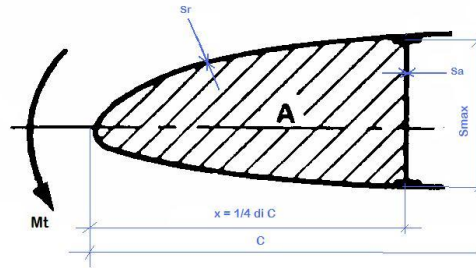


1. Esercizio Guida

Verificare a torsione il cassone, rappresentato in figura, relativo ad un'ala a pianta rettangolare che monta un profilo NACA 63₁212. Calcolare inoltre la rotazione della sezione di estremità rispetto a quella della radice dell'ala, sapendo che:

- Allungamento alare $\lambda = 12$
- Apertura alare $b = 12$ m
- Diametro max fusoliera $d = 2$ m
- Spessore del rivestimento $s_1 = 0,8$ mm
- Spessore anima del longherone $s_2 = 1,5$ mm
- Momento torcente all'estremità alare supposto costante $M_t = 2000$ N m
- Materiale lega 2024 (Avional): $\sigma_s = 240$ N/mm² e $G = 27.300$ N/mm²
- Nota la geometria del profilo (NACA 63₁-212)



a) **Calcolo della corda dell'ala a pianta rettangolare:** $c = \frac{b}{\lambda} = \frac{12}{12} = 1$ m

b) **Calcolo delle caratteristiche geometriche del profilo NACA 63₁-212**

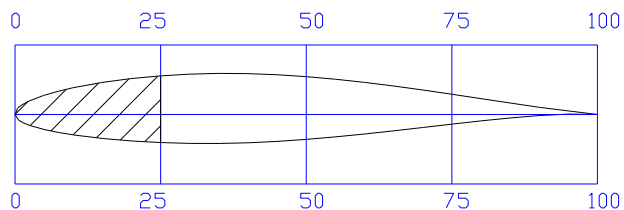
$S_{max} = 12\% c = 12$ cm e poiché il longherone si posiziona sempre in corrispondenza di S_{max} che si trova ad $\frac{1}{4}$ della corda si ottiene $x_{S_{max}} = 25$ cm.

Note le coordinate del profilo NACA 63₁-212 (cfr. tabelle sul testo Theory of Wing Section) disegniamo il profilo utilizzando il programma Autocad. Digitando il comando "AREA" determiniamo sia

l'area che il perimetro, della zona racchiusa tra il bordo d'attacco e l'anima del longherone, posto ad $\frac{1}{4}$ della corda. Si ottiene:

$A = 20558$ mm

$P = 641$ mm



c) **Calcolo delle tensioni tangenziali nel rivestimento e nell'anima del longherone**

Applicando la formula di Bredt si ottiene:

per la lamiera del bordo d'attacco: $\tau_1 = \frac{M_t}{2 \cdot A \cdot s_1} = \frac{2.000.000}{2 \cdot 20558 \cdot 0,80} = 60,8 \frac{N}{mm^2}$

per la lamiera dell'anima del longherone: $\tau_2 = \frac{M_t}{2 \cdot A \cdot s_2} = \frac{2.000.000}{2 \cdot 20558 \cdot 1,5} = 32,43 \frac{N}{mm^2}$

Essendo per l'Avional $\tau_{amm} = 0,58 \sigma_{amm} = 92,8$ N/mm² risulta sia $\tau_1 < \tau_{amm}$ che $\tau_2 < \tau_{amm}$

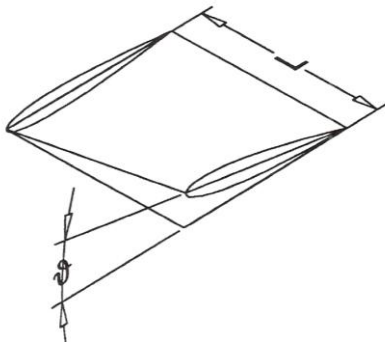
Quindi, la verifica ai carichi esterni, almeno per quanto riguarda i valori delle tensioni tangenziali nelle lamiere del rivestimento e dell'anima del longherone, ha esito positivo. Resta comunque ancora da verificare l'angolo di torsione dell'ala.

d) Calcolo della rigidezza torsionale B

$$B = \frac{4 \cdot G \cdot A^2}{\sum \frac{c_i}{s_i}} \quad \text{dove:} \quad \begin{cases} A \text{ è l'area della sezione (mm}^2\text{)} \\ G \text{ è il modulo di elasticità trasversale del materiale (N/mm}^2\text{)} \\ c_i \text{ è la lunghezza delle lamiere che delimitano la sezione A (mm)} \\ s_i \text{ è lo spessore delle lamiere che delimitano la sezione A (mm)} \end{cases}$$

$$\text{nel nostro caso sarà } B = \frac{4 \cdot G \cdot A^2}{\frac{c_1}{s_1} + \frac{c_2}{s_2}} = \frac{4 \cdot 27300 \cdot 20558^2}{\frac{641-120}{0,8} + \frac{120}{1,5}} = 6,311 \cdot 10^{10} \text{ Nmm}^2$$

e) Calcolo dell'angolo di torsione dell'ala



Una volta nota la rigidezza torsionale, occorre calcolare l'angolo di torsione massimo, che per una semiala di apertura L e rigidezza B è dato dalla formula (in radianti)

$$\Delta\theta = \frac{M_t}{B} \cdot L = \frac{2.000.000}{6,311 \cdot 10^{10}} \left(\frac{12000}{2} - \frac{2000}{2} \right) = 0,158 \text{ rad} \approx 9^\circ$$

Il valore trovato, che rappresenta la rotazione dell'estremità alare rispetto alla radice, supera il valore limite di 4° fissato da alcuni regolamenti per i velivoli di una certa classe. Pertanto per non rischiare di aumentare eccessivamente l'angolo di incidenza, con conseguente variazione delle forze aerodinamiche agenti, occorre necessariamente aumentare la rigidezza torsionale B dell'ala andando, per esempio, ad aumentare lo spessore della lamiera del bordo d'attacco.