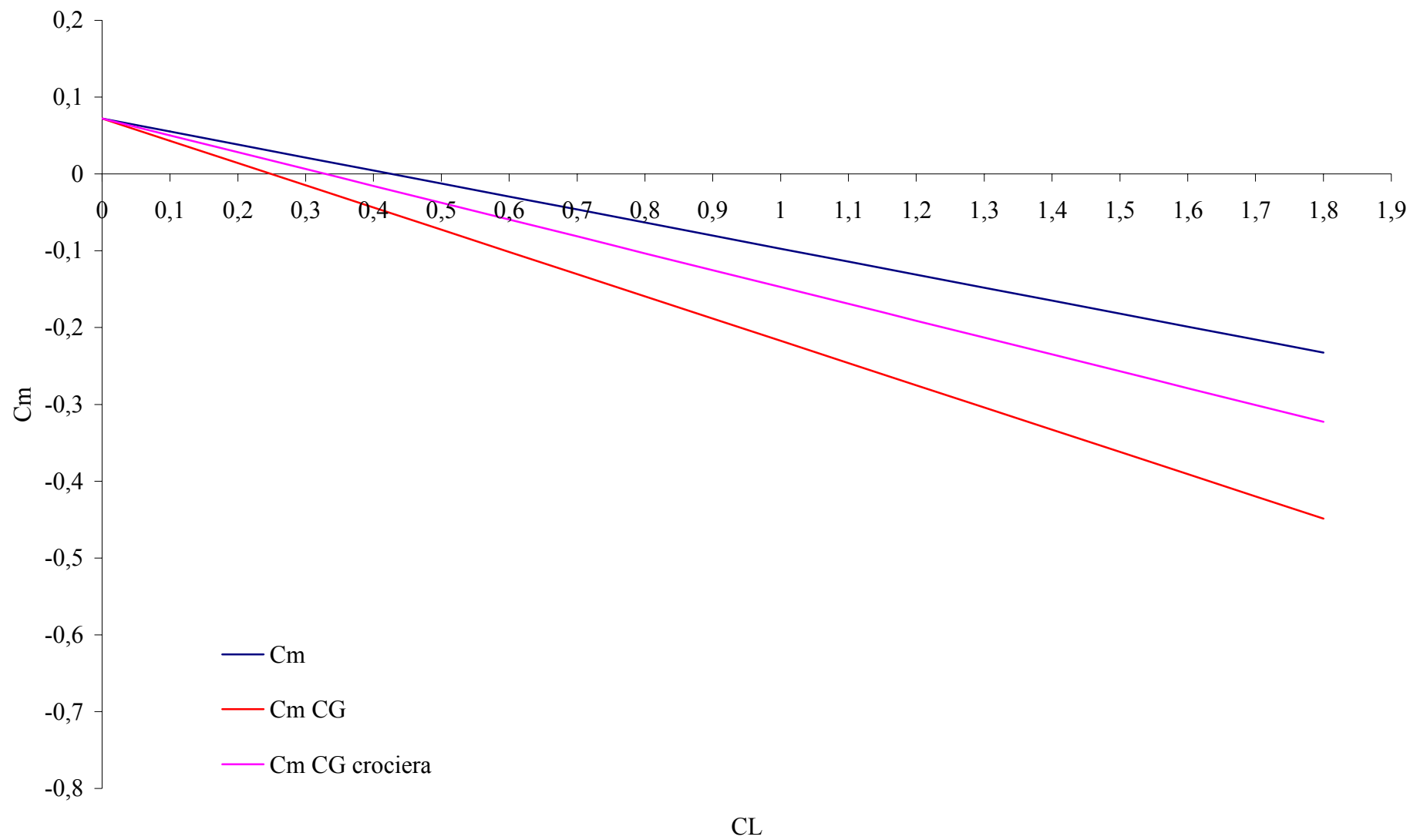


Nuova trattazione			
V_t	C_{mo}	N_o	N'_o
0,864	0,0722	0,620	0,448

