



Corso Luigi Einaudi, 55/B - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 2256A

ANNO: 2017

A P P U N T I

STUDENTE: Nicola Enrico

MATERIA: Costruzioni Aeronautiche - Esercitazioni d'Esame
Prof. Cestino

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

**ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTIE NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.**

POLITECNICO DI TORINO
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Corso di Costruzioni Aeronautiche
a.a. 2015/2016

Esercitazione 1

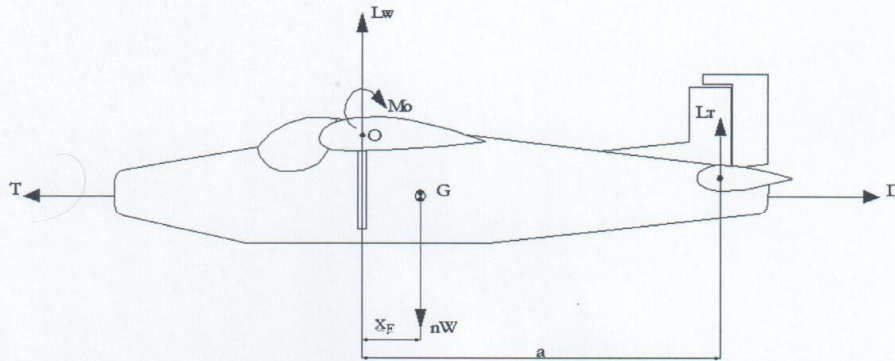
Tracciamento dei diagrammi di manovra, raffica e inviluppo

Scopo

L'esercitazione consiste nel tracciare i diagrammi di manovra, raffica e inviluppo per il velivolo PILATUS Turbo Porter, a peso massimo e peso minimo, secondo le prescrizioni delle norme CS-23 e RAI-223, e considerando il velivolo come appartenente alla categoria UTILITY.

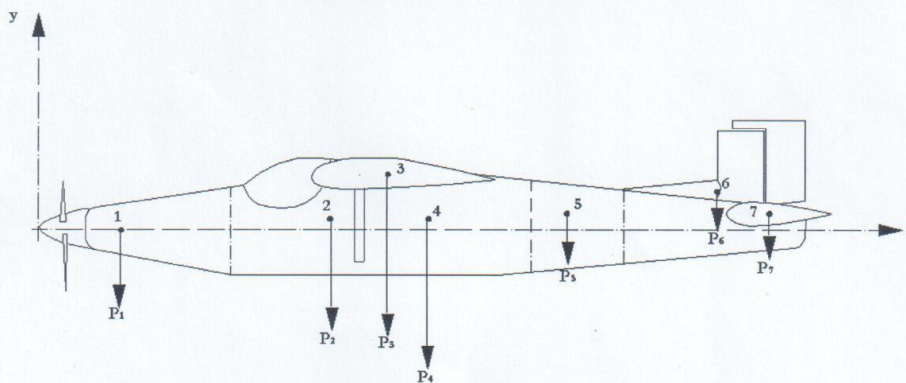
Dati

Peso massimo	$W_{\max} = 2800 \text{ kg}$
Peso minimo	$W_{\min} = 1270 \text{ kg}$
Corda media geometrica	$C = 1.9 \text{ m}$
Superficie alare	$S = 30.15 \text{ m}^2$
Coefficiente di portanza massimo del velivolo completo	$C_{L\max} = 1.4$
Coefficiente di portanza minimo del velivolo completo	$C_{L\min} = 1.05$
Coefficiente angolare di portanza del profilo	$C'_{L\infty} = 5.8 \text{ rad}^{-1}$
Allungamento effettivo	$\lambda_e = 7.96$
Coefficiente di resistenza minimo	$C_{D\min} = 0.08$
Velocità di crociera @ 2500m	$V_{c@2500m} = 250 \text{ km/h}$
Densità aria @ 2500m	$\rho_{z=2500m} = 0.9567 \text{ kg/m}^3$
Densità aria @ livello del mare	$\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$
Fattore di Oswald	0.9

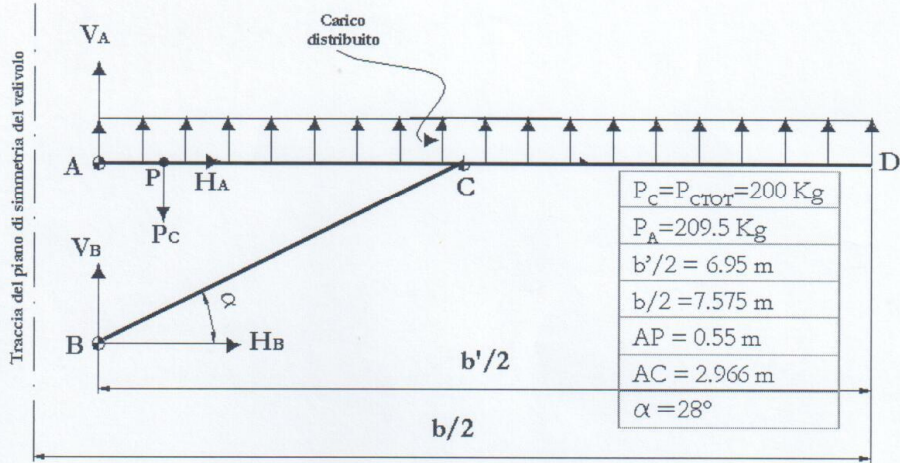


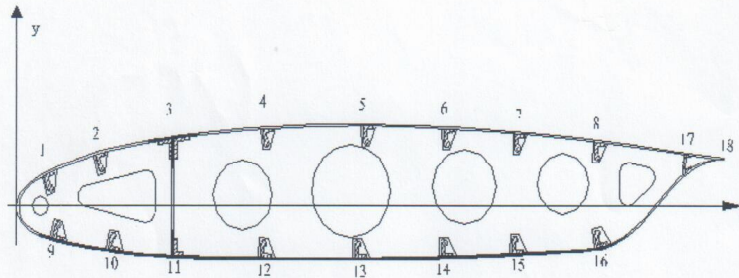
Peso [Kg]	x_F [m]
$W_{MAX}=2800$	0.24548
$W_{Min}=1270$	-0.07467

a [m]	C_{M0}
6	-0.07875



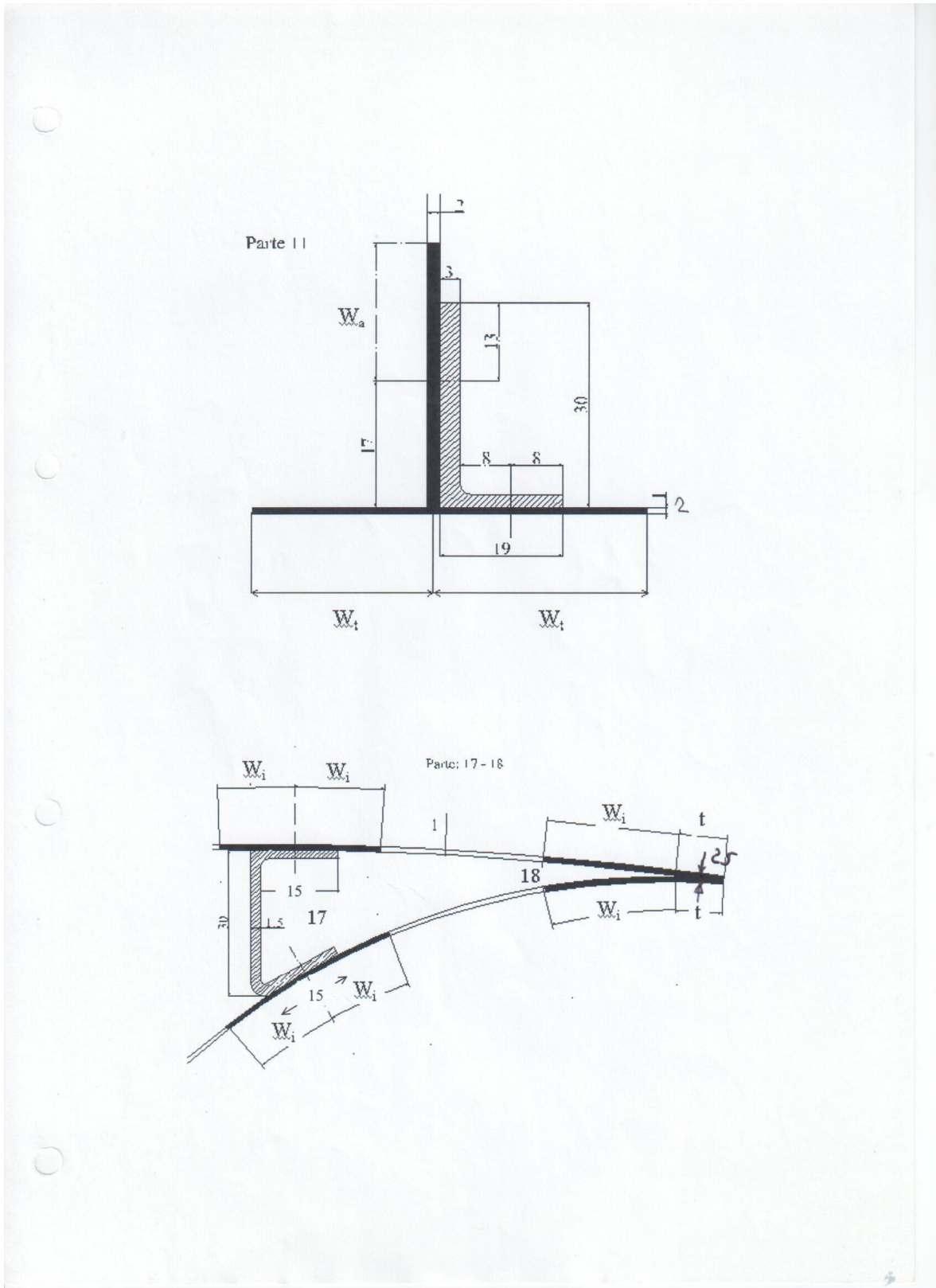
Punti	Descrizione	P_i [Kg]	x_i [m]
1	Gruppo propulsore + cappottature + castello motore	296	1.35
2	1° tronco (centrale) fusoliera+carrello principale	400	3.8
3	Ala + combustibile (400 kg)	819	4.36
4	Pilota + 6 passeggeri+bagaglio	1130	4.7
5	2° tronco fusoliera	45	6.75
6	3° tronco fusoliera + impennaggio verticale + ruota coda	60	9.20
7	Impennaggio orizzontale	50	10.2





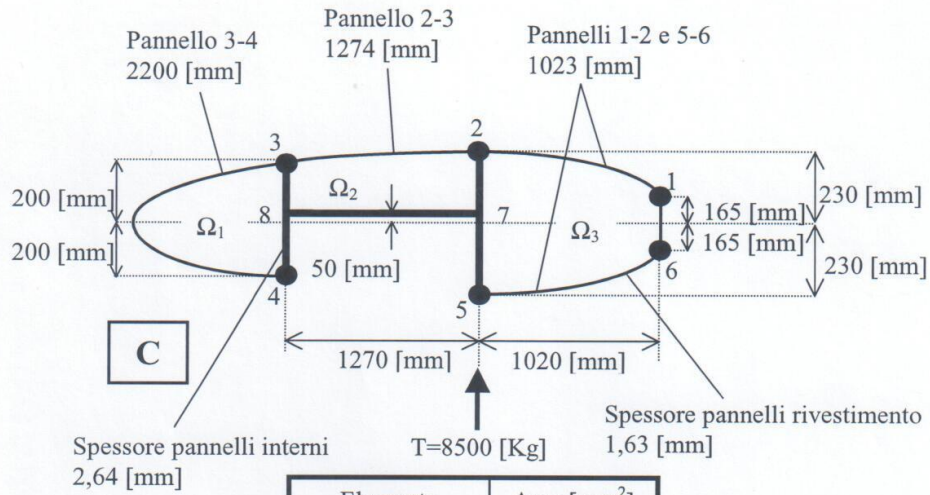
Correnti	Dist. [mm]	Spessore bordo di fuga incollato	t=25 [mm]
(1-2), (4-5), (5-6), (6-7), (7-8), (9-10), (12-13), (13-14), (14-15), (15-16)	162	Spessore rivestimento	s=1 [mm]
(2-3), (3-4), (10-11), (11-12)	190	Spessore anima del longherone	a=2 [mm]
		Angolo di portanza nulla (ala)	$\alpha_n = -2^\circ$

