

L'architettura generale del velivolo e le sue dimensioni principali risultano dalle Figg. 1.1.1.1, 2, 3.

Dati di peso e centraggio

		<u>Peso</u> (Kg)	<u>Centraggio</u> (% corda media aerod.)
Velivolo a vuoto		1300	33,2
Pesi limiti di progetto	Massimo	2000	24,0
secondo Norma R.A.I. 223.25	Minimo	1386	28
Peso massimo di progetto al- l'atterraggio		2000	

Centraggi limiti operativi

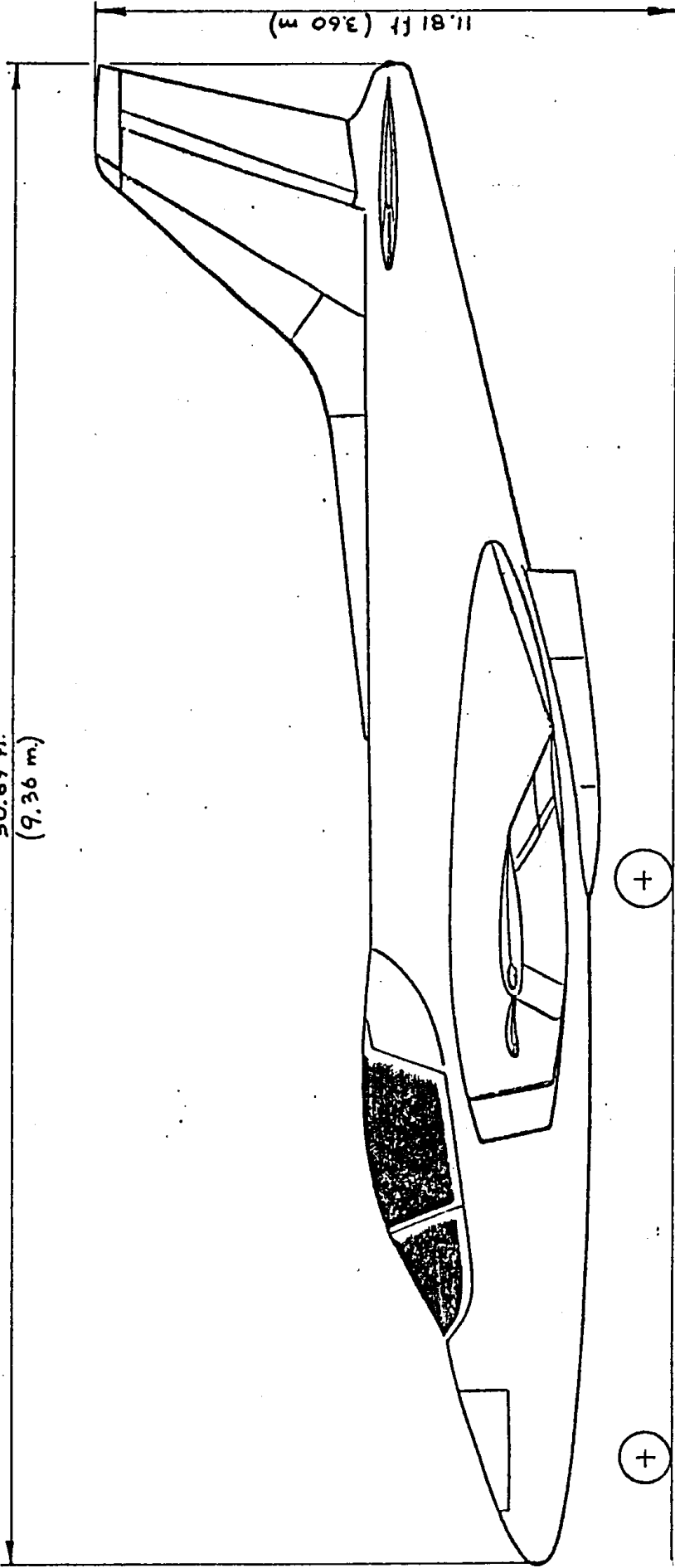
massimo avanzato : 22% CMA

massimo arretrato : 29% CMA

SIDE VIEW

30.69 ft.
(9.36 m.)