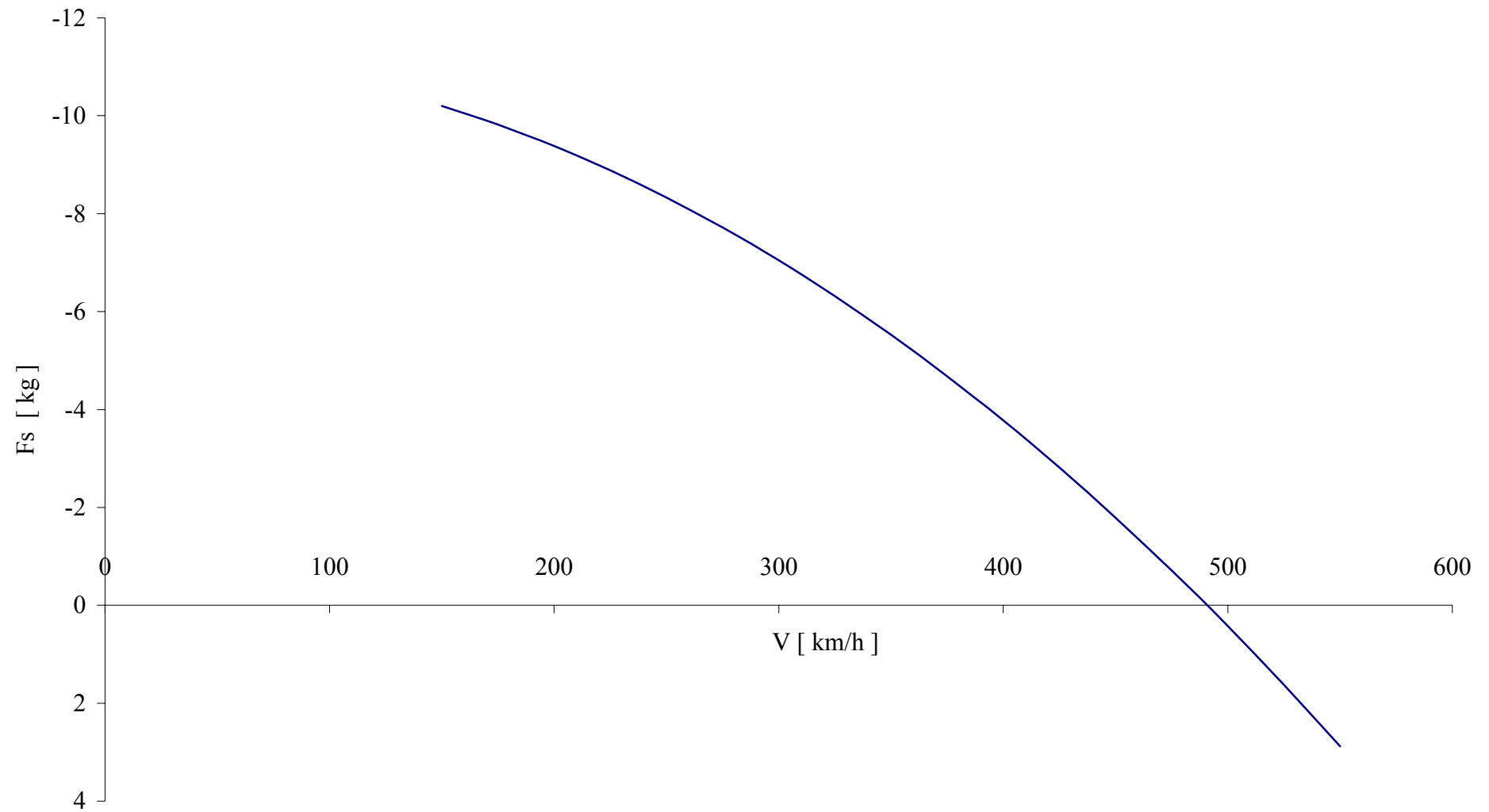
Comandi bloccati



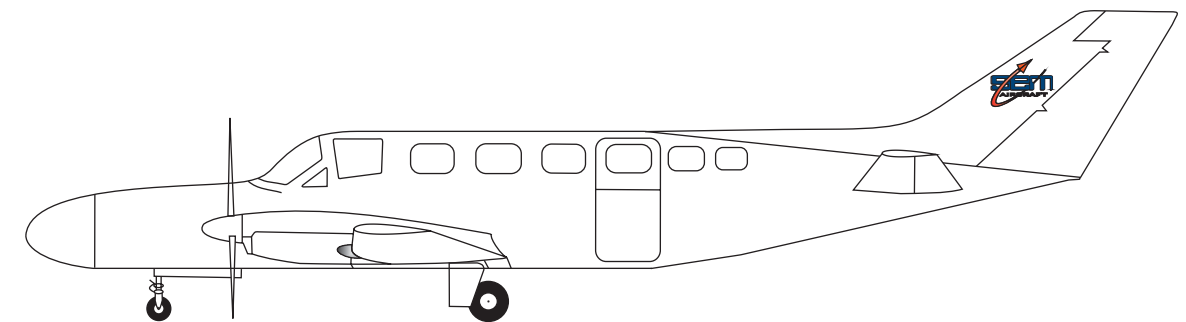
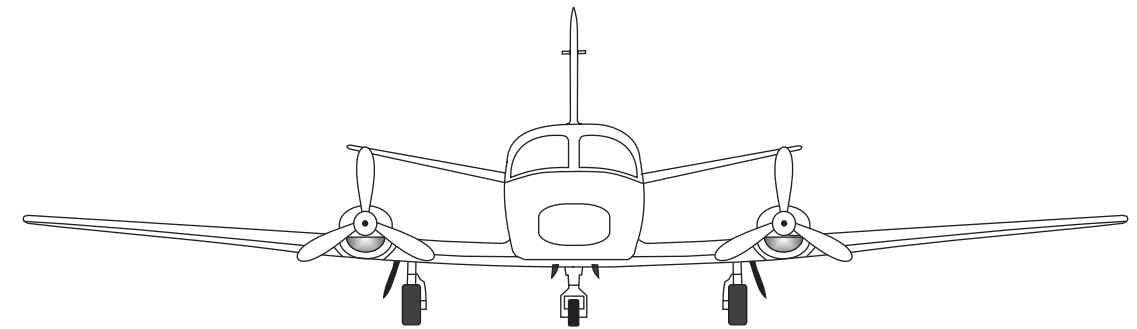