Corrente + area coll.	x_i [mm]	y_i [mm]
1	69.5	59.5
2	217.1	117
3	400	144.9
4	600	180.1
5	780	187.6
6	932.5	185.1
7	1080	170.1
8	1237.5	145.1
9	73.5	-41.7
10	226.7	-61.8
11	409.1	-76.4
12	597.4	-91.2
13	768.8	-87
14	931.3	-79.5
15	1088.8	-64.5
16	1246.3	-47
17	1418.8	98.8
18	1680.8	96

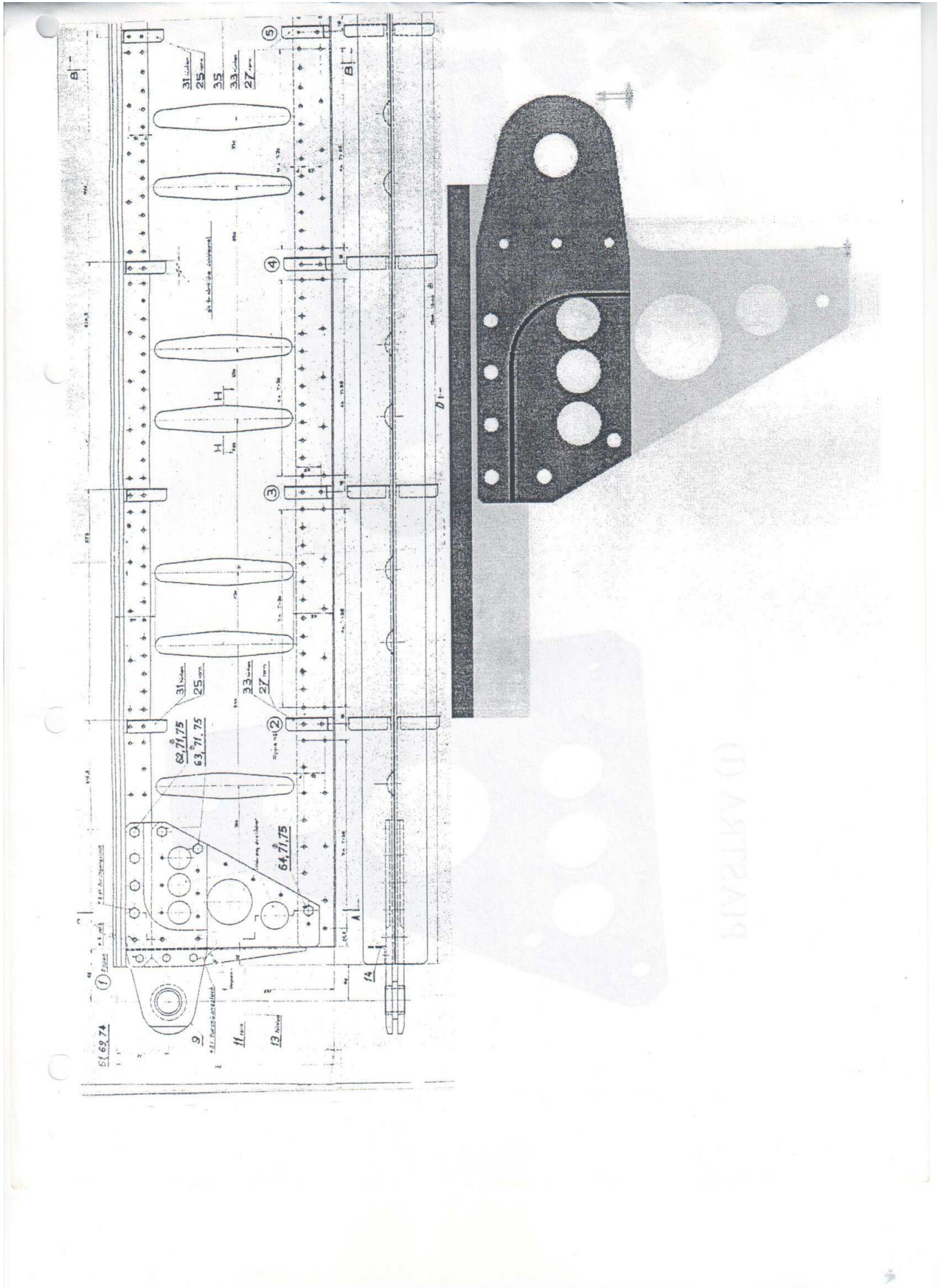


Sy	Xg	Yg	X'	Y'	Ixx	
	4773,26	676,3090218	18,6398	-606,809	40,8602	114665,0746
	14910,428			217,1	117	940160,52
	237416			400	144,9	12461971,78
	41208			600	180,1	2227705,167
	53570,4			780	187,6	2417107,437
	64044,1			932,5	185,1	2353114,847
	74174,4			1080	170,1	1987187,807
	84854,14			1235,5	145,1	1445989,407
	9910,74			73,5	-41,7	234471,9276
	48740,5			226,7	-61,8	821136,6
	165832,776			409,1	-76,4	2366070,106
	128441			597,4	-91,2	1788249,6
	165292			768,8	-87	1627335
	200229,5			931,3	-79,5	1358853,75
	234092			1088,8	-64,5	894453,75
	168051,092			1246,3	-47	297861,56
	238869,168			1418,8	98,8	1643436,038
	149893,744			1680,8	96	821882,88
Sy TOT		N(1,44m)				Ixx TOT
	2084303,248	-98637,56				35801653,25

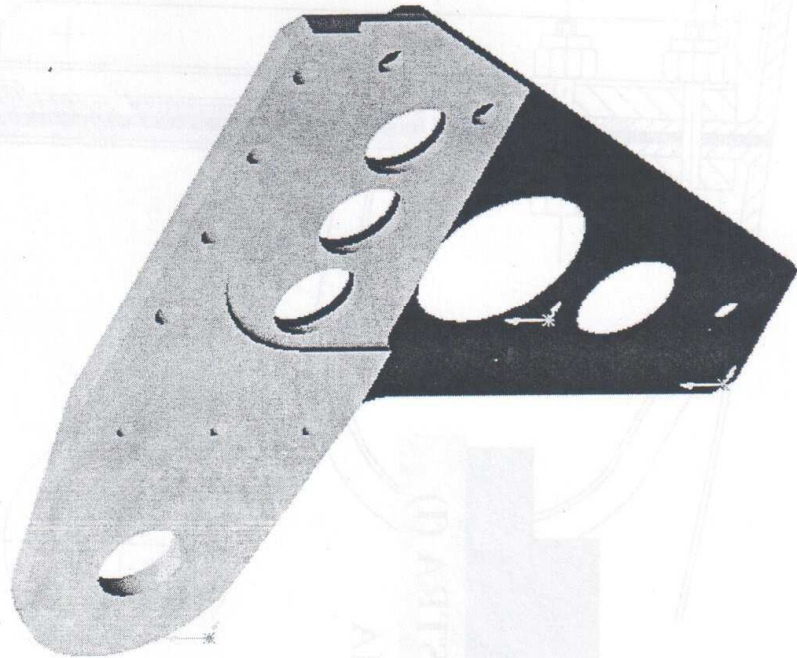
k2	sigmaM	sigmaN	sigmaTOT
0,000517039	0,005746011	-32,0056459	-31,99989989
	-0,003392077		-32,00903798
	-0,005532305		-32,01117821
	-0,007920262		-32,01356617
	-0,009823927		-32,01546983
	-0,011346859		-32,01699276
	-0,012692116		-32,01833802
	-0,014017067		-32,01966297
	-0,000322862		-32,00596877
	-0,00167421		-32,00732011
	-0,003377863		-32,00902377
	-0,005139388		-32,01078529
	-0,006922234		-32,01256814
	-0,008648224		-32,01429413
	-0,010399596		-32,0160455
	-0,01217635		-32,01782225
	-0,015408012		-32,02105392
	-0,018039638		-32,02368554



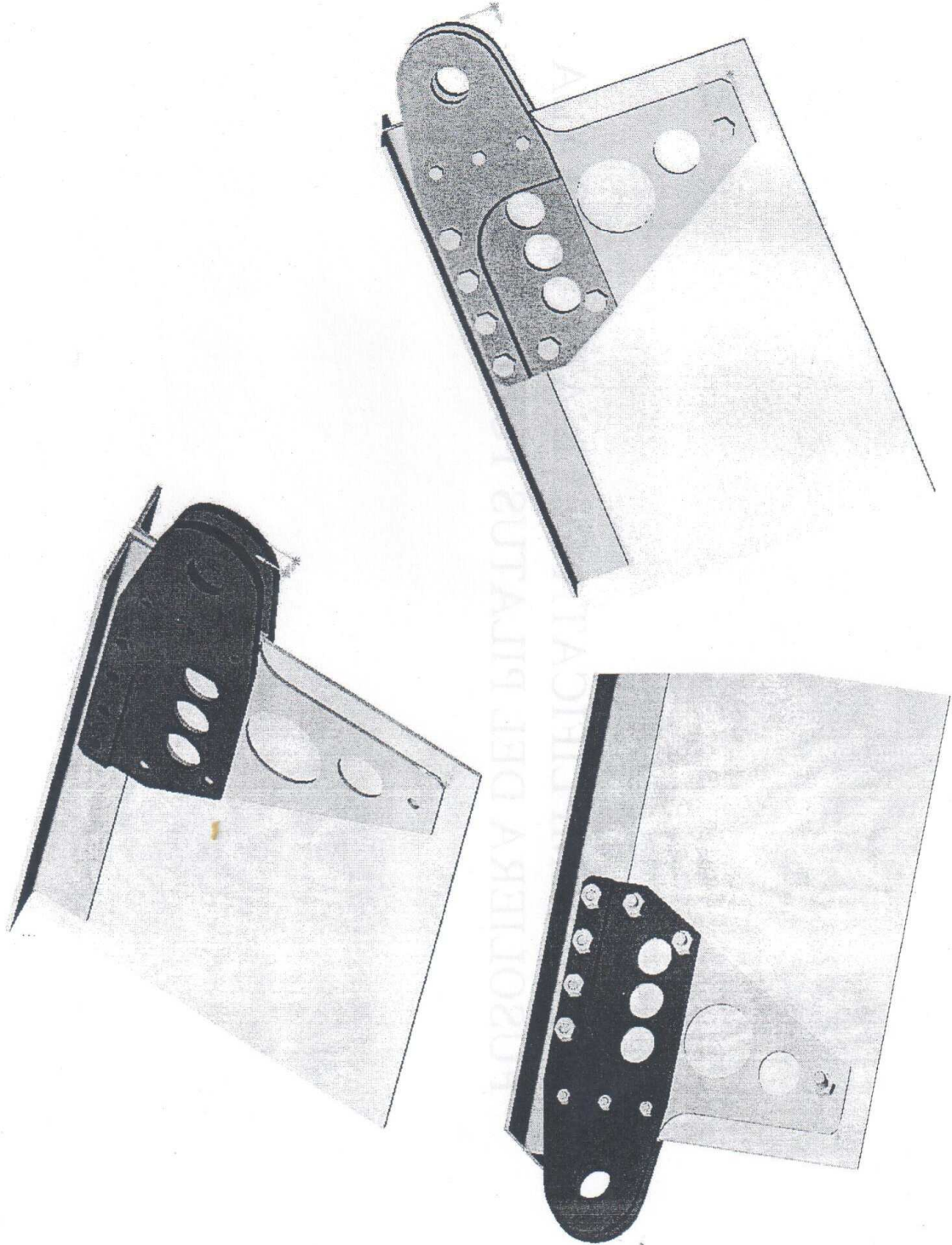
Elemento	Area [mm ²]
Corrente 1	2580
Corrente 2	3880
Corrente 3	3230
Corrente 4	3230
Corrente 5	3880
Corrente 6	2580
Cella 1 (Ω_1)	265000
Cella 2 (Ω_2)	213000
Cella 3 (Ω_3)	413000