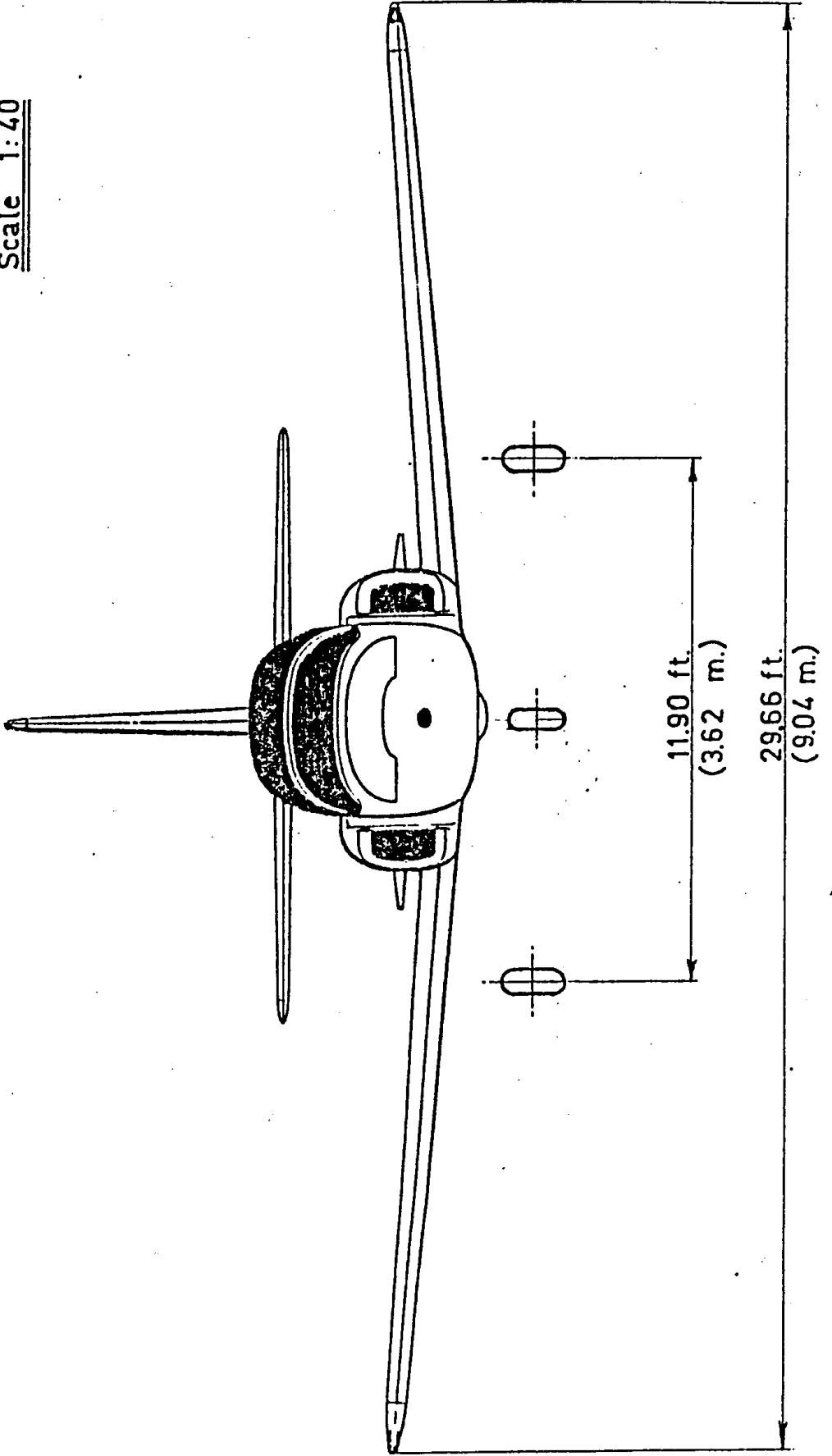
11.81 ft (3.60 m)