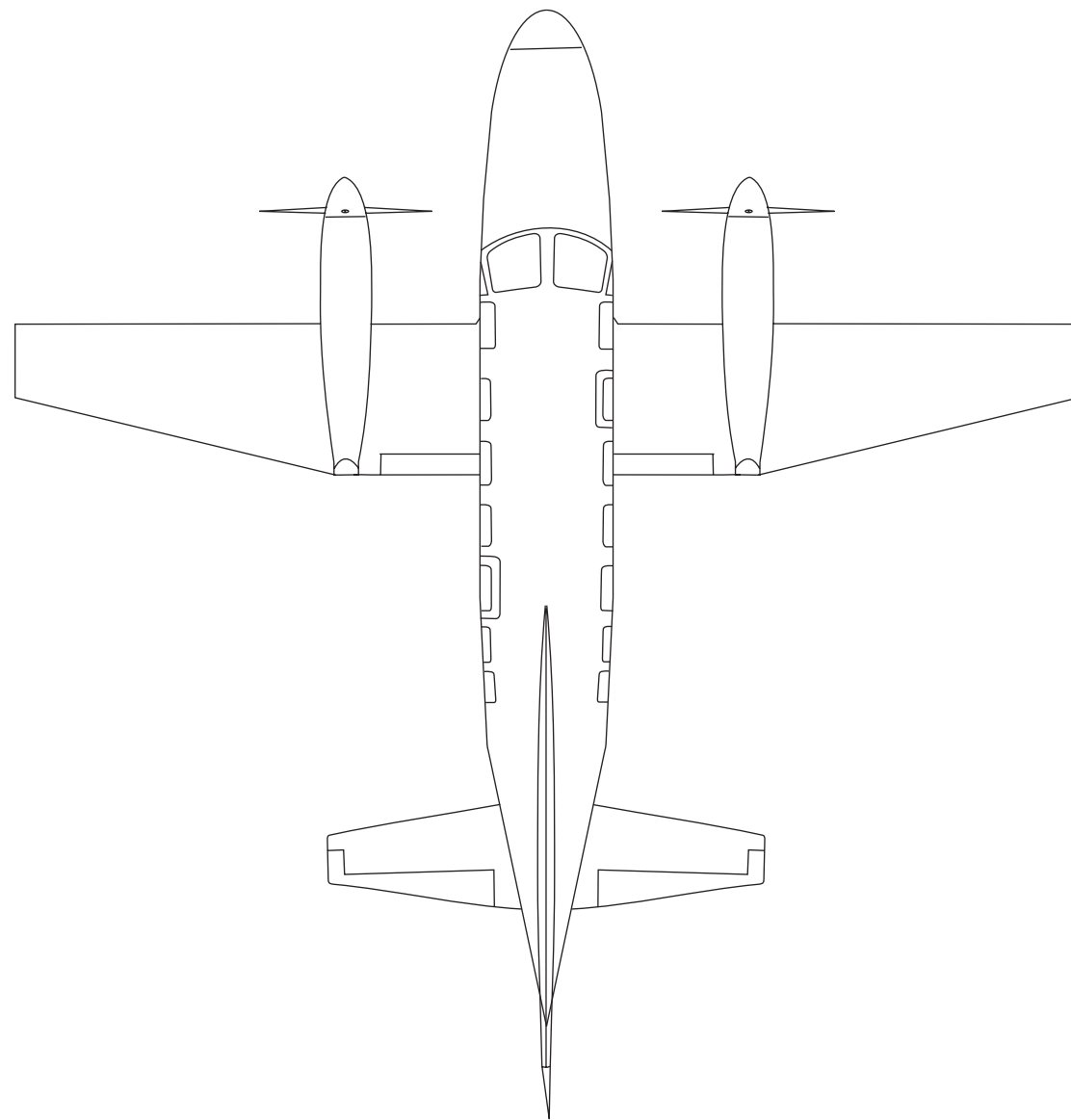
Comandi liberi



Sforzi di barra



S.E.M. Aircraft



Scala 1:100