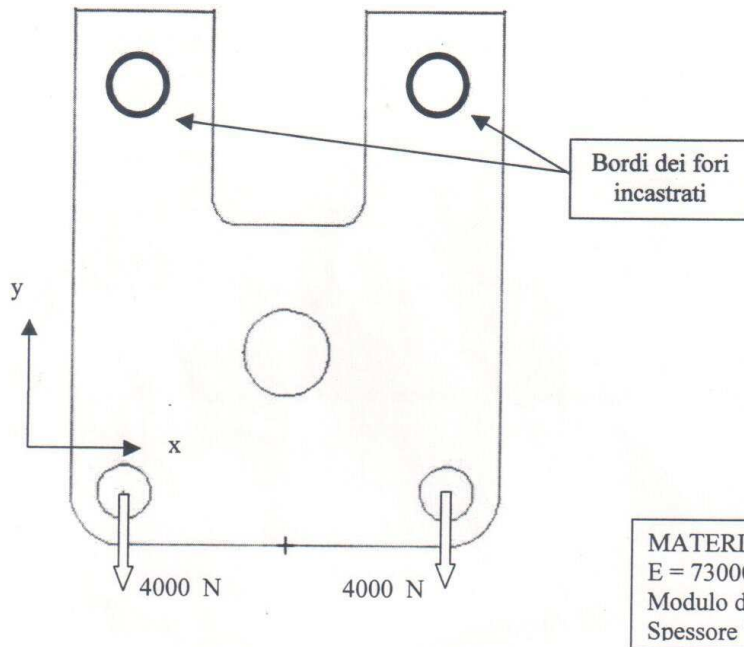


ASSEMBLAGGIO PIASTRA (I) + PIASTRA (S)

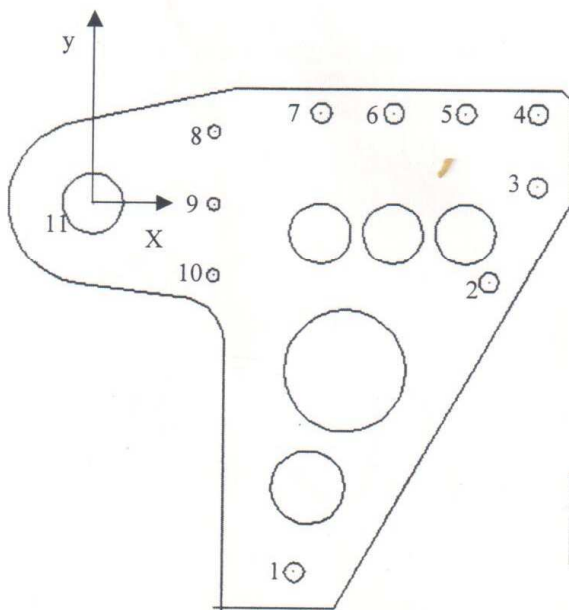


P5





MATERIALE ALLUMINIO
 $E = 73000 \text{ N/mm}^2$
 Modulo di Poisson = 0.3
 Spessore 7 mm



Foro	Fx N	Fy N
1	-589.307	826.8995
2	3749.284	-2029.34
3	5195.482	-2752.44
4	6280.13	-2752.44
5	6280.13	-1667.79
6	6280.13	-583.143
7	6280.13	501.5051
8	2340.191	814.4887
9	1916.501	814.4887
10	1492.81	814.4887

Il centro del foro 11 è incastrato

Sy=A*x[mm^3]	xG	yG	X[mm]	Y[mm]	Mt [kg*mm]	Fx [N]	Fy [N]
4262,512912	128,0237	-2,9369	-43,2237	-149,063	221697,7263	11797,41491	1808,189675
8233,486027			35,77629	-29,0631		11797,41491	1808,189675
9238,795676			55,77629	10,9369		11797,41491	1808,189675
9238,795676			55,77629	40,9369		11797,41491	1808,189675
7730,831202			25,77629	40,9369		11797,41491	1808,189675
6222,866728			-4,22371	40,9369		11797,41491	1808,189675
4714,902255			-34,2237	40,9369		11797,41491	1808,189675
981,7477042			-78,0237	32,9369		4608,365201	706,3240918
981,7477042			-78,0237	2,936902		4608,365201	706,3240918
981,7477042			-78,0237	-27,0631		4608,365201	706,3240918
0			-128,024	2,936902		/	/
Sy tot							
52587,43359							

coefficiente di Poisson **G (shear modulus) [kg/mm^2]** **fattore di scurezza**
 0,3 807,6923077 1,5

TENSIONI DOVUTE A Ha

TENSIONI DOVUTE A Va

alfa i-esimo [rad]	tau T, x	tau T,y	F T, x	F T, y	tau X, tot	tau Y, tot	F X, tot
1,288567302	3,893912	13,42871	195,7294	675,0006	238,5960249	49,40150041	11993,14
-0,682230032	3,222994	-2,61822	162,0053	-131,606	237,9251061	33,35457114	11959,42
0,193628466	5,024742	0,985277	252,5711	49,52544	239,7268545	36,95806793	12049,99
0,633148493	5,024742	3,6879	252,5711	185,3741	239,7268545	39,66069051	12049,99
1,008853705	2,32212	3,6879	116,7225	185,3741	237,0242319	39,66069051	11914,14
-1,467984034	0,380503	-3,6879	19,12617	-185,374	235,0826155	32,28489069	11816,54
-0,874479744	3,083126	-3,6879	154,9748	-185,374	237,7852381	32,28489069	11952,39
-0,399445425	7,028955	-2,9672	138,0132	-58,2608	241,7310671	33,00559005	4746,378
-0,037623392	7,028955	-0,26458	138,0132	-5,19498	241,7310671	35,70821264	4746,378
0,333872398	7,028955	2,438045	138,0132	47,87089	241,7310671	38,41083522	4746,378
-0,022936279	11,53333	-0,26458	/	/	246,235438	35,70821264	/

POLITECNICO DI TORINO
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Corso di Costruzioni Aeronautiche
a.a. 2015/2016

Esercitazione 6

Verifica di stabilità a compressione di un'asta e di un pannello alare

Scopo

- L'esercitazione consiste, prima di tutto, nel calcolare i carichi critici di un'asta compressa in diverse condizioni di vincolo: semplicemente appoggiata o incastrata alle estremità.
- Nella seconda parte si deve verificare un pannello alare soggetto a compressione.

Dati

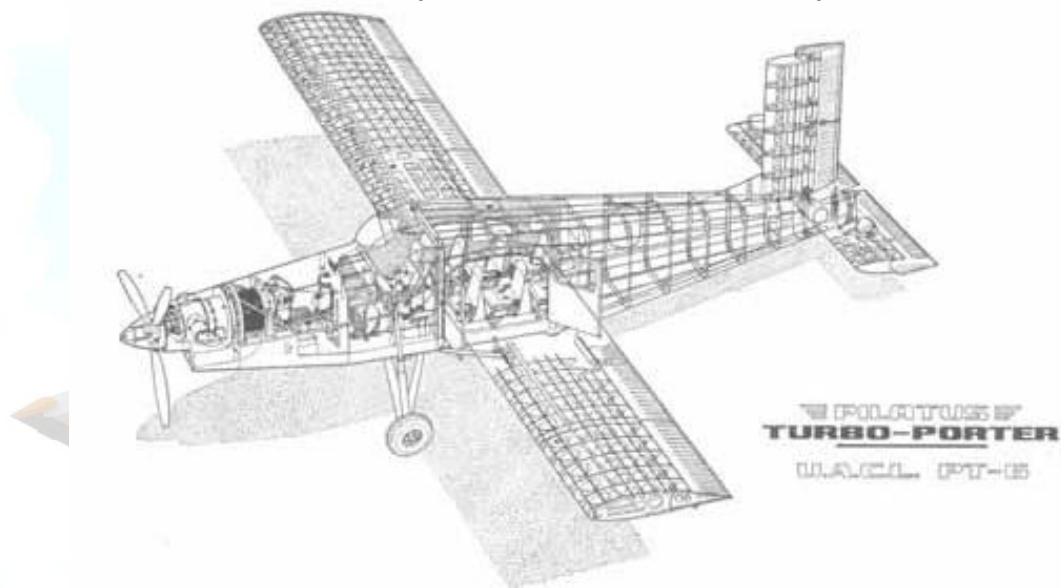
- Prima parte: i dati della sezione a Z sono riportati nella seconda pagina.
- Seconda parte: si tratta del pannello situato tra i correnti 5 e 6 della sezione alare vista nell'esercitazione 3. I dati sono gli stessi già visti precedentemente, in più viene fornita la dimensione a profondità del pannello pari a 345mm.

POLITECNICO DI TORINO
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Corso di Costruzioni Aeronautiche
a.a. 2015/2016

Esercitazione 6

Verifica di stabilità a compressione di un'asta e di un pannello alare



Velivolo:

Pilatus Turbo Porter

Normativa di riferimento:

CS-23 e RAI-223

Redatta da:

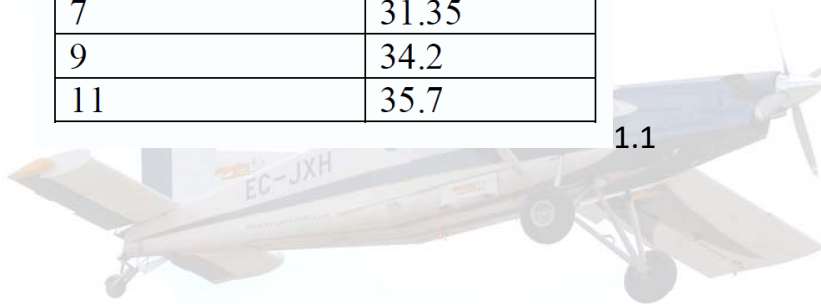
Azzara Rodolfo, Bader Paolo, Leveratto Serban, Nicola Enrico, Scarpulla Riccardo

PARTE 1

1. Diagramma $s-e$

Tracciamo il diagramma della tensione in funzione della deformazione, utilizzando i dati forniti nell'esercitazione, al fine di trovare la s di snervamento. In ascisse c'è la deformazione e moltiplicata per 1000, in ordinate c'è la tensione s .

Lega Al-Cu 2024 (Dural) Curva $\sigma(\epsilon)$ ($\nu=0.3$)	
$\epsilon \cdot 10^3$	σ [kg/mm ²]
0	0
1	7.3
2	14.6
3	21.6
5	28.35
7	31.35
9	34.2
11	35.7



1.1

2. Diagramma E-s

Tracciamo il diagramma del modulo di Young E in funzione di s . Usiamo la formula

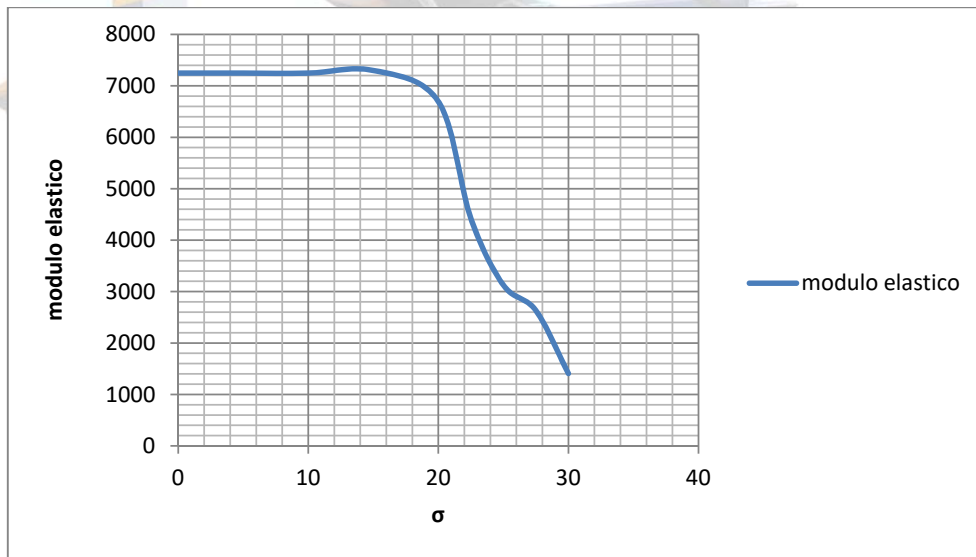
$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon}$$

ovvero andremo a calcolare il coefficiente angolare della retta su intervalli molto brevi.