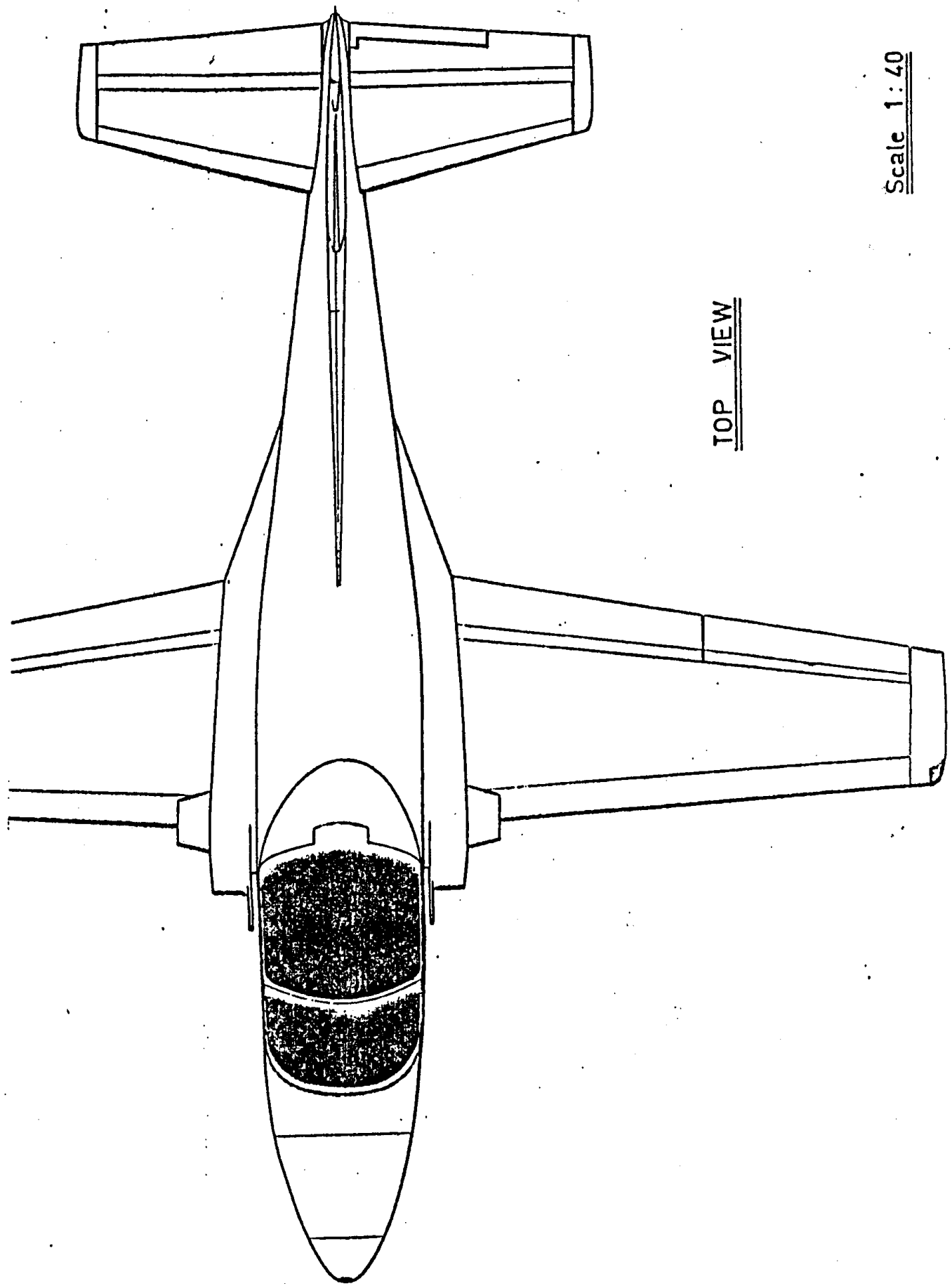


Scale 1:40

FRONT VIEW

Scale 1:40

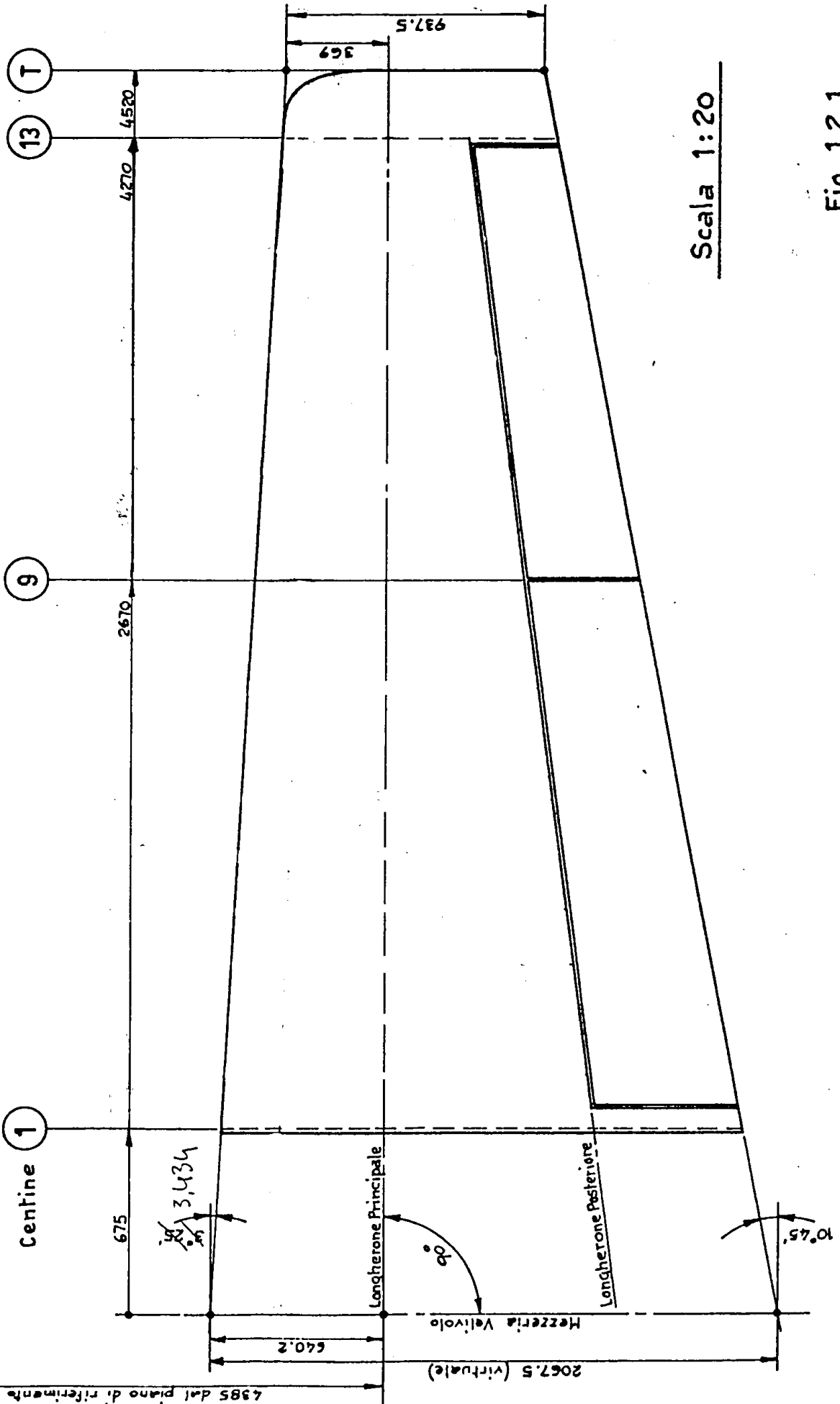




TOP VIEW

Scale 1:40

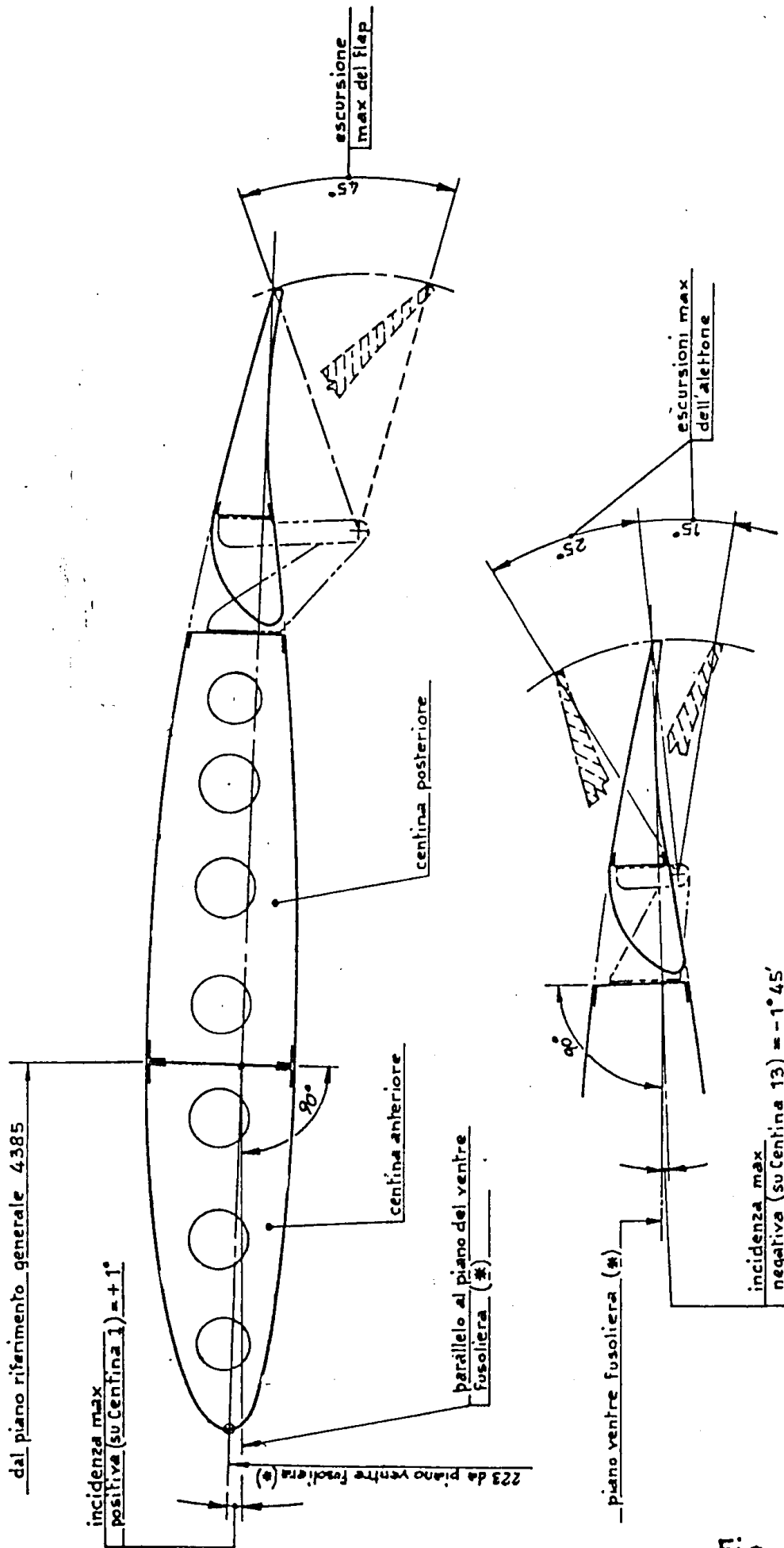
PIANTA SCHEMATICA DELL'ALA



