STRUTTURE AEROSPAZIALI 25. OTT. 2010

Prof. Ing. CHIARELLI Mario

TICKET ISCRIZIONE 27.07.11

Ricevimento LUNEDÌ pom. 15 → 17.

ONB 28.07.011 (217)

chiarelli@dia.unipi.it

tel: 050 2217253 / 211 (centralino)

Appunti dell'Ing. [illegible] in dipartimento del prof. Cavallaro e del Chiarelli (elementi di strutture).

TESTI DI RIFERIMENTO: ·) Rivello

·) Megson: Aerospace structures for... ← più pratico

MASTER COPY

Tel. 388/9837745

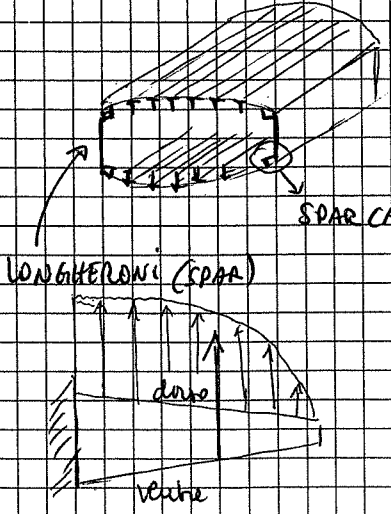
·) TEORIA ELEMENTARE delle TRAVI (BEAM THEORY)

- forza normale, flessione, taglio, torsione

·) STRUTTURE a GUSCIO

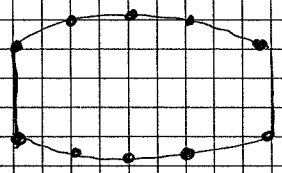
- guscio semplice: lo spessore della parete è importante rispetto alla dimensione del tubo.
Le pareti delle travi sopportano sforzi tangenziali

·) STRUTTORE a SEMIGUSCIO: ovvero lo spessore è piccolo rispetto alla dimensione delle travi, le deformazioni non sono banali.
Ho un velivolo di riferimento per la fusoliera (lamiere di acciaio dello spessore di 1 mm/1,5 mm). Si introducono delle nervature di "forma", che aiutano a mantenere la forma stessa dell'alluminio.
La struttura a semiguscio si ha anche per il CASSONE ALARE (Wing box). I rivestimenti in lamiera, dorsale e ventrale, sono irrigiditi da dei travicelli (chiam. Longheroni) che oltre ad irrigidire, sopportano anche eventuali sforzi anche. Il cassone alare sarà sollecitato a FLESSIONE e TAGLIO.



Questi elementi di irrigidimento servono a sopportare lo sforzo normale che vi passa.

Per il modello matematico posso passare dal disegno effettivo ad uno modello approssimato, andando a concentrare in punti gli elementi.



Si parlerà di ELEMENTI LONGITUDINALI e lavorano solo per sforzo NORMALE. Non hanno capacità flessionali proprie.

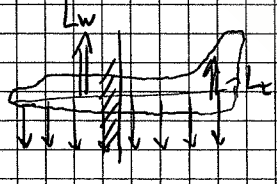
L'area totale sarà quindi l'area degli oggetti che lavorano solo a sforzo normale, che vanno a

⇒ La fusoliera lavora solo a TAGLIO

MASTER COPY
Tel. 388/9837745

Bisogna tenere conto anche dei carichi di PRESSURIZZAZIONE all'interno della cabina (pressione interna a 0,7/0,8 atm). La struttura della fusoliera subisce un ciclo di pressurizzazione ⇒ è come se il velivolo fosse gonfiato come un pallone.

Gli sforzi normali sono dovuti agli effetti flessionali che si sviluppano nelle superfici alari e nella fusoliera.



Gli sforzi prodotti sia nelle superfici alari che nella fusoliera contribuiscono nel FLUSSO DI TAGLIO

FLUSSO DI TAGLIO = T · t

è costante nella lamiera, negli elementi longitudinali.

⇒ Se lo spessore è costante ⇒ è costante anche T.

Questo modello si avvicina bene alle dimensioni reali quando più piccoli sono gli elementi longitudinali rispetto ai transversali (1)

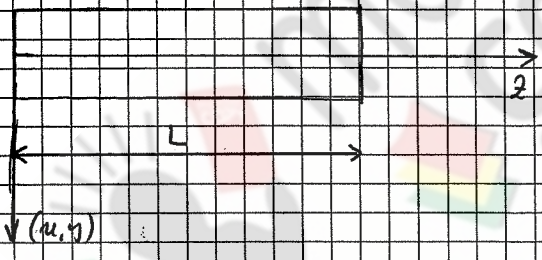
Il contributo della pelle può essere recuperato andando ad incrementare l'area dei nodi.

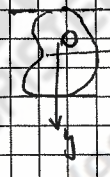
Gli elementi bidimensionali (coordinate o cartesiane) lavorano solo nel proprio piano, sono ∞-mente rigidi nel proprio piano (Membranali), ed

Talvolta questi elementi servono ad unire carico nell'interno. Si parlerà allora di ordinate o centrine di forza.