σ	ε	Et
0	0	7246,377
5	0,7	7246,377
10	1,4	7246,377
d	15	7299,27
20	2,77	6696,429
22,5	3,2	4424,779
25	3,9	3125
27,5	4,8	2631,579
30	5,8	1406,25
32	8	5172,414

1.4

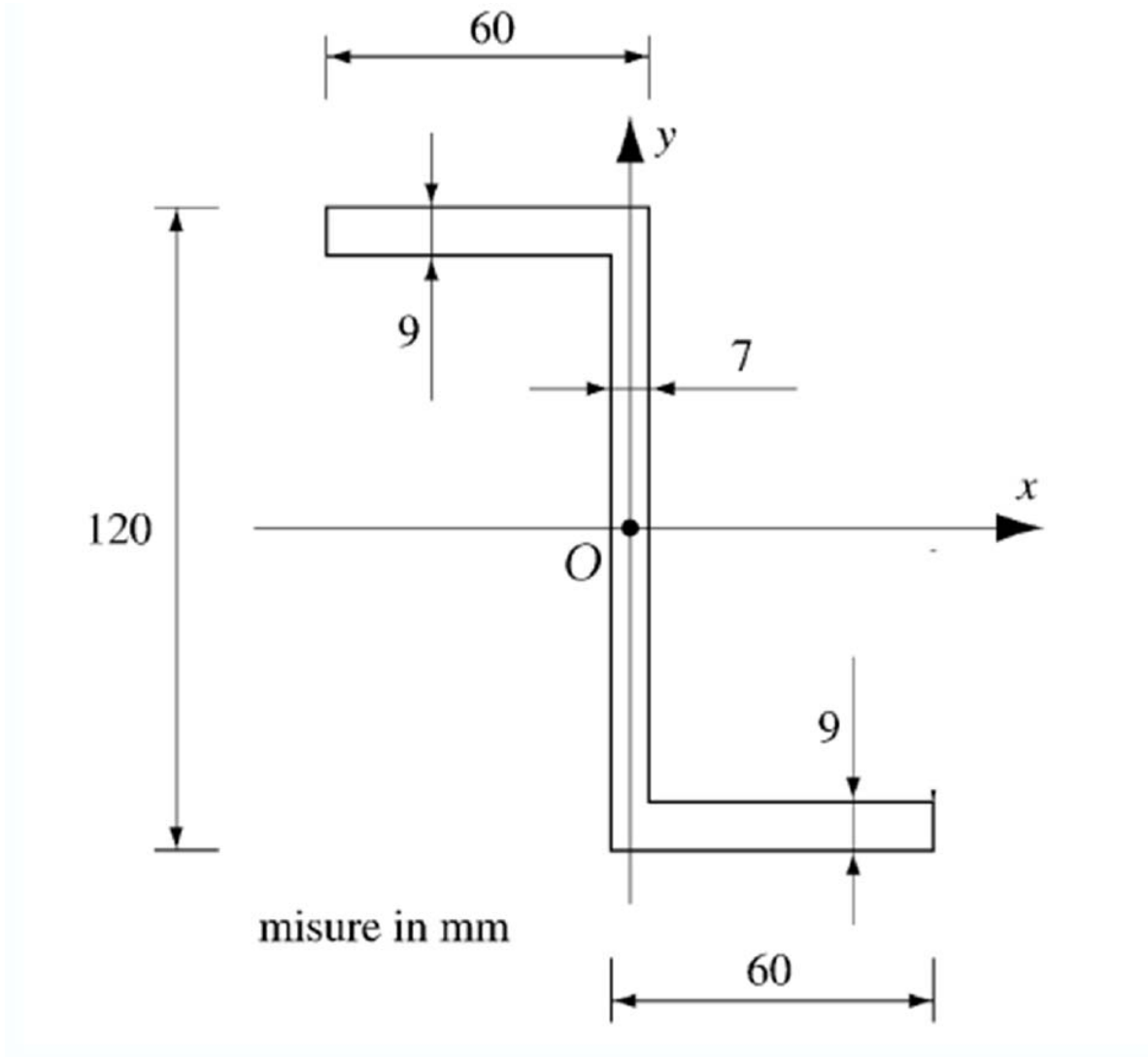
Otteniamo così questo grafico:



1.5

Ora procediamo con il calcolo delle tensioni critiche globali, nei due casi di asta appoggiata e asta incastrata.

Innanzitutto procediamo con il calcolo dei momenti di inerzia della sezione a Z, la cui area viene divisa in tre rettangoli per semplificare le operazioni.



Richiamiamo qui le formule per i momenti di inerzia del rettangolo dalla geometria delle aree:

$$I_{xxi} = \frac{1}{12} * a * b^3$$

$$I_{yyi} = \frac{1}{12} * a^3 * b$$

$$I_{xyi} = 0 \text{ mm}^4 \quad (\text{essendo il rettangolo una figura geometrica a simmetria polare})$$

La misura dell'area è data dalla semplice formula:

Il valore del raggio del cerchio d'inerzia, ovvero di quel cerchio nel quale si può considerare concentrata tutta la massa, è:

$$\rho = \sqrt{\frac{I}{A}} \quad \text{dove } I \text{ è il momento d'inerzia baricentrico di minor valore e } A \text{ è l'area totale}$$

della sezione a Z. Svolgendo i calcoli si ottiene che $\rho = 14,54119 \text{ mm}$.

Ora possiamo calcolare il rapporto di snellezza λ :

$$\lambda = \frac{L}{\rho}$$

considerando $L = \delta * l$ con $\delta = 1$ se la trave è appoggiata o $\delta = 0,5$ se la trave è incastrata. Quindi abbiamo due differenti valori di λ a seconda che si consideri la trave appoggiata oppure incastrata.

TRAVE INCASTRATA

$$L = \delta * l = 450 \text{ mm}$$

$$\lambda = \frac{L}{\rho} = 30,94658$$

Con questo nuovo rapporto di snellezza possiamo calcolare la scritica globale:

$$\sigma_{cr}^G = \pi^2 \frac{E}{\lambda^2} = 74,67406 \text{ kg/mm}^2$$

Come si poteva intuire, λ adimensionale, essendo il rapporto tra due lunghezze.

TRAVE SEMPLICEMENTE APPOGGIATA

$$L = \delta * l = 900 \text{ mm}$$

$$\lambda = \frac{L}{\rho} = 61,89316$$

$$\sigma_{cr}^G = \pi^2 \frac{E}{\lambda^2} = 18,66851 \text{ kg/mm}^2$$

Come potevamo aspettarci, la tensione critica globale è maggiore nella trave incastrata, ma vedremo che questo risultato ci servirà in seguito.

PARTE 2

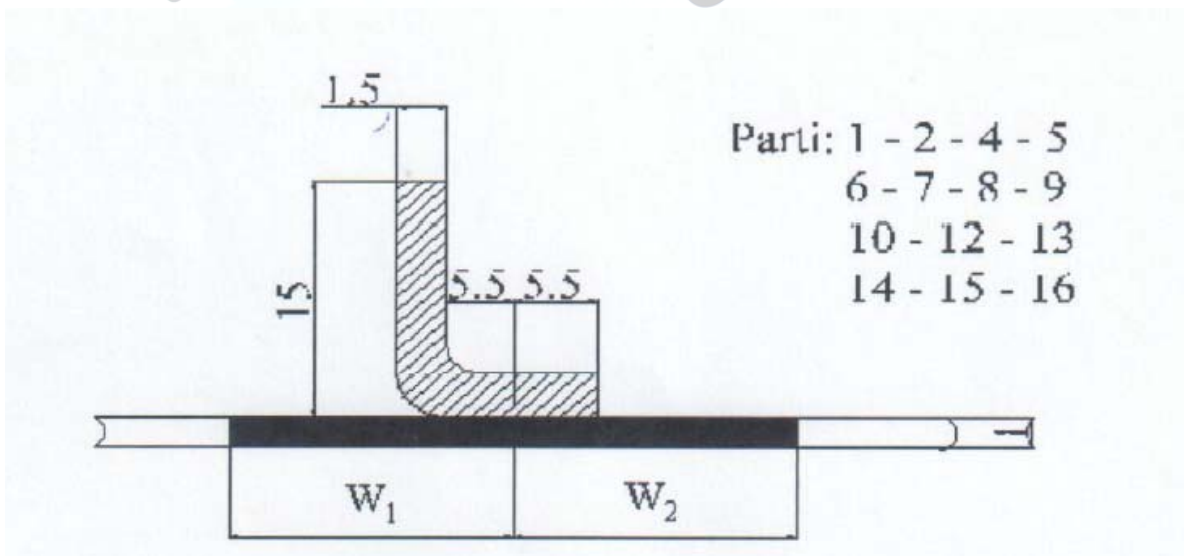
Questa seconda parte consiste nella verifica della stabilità di un pannello soggetto a compressione, e nel dimensionamento della rivettatura per il suddetto pannello, per due differenti tipi di rivetti: a testa tonda e a testa svasata.

Riepilogo dati pannello

Spessore pannello	1mm
Lunghezza pannello	162mm
Profondità pannello	345mm
Rapporto di snellezza	2,13
sigma critica	1kg/mm ²
Sigma 5	-11,23kg/mm ²
Sigma 6	-10,84 kg/mm ²
ws	14,84 mm

1. Geometria delle aree

Si procede come nella prima parte per il calcolo dei momenti statici della sezione del corrente, dimensionata come in figura, considerando $w_1=w_2=ws$.



Ovviamente useremo il valore I_{ξ} , che è il minore dei due.

Otteniamo

$$\rho = 0,312071 \text{ mm}$$

Ora calcoliamo la σ_{cr}^G , con la formula $\sigma = \frac{\pi^2}{\lambda^2} * E$, ottenendo un valore di $\sigma_{cr}^G = 20,72778 \text{ kg/mm}^2$.

Abbiamo considerato $\lambda = \frac{L}{\rho} = 58,74 = \lambda_{lim}$.

2. Instabilità locale

Procediamo in modo analogo a quanto fatto per la prima parte, ottenendo questi risultati:

$$\sigma_{cr}^l = \frac{\sigma_{0,2}}{1 + k * \beta * \frac{\sigma_{0,2}}{E}}, \text{ con } b=15/1,5=10 \text{ e } k=8,5$$

Quindi otteniamo: $\sigma_{cr} = 22,34571 \text{ kg/mm}^2$

3. Instabilità torsionale

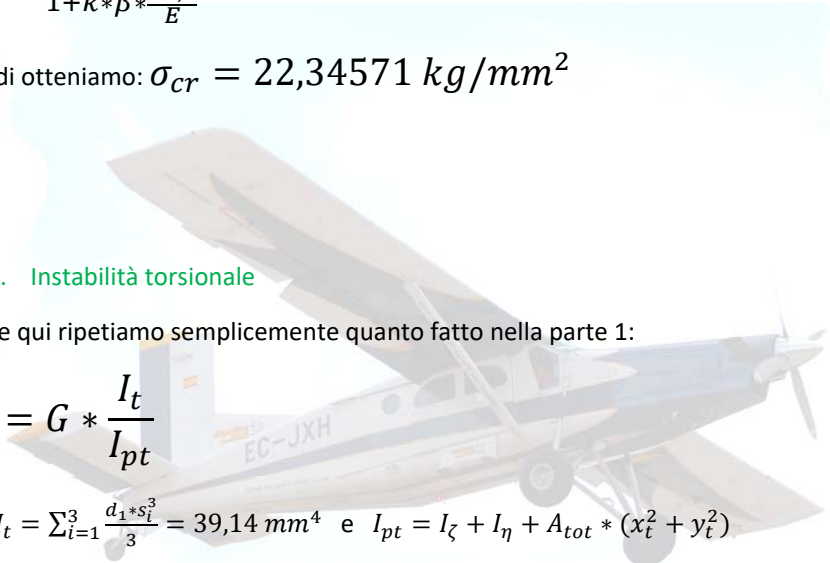
Anche qui ripetiamo semplicemente quanto fatto nella parte 1:

$$\sigma_{cr} = G * \frac{I_t}{I_{pt}}$$

con $I_t = \sum_{i=1}^3 \frac{d_i * s_i^3}{3} = 39,14 \text{ mm}^4$ e $I_{pt} = I_{\zeta} + I_{\eta} + A_{tot} * (x_t^2 + y_t^2)$

x_t e y_t sono le coordinate del centro di taglio nel sistema di riferimento baricentrico. Il centro di taglio è stato approssimato come l'intersezione dei due rettangoli principali, semplificazione dovuta al fatto che la striscia collaborante ha uno spessore molto ridotto.