Scala 1:20

Fig. 1.2.1

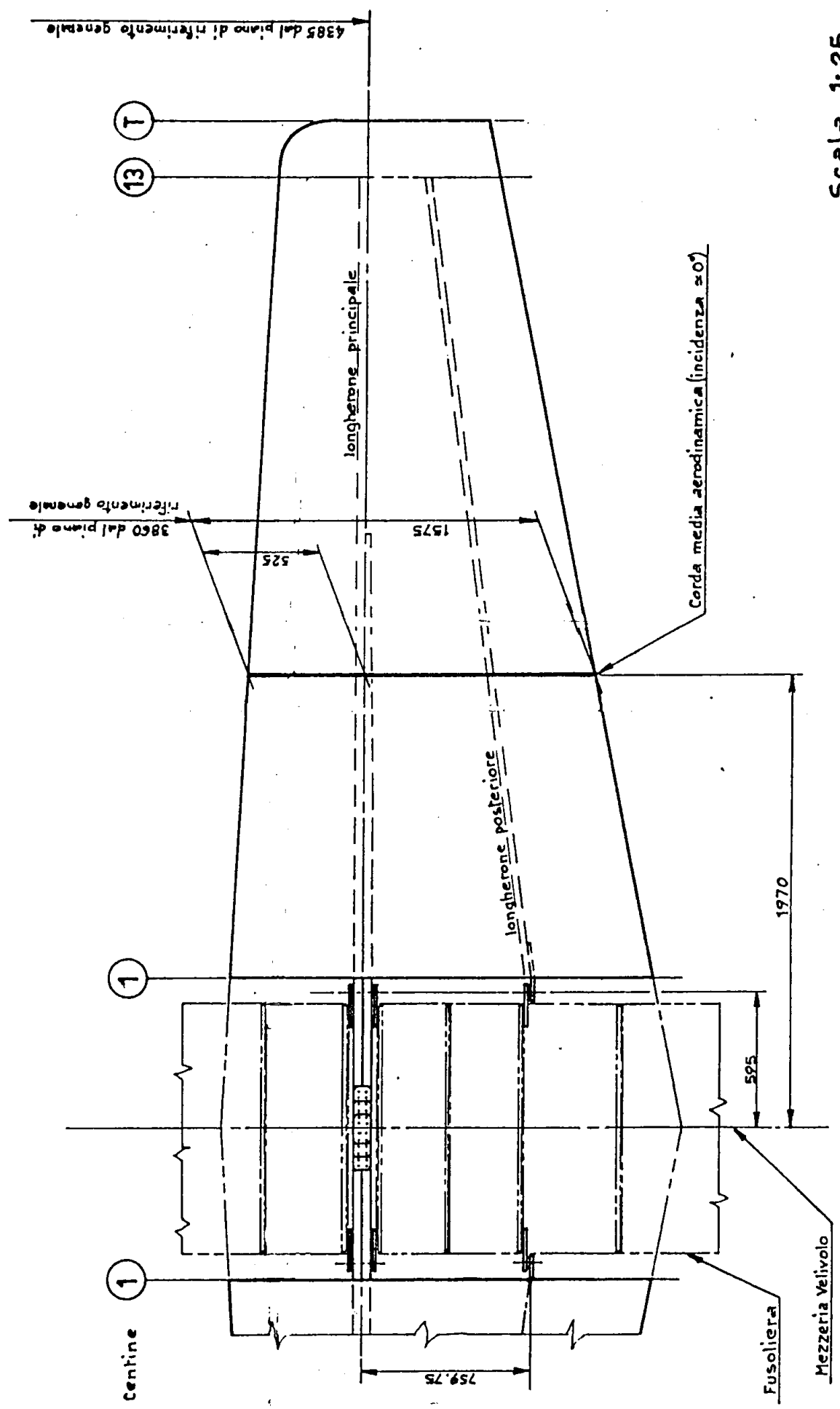
SEZIONE SCHEMATICA DELL'ALA



(*) Il piano di ventre di fusoliera è 125 mm sopra il piano di riferimento generale (vedere Fig. 1.3.1)

Fig. 1.2.2

DATI CARATTERISTICI DELL'ALA



Scala 1:25

Fig. 1.2.3

1. ANALISI DEI CARICHI AGENTI

L'analisi delle condizioni di carico, rilevate dal Fasc.03.16, consente la individuazione delle condizioni critiche a flessione e a torsione dell'ala.