•) Dopo la teoria elementare si studieranno le STRUTTURE IPERSTATICHE
•) TEORIA DELLE PIASTRE (solai)
•) INSTABILITÀ delle STRUTTURE.
•) STUDIO dei FENOMENI di SHARRLEG (?)
•) METODI MATRICIALI
•) DINAMICA delle STRUTTURE.

Solido PRISMATICO.





$\sigma_x = \sigma_y = \tau_{xy} = 0$
(in St. Venant)

Considereremo una sola primitiva costituita da materiale omogeneo ed isotropo, con carichi applicati solo e soltanto sulle basi.
Ciò vuol dire che il corpo è privo di vincoli.
Non ci sono molle né appoggi di volume né di massa.

Nelle Hp. di St Venant : $\sigma_x = \sigma_y = \tau_{xy} = 0$

La matrice di tensione sarà : $\begin{bmatrix} 0 & 0 & \tau_{xz} \\ 0 & 0 & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{bmatrix}$

Le azioni elementari applicate nelle basi in $z=0$ e $z=L$ saranno indicate con: $\begin{cases} \pm F^*_x \\ \pm F^*_y \\ \pm F^*_z \end{cases}$

Le condizioni delle sollecitazioni saranno nella sezione $\boxed{z = L}$

$$N^* = \int_A F_z^* \, dA$$

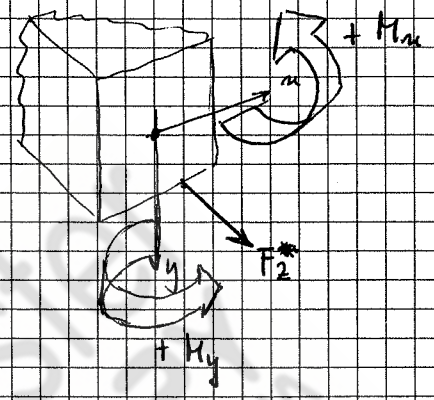
$$T_x^* = \int_A F_x^* \, dA$$

$$T_y^* = \int_A F_y^* \, dA$$

TORSIONE $M_0^* = \int_A (F_y^* x - F_x^* y) \, dA$

$$M_x^* = \int_A F_z^* y \, dA$$

$$M_y^* = \int_A F_z^* \cdot x \, dA$$



Per mezzo della teoria di St. Venant siamo in grado di calcolare le componenti di sforzo $\begin{cases} \sigma_z \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{cases}$

In ogni sezione vale:

$$\begin{cases} N = N^* \\ T_x = T_x^* \\ T_y = T_y^* \\ M_0 = M_0^* \\ M_x = M_x^* - T_y^* (L - z) \\ M_y = M_y^* - T_x^* (L - z) \end{cases}$$

Le equazioni costitutive sono:

$$\begin{cases} \varepsilon_z = \dfrac{\sigma_z}{E} \\ \varepsilon_x = \varepsilon_y = -\dfrac{1}{\nu} \cdot \dfrac{\sigma_z}{E} \\ \gamma_{xz} = \tau_{xz} / G \\ \gamma_{yz} = \tau_{yz} / G \end{cases}, \quad \gamma_{xy} = 0 \text{ (SCORRIMENTO NULLO NEL PIANO} \Rightarrow \text{la sezione mantiene la forma)}$$

dove E = modulo elastico del componente.

$[E] = [\text{MPa}]$ $\begin{cases} \text{lega alluminio } 65.000/72.000 \\ \text{lega acciaio} \approx 206.000 \end{cases}$

In definitiva, a conti fatti, si avrà:

$$\sigma_z = a + bx + cy + 2(a_1 + b_1 x + c_1 y) \qquad \text{(flessione)}$$

Nel nostro caso di FORZA NORMALE + FLESSIONE SEMPLICE non c'è dipendenza da z (che sarebbe data da componenti di taglio).

Dunque, non avendo dipendenza da z, sarà:

$$\sigma_z = a + bx + cy$$

Trovate a, b, c avremo definito il tensore di sforzo, che nel caso di flessione semplice è:

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_z \end{bmatrix}.$$

Mettiamoci nelle condizioni al bordo.

$z = L$: $\quad \sigma_z = F_z^+$

$$N^* = \int_A \sigma_z \, dA = \int_A (a + bx + cy)\, dA =$$

$$= \int_A a \, dA + b\int_A x \, dA + c\int_A y \, dA$$

$$-M_y^+ = a\int_A x \, dA + b\int_A x^2 \, dA + c\int_A xy \, dA \quad \left(= \int_A \sigma_z x \, dA\right)$$

$$M_x^* = \int_A \sigma_z y \, dA = a\int_A y \, dA + b\int_A xy \, dA + c\int_A y^2 \, dA.$$

Se gli assi x ed y sono BARICENTRICI, avendo x ed y sono assi centrali: $\int_A x \, dA = \int_A y \, dA = 0$ (MOMENTI STATICI)

Allora: $\quad -M_y^+ = b\int_A x^2 \, dA + c\int_A xy \, dA = bJ_y + cJ_{xy}$

$$M_x^+ = b\int_A xy \, dA + c\int_A y^2 \, dA = bJ_{xy} + cJ_x$$