Quindi $\sigma_{cr}^T = 37,93713 \text{ kg/mm}^2$



NUMERO	x	y	AREA	Ai*Xi [Sy]	Ai*Yi [Sx]	xi-xG	yi-yG	(xi-xG)^2	(yi-yG)^2	
1	0	0	20	90	0	1800	-50,566	-9,24528	2556,924	85,47526
2	0	40	40	50	0	2000	-50,566	10,75472	2556,924	115,6639
3	40	60	60	60	2400	3600	-10,566	30,75472	111,6412	945,8526
4	60	60	60	70	4200	4200	9,433962	30,75472	88,99964	945,8526
5	100	30	30	80	8000	2400	49,43396	0,754717	2443,717	0,569598
6	100	25	25	60	6000	1500	49,43396	-4,24528	2443,717	18,02243
7	60	0	0	70	4200	0	9,433962	-29,2453	88,99964	855,2866
8	40	0	0	50	2000	0	-10,566	-29,2453	111,6412	855,2866

Ix tot	Ixy tot	THETA*	I principale PSI	I principale ETA
240198,1	2226,415	0,004594	240187,8852	724840,4167

DIAGRAMMI DI MANOVRA
RAFFIUA
INVILUPPO

22/10/2015

Prof. Brischetto

1° ESERCITAZIONE PER L'ESAME

studiare la normativa CS 23 !!!

CATEGORIA UTILITY per il Pilatus (riferimento nella CS 23)

allungamento effettivo = $\frac{b}{c}$ \rightarrow lunghezza d'ala
 \rightarrow corda

fattore di Oswald

$O_T \div 0,9$

correzione dovuta ai contributi di resistenza in varie parti del velivolo

DIAGRAMMA DI MANOVRA A PESO MASSIMO

serve il
fattore di carico max e min

andare nella normativa CS 23 par. 337 (CS-23-337)

$n_{max} = 9,4$ alla V_D (picchiata)

$n_{min} = -0,4$ alla V_C (velocità di crociera)

Ma dobbiamo trovare la velocità di stallo.

$$V_s^+ = \sqrt{\frac{W_{max}}{\frac{1}{2} \rho_0 S C_{lmax}}} \quad (per n=1) \quad \text{(si eguagliano il peso max alla portanza e si trova la V corrispondente)}$$

$$V_s^- = \sqrt{\frac{W_{max}}{\frac{1}{2} \rho_0 S C_{lmin}}} \quad \text{è un peso (moltiplicare massa per g) (per } n=1 \text{)}$$

\downarrow densità
 a livello mare
 \downarrow sup. alare

$$V_D \geq 1,5 V_{cmin} = 43,2 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Appendice CS 23,3

$$V_{cmin} = 117 \sqrt{n_{max} \frac{W_{max}(lb)}{S (ft^2)}}$$

$\nearrow \times 2,46$
 $\searrow \times 10,76$

SCEGLIAMO SEMPRE LA VELOCITA' PIU' ALTA (in questo caso

$$V_D = 50,9 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

tutto quanto è noto

$$n = \frac{\rho C_{Lmax}}{2 \frac{W_{max}}{S}} \cdot V_i^2 \sim f(x) = k \cdot x^2 \text{ (parabola)}$$

$n \sim N$

è noto

$$n = \frac{\rho C_{Lmin}}{2 \frac{W_{max}}{S}} \cdot V_i^2$$

tracciamo questi 2 grafici

$V_i (\frac{\text{m}}{\text{s}})$	n
V_S^+	1
V_A^+	4,4
V_C	3,55
V_D	4,4

$V_i (\frac{\text{m}}{\text{s}})$	n
V_S^-	-1
V_A^-	
V_D	-1

DIAGRAMMI DI RAFFICA A W_{MAX}

$W_{MAX} = 2800 \text{ kg}$

CS-23-333 normativa (0m ≤ quota ≤ 6100m)

$U = 15,2 \frac{m}{s}$
velocità di raffica
 $V_c = \dots$

$U' = 17,6 \frac{m}{s}$
 $V_D = \dots$

$V_S^+ = \dots$

$V_S^- = \dots$

$n = 1 \pm \frac{k_g \rho_0 U a V_i}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} \rightarrow [N]$

$a = \text{coeff. angolare di portanza di una sola ala} = \frac{C_{L\alpha}}{1 + \frac{C_{L\alpha}^2}{e \pi \lambda_e}}$
allung. effettiva

$\mu_g = \text{rapporto di massa del velivolo} = \frac{2 \left(\frac{W}{S}\right)}{\rho_0 c a g}$

$k_g = \text{fattore di attenuazione della raffica} = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g}$

servomotori \leftarrow *freddo* \leftarrow *motore*

$n^+ = 1 + \frac{k_g \rho_0 U a V_i}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} \rightarrow V_c$ *

1° ESERCITAZIONE PER L'ESAME

W_{max}

DIAGRAMMA DI MANOVRA

CAT. UTILITY

NORMATIVA CS-23

Pilatus Turbopropeller

• FATTORE DI CARICO

$$n_{max} = 4,4$$

$$n_{min} = -0,4 \cdot n_{max} = -1,76$$

• VELOCITA' DI STALLO

$$V_s^+ = \sqrt{\frac{W_{max}}{\frac{1}{2} \rho_0 S C_{L,max}}} = 32,59 \frac{m}{s}$$

$$V_s^- = \sqrt{\frac{W_{max}}{\frac{1}{2} \rho_0 S C_{L,min}}} = 37,62 \frac{m}{s}$$

$$\frac{[kg][m][s]^{-2}}{[kg][m]^{-3}[m]^2} = \frac{m^4 s^{-2}}{m^2 s^2} = \frac{m^2}{s^2} = \frac{m}{s}$$

• VELOCITA' DI CROCIERA

$$V_c \geq \sqrt{\frac{W_{max}}{S}} = 266,65 \text{ km/h} = 74,07 \frac{m}{s}$$

$$V_{C,EAS} = V_{C,TAS} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} = 220,93 \text{ km/h}$$

} scegliamo la più alta
(266,65 km/h)

• VELOCITA' DI MANOVRA

$$V_A^+ = V_s^+ \sqrt{n_{max}} = 68,36 \frac{m}{s}$$

$$V_A^- = V_s^- \sqrt{|n_{min}|} = 49,91 \frac{m}{s}$$

W_{min}

DIAGRAMMA DI MANOVRA

CAT. UTILITY

NORMATIVA CS-03

Pilatus Turbopropeller

• FATTORE DI CARICO

$$n_{MAX} = 4,4$$

$$n_{min} = -1,76$$

• VELOCITA' DI STALLO

$$V_S^+ = \sqrt{\frac{W_{min}}{\frac{1}{2} \rho_0 S C_{L,MAX}}} = 21,94 \frac{m}{s}$$

$$V_S^- = \sqrt{\frac{W_{min}}{\frac{1}{2} \rho_0 S C_{L,min}}} = 25,33 \frac{m}{s}$$

• VELOCITA' DI CROCIERA

$$V_C \geq \text{[scribble]} \cdot 27,67 \sqrt{\frac{W_{min}}{S}} = 179,58 \text{ km/h} = 49,88 \frac{m}{s}$$

$$V_{C,EAS} = V_{C,TAS} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} = 220,93 \text{ km/h} = 61,37 \frac{m}{s}$$

Scegliamo la $V_C = 220,93 \frac{km}{h} = 61,37 \frac{m}{s}$

• VELOCITA' DI MANOVRA

$$V_A^+ = V_S^+ \sqrt{n_{MAX}} = 46,02 \frac{m}{s}$$

$$V_A^- = V_S^- \sqrt{|n_{min}|} = 33,60 \frac{m}{s}$$

W_{max}

DIAGRAMMA DI RAFFICA

$W_{max} = 2800 \text{ kg}$

CS-23-333

$U = 15,24 \frac{m}{s} = 50 \text{ fps}$ "foot per second"

$U' = 17,62 \frac{m}{s} = 25 \text{ fps}$

V_c

$0 < h < 6100$

$U = 15,24 \frac{m}{s} = 50 \text{ fps}$

V_D

$0 < h < 6100$

$U' = 17,6 \frac{m}{s} = 25 \text{ fps}$

$m = 1 \pm \frac{k_g \rho_0 U a V_i}{2 \left(\frac{W}{s}\right) \rightarrow \text{in } N}$

$a = \frac{C_{L,00}}{\left(1 + \frac{C_{L,00}}{e \pi \lambda_0}\right)} = 4,61$

$\mu_g = \frac{2 \left(\frac{W}{s}\right) \rightarrow \text{in } N}{\rho_0 \cdot C a g} = 17,31$

$k_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} = 0,617$

$V_i = V_c$

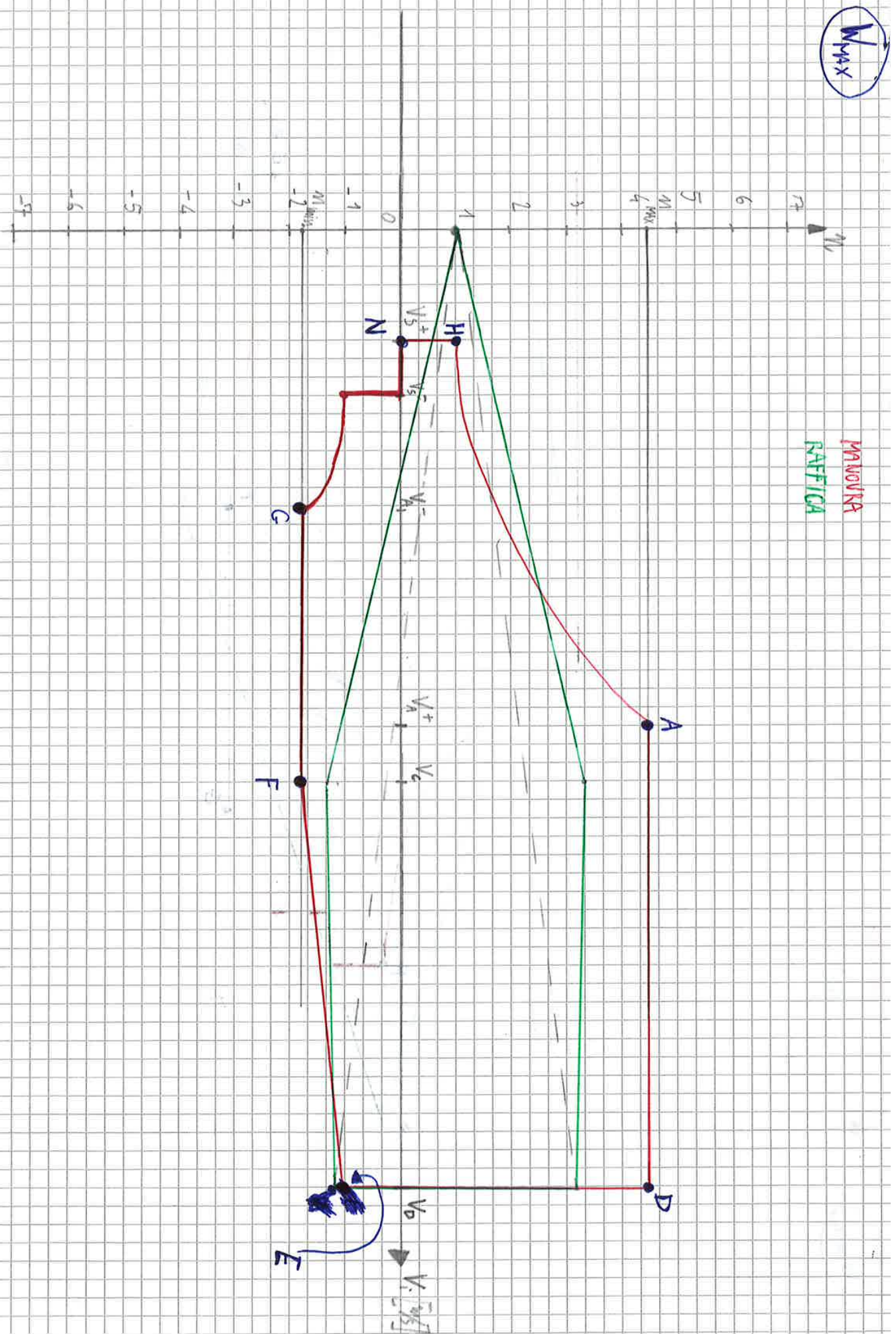
$m^+ = 1 + \frac{k_g \rho_0 U a V_i}{2 \left(\frac{W}{s}\right) \rightarrow N} = 3,36$