1.1 Condizione critica a flessione

La condizione di massima flessione (taglio) è data dalla manovra simmetrica (R324DM) realizzata nelle seguenti condizioni di volo:

$$n=7.0$$

$$V=V_D$$

$$W=2000 \text{ Kp}$$

La distribuzione di taglio e momento flettente limite, rilevata dal Fasc.03.09, è riportata al termine del paragrafo successivo (v. Tab.1).

1.2 Condizione critica a torsione

Le condizioni di volo che realizzano la massima torsione dell'ala risultano essere le seguenti:

a) Manovra alettoni (R125DI)

$$W=1386 \text{ Kp}$$

$$n=4.67$$

$$V=V_D$$

$$P_{max}$$

critica per le sezioni comprese tra l'estremità e la centina

8 dell'ala:

b) Raffica (R123DR)

$$W=1386 \text{ Kp}$$

$$n=-2.86$$

$$V=V_D$$

critica per le sezioni comprese tra la centina 8 e gli attacchi alari.

Al termine del presente paragrafo sono riportati i carichi limiti agenti, per le due condizioni di torsione dell'ala, nonché le tabelle di involuppo delle stesse (v. Tab. 2,3,4).

Viene definito come asse di riferimento, per il calcolo del momento torcente, il longherone principale dell'ala.

CARICHI LIMITE

R324DM

	y (m)	T1 (Kg)	T2 (Kg)	Hf (Kgn)	M11 (Kgn)	M12 (Kgn)
A:	.595	5893.398		18128.400	-1255.688	
	.615	5863.643		18082.800	-1239.488	
11	.675	5776.861		9253.638	-1198.298	
	.758	5687.518		9223.748	-1131.741	
	.889	5616.783	5642.953	8898.278	-1086.438	-1189.788
21	.878	5554.382		8548.752	-1066.180	
	.978	5359.438		8883.878	-1085.868	
31	1.878	5129.483		7478.638	-952.415	
41	1.278	4663.481		6499.342	-855.647	
	1.458	4243.148	4698.328	5662.138	-778.173	-843.811
51	1.478	4672.858		5685.918	-837.696	
61	1.678	4243.688		4714.342	-751.953	
	1.755	4866.848	3874.168	4361.158	-717.814	-724.876
71	1.878	3639.998		3929.898	-678.987	
81	2.278	2842.848		2632.688	-533.444	
	2.328	2732.323	2758.573	2471.823	-513.825	-531.491
91	2.678	2144.812		1632.681	-422.539	
	2.935	1787.388	1735.738	1122.371	-345.496	-361.911
101	3.878	1527.828		982.137	-324.932	
111	3.478	948.815		487.129	-223.289	
121	3.678	465.533		124.428	-131.719	
	3.919	413.737		182.877	-121.868	
	4.869	267.187		51.888	-88.764	
	4.173	175.618	283.968	28.783	-66.555	-77.526
	4.248	149.922		16.928	-43.174	
131	4.278	127.334		12.769	-36.781	
	4.378	59.865		3.449	-34.955	
	4.468	18.548		.316	-14.917	
E1	4.528	.888		.888	.888	

TABELLA 1

CARICHI LIMITE

R12501 sinistra

	y (n)	T1 (Kg)	T2 (Kg)	Hf (Kgn)	Ht1 (Kgn)	Ht2 (Kgn)
A:	.595	2975.250		5672.340	-2476.020	
	.615	2958.670		5613.001	-2452.602	
1:	.675	2910.960		5436.912	-2382.838	
	.750	2875.630		5219.920	-2297.850	
	.809	2853.140	2878.583	5050.920	-2231.010	-2253.642
2:	.870	2844.400		4876.370	-2187.320	
	.970	2749.093		4596.690	-2087.910	
3:	1.070	2629.981		4327.730	-1995.870	
4:	1.270	2392.900		3825.442	-1821.891	
	1.458	2186.100	2737.020	3395.020	-1667.520	-1755.790
5:	1.470	2725.120		3362.240	-1746.202	
6:	1.670	2521.573		2837.570	-1591.073	
	1.755	2439.682	2104.732	2626.720	-1527.770	-1538.170
7:	1.870	2078.180		2381.600	-1454.932	
8:	2.270	1704.200		1625.110	-1189.470	
	2.320	1654.730	1695.091	1527.700	-1153.630	-1180.790
9:	2.670	1427.020		993.817	-981.963	
	2.935	1107.240	1157.270	658.028	-783.863	-812.829
10:	3.070	1006.660		511.963	-718.624	
11:	3.470	574.778		195.675	-464.226	
12:	3.870	218.765		36.967	-244.394	
	3.919	100.560		27.103	-219.686	
	4.069	71.526		8.277	-146.487	
	4.173	2.577	65.735	4.423	-97.578	-122.020
	4.240	24.425		1.403	-91.266	
13:	4.270	18.570		.758	-81.226	
	4.370	2.551		-.298	-48.475	
	4.460	-5.503		-.165	-19.525	
E:	4.520	.000		.000	.000	