$m^- = 1 - \frac{k_g \rho_0 U a V_i}{2 \left(\frac{W}{s}\right)} V_i = -1,34$

$V_i = V_D$

$m^+ = 1 + \frac{k_g \rho_0 U' a V_i}{2 \left(\frac{W}{s}\right)} V_i = 3,15$

$m^- = 1 - \frac{k_g \rho_0 U' a V_i}{2 \left(\frac{W}{s}\right)} V_i = -1,15$

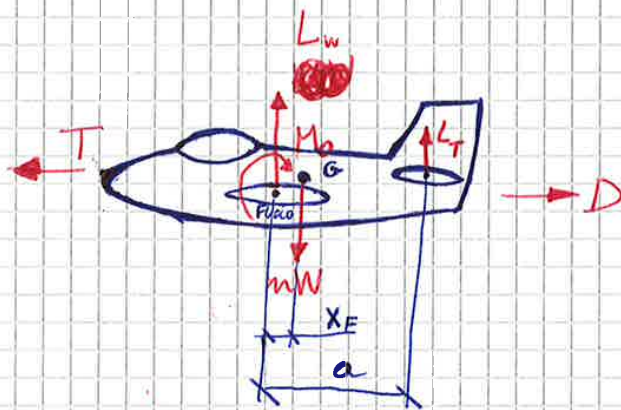


29/10/2015

Prof. Braschetti

2° ESERCITAZIONE PER L'ESAME

RIPARTIZIONE DELLA PORTANZA TRA ALA E CODA



facciamo i 3 equilibri:

↑ $L_w + L_T - nW = 0$

→ $T = D$

⊙ $M_0 + L_w \cdot X_F - L_T \cdot (a - X_F) = 0$

$M_0 = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot c_{m_0} \cdot V_i^2$

↑ *sup. alare*
↓ *corda media geometrica*

formule del momento picchiante

$$L_T = \frac{M_0 + nW \cdot X_F}{a}$$

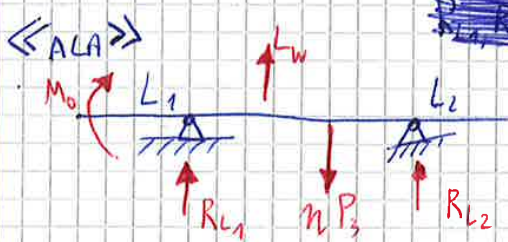
$$L_w = \frac{nW \cdot (a - X_F) - M_0}{a}$$

PUNTO	PESO MASSIMO			PESO MINIMO		
	$L_w [N]$	$L_T [N]$	$M_o [Nm]$	$L_w [N]$	$L_T [N]$	$M_o [Nm]$
H						
A						
D	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>			
E	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>			
F						
G						

$W_{max} = 2800 \text{ kg}$

	$V [m/s]$	n	$L_w [N]$	$L_T [N]$	$M_o [Nm]$
D					
E					

risolviamo l'ISOSTATICA

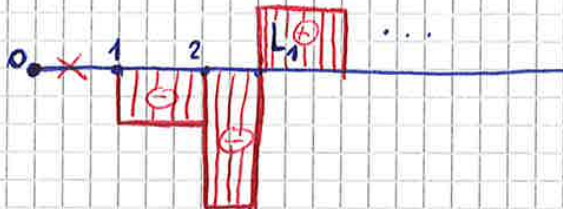


$\uparrow: L_w + R_{L1} + R_{L2} - nP_3 = 0$

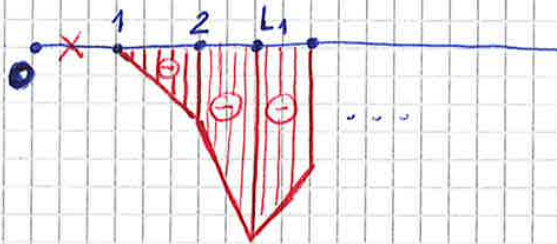
$\circlearrowleft: Mo - L_w(x_F - x_{L1}) + nP_3(x_F - x_{L2}) - R_{L2}(x_{L2} - x_F) = 0$

facce anno i diagrammi delle C.D.S.

(T)

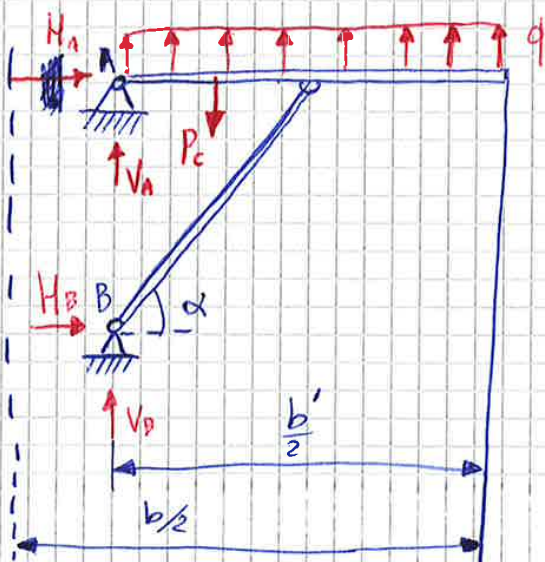


(M)



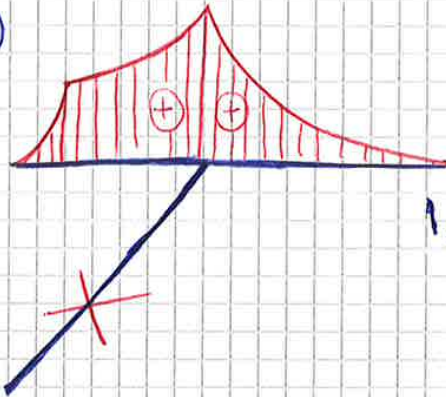
tracciare i diagrammi delle C.D.S. per l'ala controventata

punto (A) $\Rightarrow V_i = \dots, n = \dots, L_w = \dots$



$q = \text{carico dovuto a } L$
 $P_c = \text{peso corbucante}$

(M)



$$M = \frac{\partial T}{\partial z}$$

alle estremità libere il M deve essere nullo!

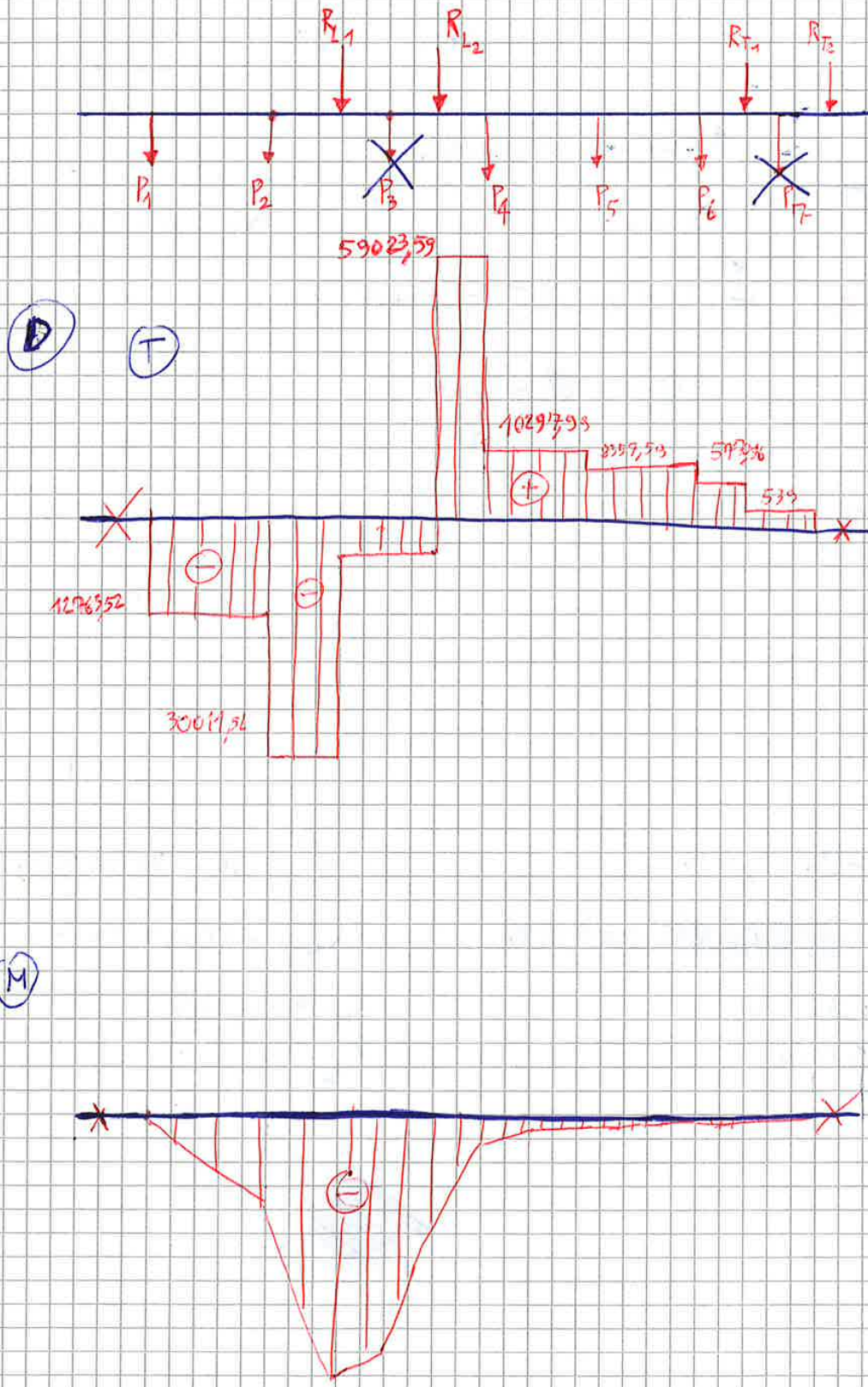
W_{max}			W_{min}		
	V_i	n	V_i	n	
H	32,59 m/s	1	21,94 m/s	1	
A	68,36 m/s	4,4	46,02 m/s	4,4	
D	136,29 m/s	4,4	91,78 m/s	4,4	
E	136,29 m/s	-1	91,78 m/s	-1	
F	174,07 m/s	-1,76	61,97 m/s	-1,76	
G	49,91 m/s	-1,76	33,60 m/s	-1,76	

	L_w	L_T	M_0	L_w	L_T	M_0
H	28806,46	633,54	-2934,72	12822,57	-376,57	-1330,06
A	117948,33	287,67	-12612,24	56419,22	-1656,82	-5857,82
D	-124750,39	-3614,39	-51324,60	59323,12	-4560,72	-23275,21
E	-17763,24	-9676,76	-51324,60	-8721,69	-3724,31	-23275,21
F	-43791,95	-4502,45	-15159,31	-20443,13	-1461,83	-10406,62
G	-45171,36	-3123,04	-6882,92	-21657,66	-247,30	-3119,44

$$L_T = \frac{M_0 + n \cdot W \cdot x_f}{a}$$

$$L_w = \frac{n \cdot W \cdot (a - x_f) - M_0}{a}$$

$$M_0 = \frac{1}{2} \rho_0 S C_{M_0} V_i^2$$



(E)



C.D.S.

$P_c = P_c \cdot \sin \alpha = 200 \text{ kg}$

$P_c = 200 \text{ kg}$

$\alpha = 28^\circ$

(A)

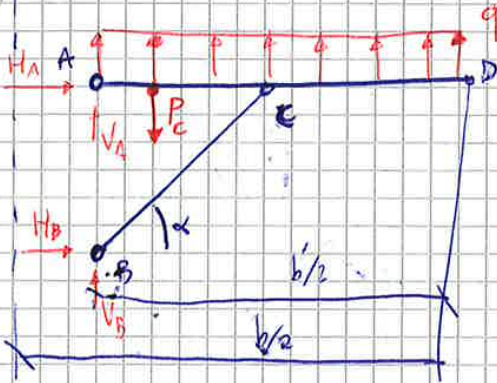
$P_A = 209,5 \text{ kg}$

$\frac{b'}{2} = 6,95 \text{ m}$

$b = 7,575$

$\overline{AP} = 0,55 \text{ m}$

$\overline{AC} = 2,086 \text{ m}$



$\frac{L_w}{b} = \frac{\frac{L_w}{2}}{\frac{b}{2}}$

$q = \frac{L_w}{b} \cdot \frac{n P_A}{\frac{b'}{2}} = 6485,56 \cdot \frac{N}{m}$

$V_B = H_B \cdot \tan \alpha$

$\uparrow \sum F_y = 0: V_B + V_A - P_c + q \cdot \frac{b'}{2} = 0$

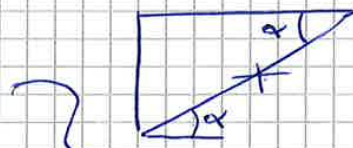
$\rightarrow \sum F_x = 0: H_A + H_B = 0$

$\circlearrowleft \sum M_A = 0: -P_c \cdot \overline{AP} + H_B \cdot \overline{AC} \cdot \sin \alpha + q \cdot \frac{b'}{2} \cdot \frac{b'}{4} = 0$

~~$V_B = H_B \cdot \tan \alpha$~~

H_B, V_B, H_A, V_A

$$\begin{cases} V_B + V_A - P_c + q \cdot \frac{b'}{2} = 0 \\ H_A + H_B = 0 \\ -P_c \cdot \overline{AP} + H_B \cdot \overline{AC} \cdot \sin \alpha + q \cdot \frac{b'^2}{8} = 0 \\ V_B = H_B \cdot \tan \alpha \end{cases}$$

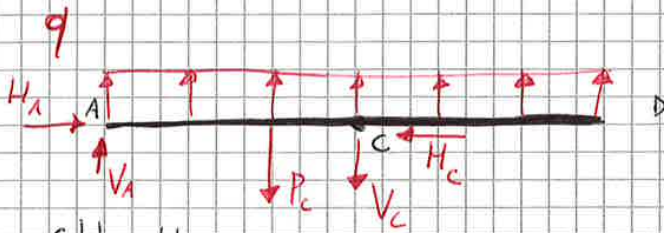


$\frac{AB}{AC} = \sin \alpha$

$\overline{AB} = \overline{AC} \cdot \sin \alpha$

~~$H_B \tan \alpha$~~

$$\begin{cases} \cancel{H_B \tan \alpha} + V_A - P_c + q \cdot \frac{b'}{2} = 0 \\ H_A + H_B = 0 \\ -P_c \cdot \overline{AP} + H_B \cdot \overline{AC} \cdot \sin \alpha + q \cdot \frac{b'^2}{8} = 0 \end{cases}$$

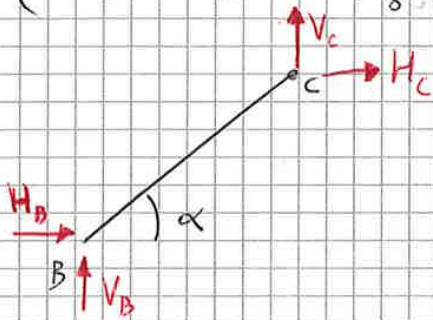


$$\begin{cases} H_A - H_C = 0 \\ V_A - V_C - P_C + q \frac{b'}{2} = 0 \\ -V_C \overline{AC} - P_C \overline{AP} + q \frac{b'^2}{8} = 0 \end{cases}$$

$$\boxed{\rightarrow} : H_A - H_C = 0$$

$$\boxed{\uparrow} : V_A - P_C - V_C + q \frac{b'}{2} = 0$$

$$\boxed{A^D} : q \cdot \frac{b'}{2} \cdot \frac{b'}{4} - P_C \overline{AP} - V_C \cdot \overline{AC} = 0$$

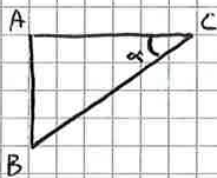


$$\boxed{\uparrow} : V_C + V_B = 0$$

$$\boxed{\rightarrow} : H_B + H_C = 0$$

$$\boxed{B^D} : V_C \cdot \overline{BC} \cdot \cos \alpha - H_C \cdot \overline{BC} \cdot \sin \alpha = 0$$

$\overline{BC} =$



$$\frac{AB}{AC} = \tan \alpha \quad \overline{AB} = \overline{AC} \tan \alpha$$

$$\overline{BC} \frac{\overline{AC}}{\overline{BC}} = \cos \alpha \quad \overline{BC} = \frac{\overline{AC}}{\cos \alpha}$$

$$V_B + V_C = 0$$

$$H_B + H_C = 0$$

$$V_C \cdot \overline{AC} \cdot \frac{\cos \alpha}{\cos \alpha} - H_C \cdot \overline{AC} \cdot \tan \alpha = 0$$

$$H_A = H_C = 98637,56 \text{ N}$$

$$H_A - H_C = 0$$

$$V_A - V_C - P_C + q \frac{b'}{2} = 0$$

$$-V_C \overline{AC} - P_C \overline{AP} + q \frac{b'^2}{8} = 0$$

$$V_B + V_C = 0$$

$$H_B + H_C = 0$$

$$V_C \cdot \overline{AC} - H_C \cdot \overline{AC} \cdot \tan \alpha = 0$$

$$V_A = V_C + P_C - q \frac{b'}{2} = 9337,88 \text{ N}$$

$$V_C = \frac{-P_C \overline{AP} + q \frac{b'^2}{8}}{\overline{AC}} = \frac{q \frac{b'^2}{8} - P_C \overline{AP}}{\overline{AC}} = 52446,52 \text{ N}$$

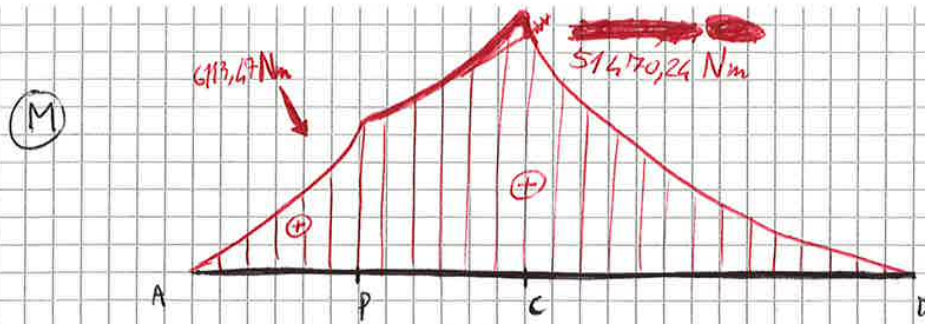
$$V_B = -V_C = -52446,52 \text{ N}$$

$$H_B = -H_C$$

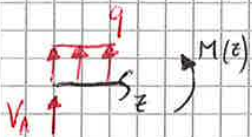
$$= -98637,56 \text{ N}$$

$$H_C \overline{AC} \tan \alpha = V_C \overline{AC}$$

$$H_C = \frac{V_C}{\tan \alpha} = 98637,56 \text{ N}$$

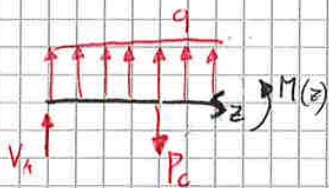


$0 \leq z \leq \overline{AP}$



$$\begin{aligned} \boxed{z)} \cdot M(z) - q \cdot z \cdot \frac{z}{2} - V_A z &= 0 \\ M(z) &= V_A z + q \frac{z^2}{2} = V_A z + \frac{q z^2}{2} \end{aligned}$$

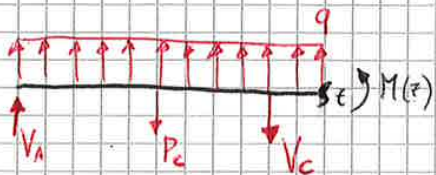
$\overline{AP} \leq z < \overline{AC}$



$$\boxed{z)} \cdot M(z) - q \frac{z^2}{2} + V_A z + P_C (z - \overline{AP}) = 0$$

$$\begin{aligned} M(z) &= V_A z + \frac{q z^2}{2} - P_C (z - \overline{AP}) = \\ &= V_A z + \frac{q z^2}{2} - P_C z + P_C \overline{AP} = \\ &= \frac{q z^2}{2} + z (V_A - P_C) + P_C \overline{AP} \end{aligned}$$

$\overline{AC} \leq z \leq \overline{AD}$



$$\boxed{z)} \cdot M(z) - \frac{q z^2}{2} - V_A z + P_C (z - \overline{AP}) + V_C (z - \overline{AC}) = 0$$

$$M(z) = \frac{q z^2}{2} + V_A z - P_C z + \overline{AP} P_C + V_C z - V_C \overline{AC}$$

$$M(z) = \frac{q z^2}{2} + z (V_A - P_C + V_C) + \overline{AP} P_C - V_C \overline{AC}$$

5/11/2015

Prof. Brischetto

3° ESERCITAZIONE PER L'ESAME

Ⓐ a W_{mx}

trasformare il profilo in tante piccole aree (area del corrente più aree delle strisce collateranti)

si collocano queste aree nel riferimento x-y.

X calcolare le aree collateranti:

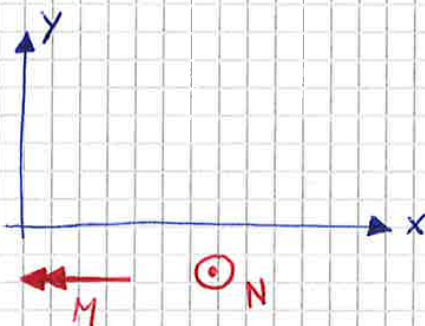
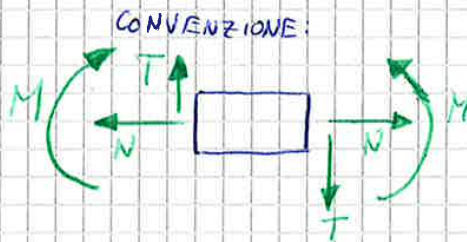
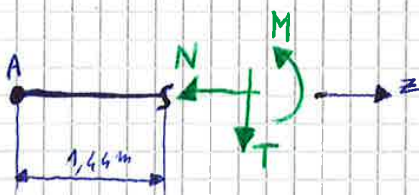
- TRAZIONE metà del pannello a dx e metà del pannello a sx
- COMPRESSIONE formula $\sigma_{critica}$

W_i → lati incastrati.