TABELLA 2

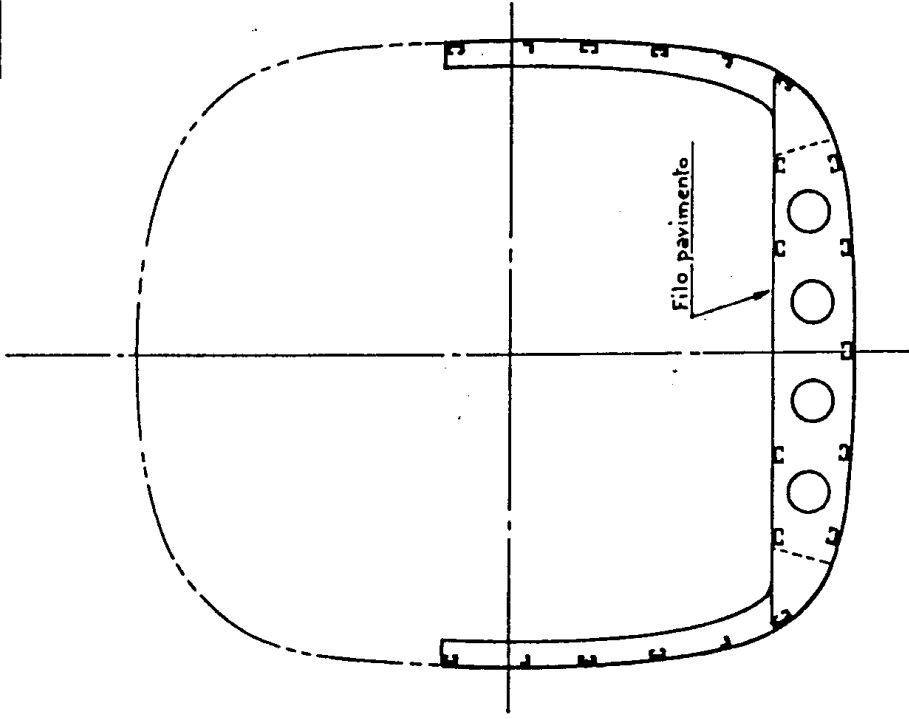
CARICHI LIMITE

R123DR

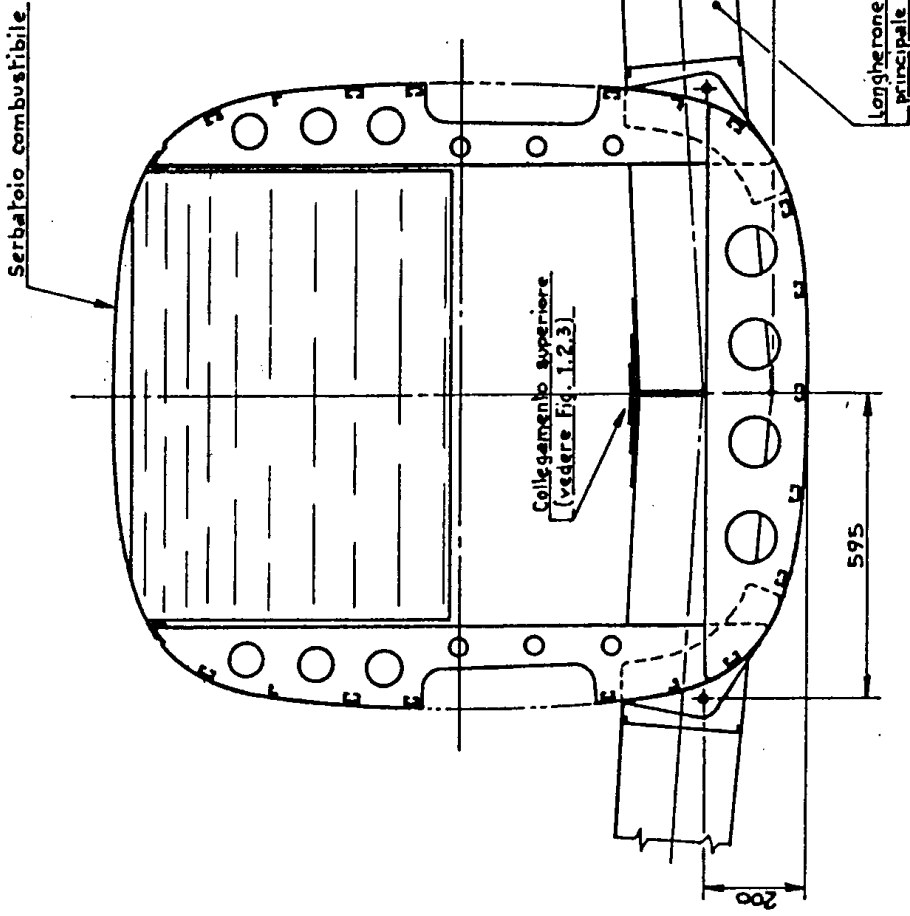
	y (m)	T1 (Kg)	T2 (Kg)	Hf (Kgm)	Ht1 (Kgm)	Ht2 (Kgm)
A:	.595	-1140.440		-2374.480	-2820.900	
	.615	-1136.481		-2351.710	-2885.823	
1:	.675	-1122.263		-2283.943	-2736.882	
	.750	-1097.953		-2200.690	-2648.870	
	.809	-1063.840	-1074.580	-2136.912	-2578.311	-2568.753
2:	.870	-1042.950		-2072.330	-2497.780	
	.970	-1014.141		-1969.473	-2387.810	
3:	1.070	-991.357		-1869.200	-2281.870	
4:	1.270	-940.221		-1676.040	-2077.133	
	1.458	-888.467	-1074.770	-1504.150	-1893.830	-1864.020
5:	1.478	-1071.370		-1491.270	-1852.632	
6:	1.670	-1013.372		-1282.794	-1668.290	
	1.755	-988.043	-909.181	-1197.733	-1593.042	-1589.838
7:	1.870	-874.326		-1095.181	-1490.920	
8:	2.270	-736.373		-773.043	-1170.863	
	2.328	-715.772	-726.517	-730.931	-1127.630	-1120.400
9:	2.670	-602.692		-503.636	-800.987	
	2.935	-504.488	-516.092	-356.935	-713.334	-706.615
10:	3.070	-465.552		-290.674	-627.000	
11:	3.470	-300.509		-135.845	-413.012	
12:	3.870	-150.603		-42.407	-230.886	
	3.919	-141.222		-35.061	-210.736	
	4.069	-91.155		-17.633	-152.064	
	4.173	-59.117	-70.721	-9.819	-114.035	-109.544
	4.240	-51.624		-5.720	-86.234	
13:	4.270	-43.637		-4.291	-76.115	
	4.370	-19.672		-1.126	-43.786	