W_a → lati appoggiati

W_t → si considera l'area del pannello come fosse in trazione

sotto in trazione, sopra in compressione



posizioniamo le aree in questo riferimento usando le tabelle per ricavare le posizioni

↑
numero del corrente

$$10) \Rightarrow W_1 = \frac{162}{2} \text{ mm} \quad W_2 = \frac{190}{2} \text{ mm}$$

$$A_s = (W_1 + W_2) \cdot S = 176 \text{ mm}^2$$

12) - 13) - 14) - 15) allo stesso modo (non tutti in trazione)

$$2) \Rightarrow W_1 = W_2 = W_a = 14,84 \cdot S \quad \left(\begin{array}{l} (1) - (4) - (5) - (6) - (7) - (8) \\ \text{allo stesso modo} \end{array} \right) ?$$

$$A_s = (2W_s) \cdot S = 29,68 \text{ mm}^2$$

$$17) \Rightarrow W_1 = W_2 = W_3 = W_4 = W_i = 19,59 \cdot S$$

$$A_s = (4 \cdot W_i) \cdot S = 178,36 \text{ mm}^2$$

$$18) \Rightarrow W_1 = W_2 = W_i = 19,59 \cdot S$$

$$A_s = 2W_i \cdot S = 2 \cdot 19,59 \cdot S = 39,18 \text{ mm}^2$$

$$9) \Rightarrow W_2 = \frac{162}{2} \text{ mm}$$

$$A_s = (W_1 + W_2) \cdot S = 95,84 \text{ mm}^2$$

$$W_i = W_a = 14,84 \cdot S$$

$$16) \Rightarrow W_1 = \frac{162}{2} \text{ mm}$$

$$W_2 = W_a = 14,84 \cdot S$$

$$A_s = (W_1 + W_2) \cdot S = 95,84 \text{ mm}^2$$

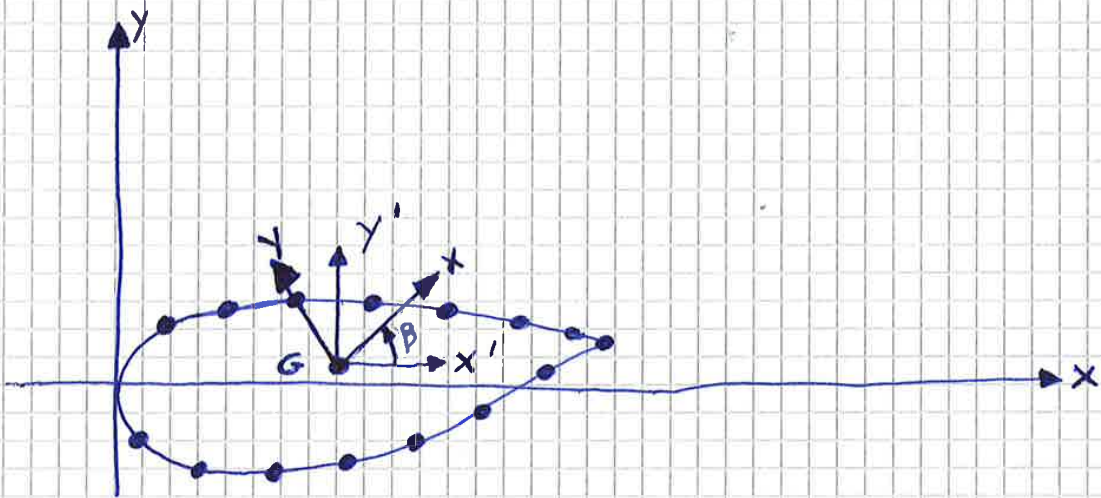
$$11) \Rightarrow W_t = \frac{190}{2} \text{ mm} \left. \vphantom{W_t} \right\} \times 1 \text{ mm}$$

$$W_4 = W_a = 14,84 \cdot S$$

$$W_2 = \frac{190}{2} \text{ mm}$$

$$W_3 = 177 \left. \vphantom{W_3} \right\} \times 2 \text{ mm}$$

$$A_{s_{11}} = 283,36 \text{ mm}^2$$



$$x'_i = x_i - x_G$$

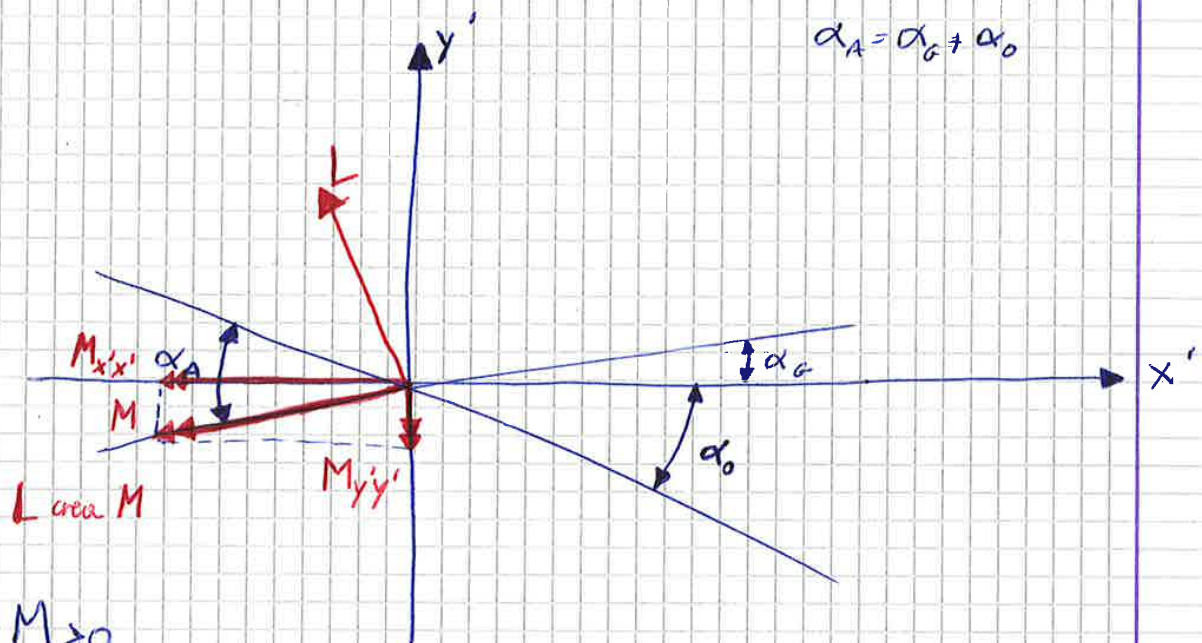
$$y'_i = y_i - y_G$$

Regione	x_i	y_i	x'_i	y'_i	A_i	$J_{xx'}$	$J_{yy'}$	$J_{x'y'}$
1								
⋮								
18								

$$J_{x'x'} = y_i'^2 \cdot A_i$$

$$J_{y'y'} = x_i'^2 \cdot A_i$$

$$J_{x'y'} = A_i \cdot x'_i \cdot y'_i$$



$$M > 0$$

$$M_{x'x'} = M \cdot \cos \alpha_G = \dots$$

$$M_{y'y'} = M \cdot \sin \alpha_G = \dots$$

$$M_{y'y'} > 0 \quad M_{x'x'} < 0$$

$$\sigma_i^M = k_1 x_i' + k_2 y_i'$$

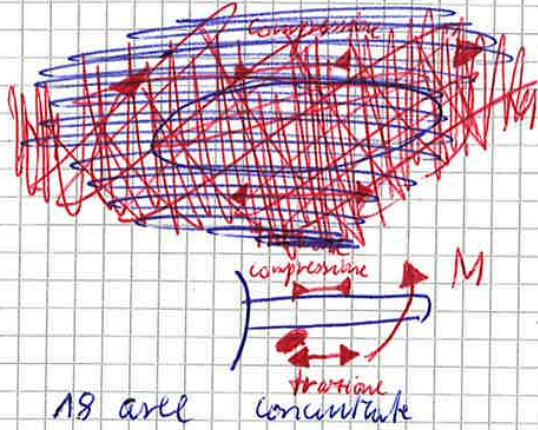
$$k_1 = \frac{M_{y'y'} (J_{x'x'})_{TOT} - M_{x'x'} (J_{x'y'})_{TOT}}{(J_{x'x'})_{TOT} (J_{y'y'})_{TOT} - (J_{x'y'})_{TOT}^2}$$

$$k_2 = \frac{M_{x'x'} (J_{y'y'})_{TOT} - M_{y'y'} (J_{x'y'})_{TOT}}{(J_{x'x'})_{TOT} (J_{y'y'})_{TOT} - (J_{x'y'})_{TOT}^2}$$

$$\sigma_i^N = \frac{N}{\sum_{i=1}^{18} (A_i)} = \frac{N}{A_{tot}}$$

vedi documento Excel

ESERCITAZIONE n° 3



$$Z = 1,44 \text{ m}$$

⊙ a W_{MAX}

$$n = 4,4 \quad V_i = 68,36 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$N = 98\,637,56 \text{ N}$$

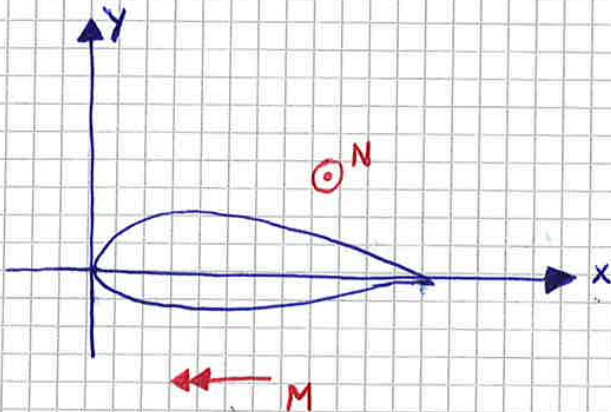
$$T = 16\,711,09 \text{ N}$$

$$M = 18\,417,74 \text{ Nm}$$

ciascuna area

$$A_{tot} = A_c + A_s$$

\swarrow area corrente \swarrow area collaborante



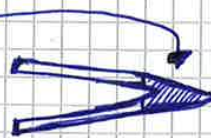
$$A_{c1} = A_{c2} = A_{c4} = A_{c5} = A_{c6} = A_{c7} = A_{c8} = A_{c9} = A_{c10} = A_{c12} = A_{c13} = A_{c14} = A_{c15} = A_{c16} = 39 \text{ mm}^2$$

$$A_{c3} = 596 \text{ mm}^2$$

$$A_{c11} = 3 \cdot 30 + 2 \cdot 16 = 122 \text{ mm}^2$$

$$A_{c18} = 25 \cdot 2 = 50 \text{ mm}^2$$

$$A_{c17} = 30 \cdot 1,5 + 15 \cdot 1,5 + 15 \cdot 1,5 = 90 \text{ mm}^2$$



Regione	x	y	A_c	A_s	A_t	$S_x = A_t \cdot y$	$S_y = A_t \cdot x$
1	69,5	59,5	39	29,68	68,68		
2	217,1	117	39	29,68	68,68		
3	400	144,8	396	197,54	593,54		
4	600	180,1	39	29,68	68,68		
5	1780	187,6	39	29,68	68,68		
6	932,5	185,1	39	29,68	68,68		
7	1080	170,1	39	29,68	68,68		
8	1237,5	145,1	39	29,68	68,68		
9	173,5	-41,7	39	95,84	134,84		
10	226,7	-61,8	39	176	215		
11	409,1	-76,4	122	283,36	405,36		
12	597,4	-9,12	39	176	215		
13	1768,8	-87	39	176	215		
14	931,3	-79,5	39	176	215		
15	1088,8	-64,5	39	176	215		
16	1246,3	-47	39	95,84	134,84		
17	1418,8	98,8	90	178,36	168,36		
18	1880,8	96	150	39,18	85,18		

A_{TOT} 3081,88	S_x TOT 57445,642	S_y TOT 286303,248
----------------------	------------------------	-------------------------

$$\beta = \cancel{0,023675226} \text{ rad} = 1,3565^\circ$$

$$M_{x'x'} = M \cos \alpha_g = 18\,048,06 \text{ Nm}$$

$$M_{y'y'} = M \sin \alpha_g = 3671,59 \text{ Nm}$$

$$\sigma_i^M = k_1 \cdot x_i' + k_2 \cdot y_i'$$

• 1 equat. di momento rispetto all'asse z

• 2 eq. di convergenza

$$[A] \{x\} = \{s\}$$

10×10

$$\downarrow \{x\} = q_i$$

10×1

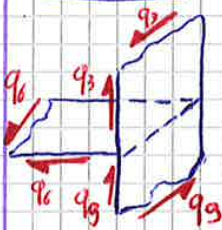
al computer conviene usare il metodo del flusso corretto per evitare di avere 10 eq. in 10 incognite

$$\frac{dN_i}{dz} = \frac{T_y}{I_{xx}} A_i y_i$$

$$I_{xx} = \sum_i A_i y_i^2 = 8,094 \cdot 10^8 \text{ mm}^4$$

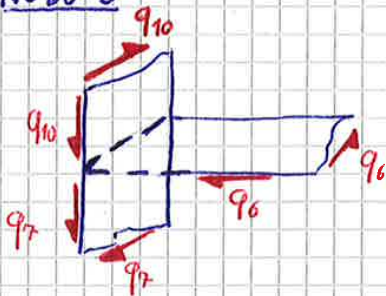
$$\frac{dN_7}{dz} = \frac{dN_8}{dz} = 0 \quad (\text{perché } A_7 = A_8 = 0 \text{ mm}^2)$$

NODO 7



$$q_3 + q_6 = q_9$$

NODO 8



$$q_7 = q_6 + q_{10}$$