	4.460	-3.211		-0.896	-16.636	
E:	4.520	.000		.000	.000	

TABELLA 3

SEZIONI TRASVERSALI CARATTERISTICHE DELLA FUSOLIERA



TRONCO DELLA CABINA
(ordinate n° 4-5-6)



COLLEGAMENTO ALA-FUSOLIERA
(ordinate n° 9-10)

Scala 1:15

Fig. 1.3.2

TABLE I.- NASA GA(W)-2 MEASURED AIRFOIL COORDINATES

$\{c = 61.01 \text{ cm (24.02 inches)}\}$

x/c	$(z/c)_{\text{upper}}$	$(z/c)_{\text{lower}}$
0.0	0.0	0.0
.00199	.00922	-.00486
.00498	.01481	-.00847
.01246	.02365	-.01385
.02498	.03304	-.01870
.03747	.03957	-.02196
.04996	.04460	-.02465
.07494	.05230	-.02904
.09992	.05831	-.03246
.12490	.06323	-.03528
.14988	.06731	-.03769
.17485	.07080	-.03966
.19983	.07381	-.04129
.24980	.07857	-.04353
.29975	.08171	-.04471
.34971	.08357	-.04508
.39967	.08441	-.04475
.44963	.08425	-.04363
.49958	.08294	-.04149

x/c	$(z/c)_{\text{upper}}$	$(z/c)_{\text{lower}}$
.54954	.08025	-.03803
.57452	.07835	-.03582
.59950	.07609	-.03326
.62448	.07342	-.03048
.64946	.07035	-.02745
.67444	.06688	-.02428
.69942	.06305	-.02107
.72440	.05890	-.01783
.74938	.05446	-.01460
.77435	.04974	-.01145
.79933	.04476	-.00851
.82431	.03956	-.00587
.84929	.03417	-.00357
.87427	.02864	-.00187
.89925	.02296	-.00086
.92423	.01712	-.00052
.94921	.01112	-.00143
.97419	.00497	-.00377
.99917	-.00143	-.00720
1.0	-.00164	-.00732