



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1768A -

ANNO: 2015

APPUNTI

STUDENTE: Sacchiero Giulia

MATERIA: Tecnica delle costruzioni aeronautiche - Teoria +
temi d'esame - prof. Frulla

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.**

PARTE 1: STRUTTURE

1.1 RICHIAMI DI MECCANICA STRUTTURALE

TENSIONI E DEFORMAZIONI	1
IPOTESI DI DE SAINT-VENANT	4
LAVORI E PRINCIPI ENERGETICI	8
TEORIA INGEGNERISTICA DELLA TRAVE	14
TRAVE SANDWICH	20

1.2 SEMIGUSCIO IDEALE

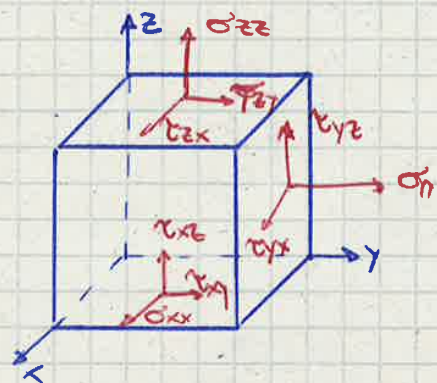
STATO SOLLECITAZIONALE PANNELLI	21
FLESSIONE	23
TORSIONE	24
SEZIONI CHIUSE A PARETE SOTTILE	27
SEZIONI CHIUSE A PIU' CELLE	29
SEZIONI APERTE	31

1.3 STABILITA' DELL'EQUILIBRIO

METODO VARIAZIONE ENERGETICI	33
METODO DEGLI EQUILIBRI ADACENTI	36
STABILITA' ASTA COMPRESSA	38
STABILITA' DEI PANNELLI	43
PANNELLI A TAGLIO	47
DIMENSIONAMENTO BULLONI	52
DIAGRAMMA DI UTILIZZO	65

RICHIAMI DI MECCANICA STRUTTURALE

TENSIONI E DEFORMAZIONI



Consideriamo un corpo solido e isoliamo al suo interno un parallelepipedo coi gli spigoli paralleli agli assi coordinati x, y, z .

Le tensioni vengono rappresentate dalla matrice detta "tensore di tensione":

$$[\sigma] = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_{zz} \end{bmatrix} \quad \text{con } [\sigma] = N/mm^2 = MPa$$

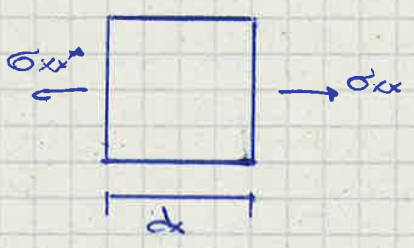
NB → primo pedice → faccia su cui agisce
 → secondo pedice → direzione in cui agisce

Le tensioni sono legate tra loro mediante le relazioni indefinite di equilibrio, le relazioni di reciprocità e le relazioni di Cauchy.

RELAZIONI INDEFINITE DI EQUILIBRIO

$$\begin{cases} \sigma_{xx,x} + \tau_{yx,y} + \tau_{zx,z} - f_x = 0 \\ \tau_{xy,y} + \sigma_{yy,y} + \tau_{zy,z} - f_y = 0 \\ \tau_{xz,z} + \tau_{yz,z} + \sigma_{zz,z} - f_z = 0 \end{cases} \rightarrow \text{forze di campo}$$

L'incremento della tensione agente su due facce parallele è dato dallo sviluppo in serie troncato al primo termine



$$\sigma_{xx} = \sigma_{xx}^* + \frac{d\sigma_{xx}^*}{dx} dx$$

ESUAZIONI DI CONGRUENZA (COMPATIBILITÀ) → derivate seconde

$$\left\{ \begin{aligned} \epsilon_{xx,yy} + \epsilon_{yy,xx} &= \gamma_{xy,xy} \\ \epsilon_{xx,zz} + \epsilon_{zz,xx} &= \gamma_{xz,zx} \\ \epsilon_{yy,zz} + \epsilon_{zz,yy} &= \gamma_{yz,zy} \\ (\gamma_{xy,z} + \gamma_{xz,y} - \gamma_{yz,x})_{,x} &= 2\epsilon_{xx,yz} \\ (\gamma_{yz,x} + \gamma_{xy,z} - \gamma_{xz,y})_{,y} &= 2\epsilon_{yy,xz} \\ (\gamma_{xz,y} + \gamma_{yz,x} - \gamma_{xy,z})_{,z} &= 2\epsilon_{zz,xy} \end{aligned} \right.$$

RELAZIONE COSTITUTIVA

La relazione tra tensioni e deformazioni è data dalla Legge di Hooke

$$\boxed{\{\sigma\} = [C] \{\epsilon\}}$$

Per un materiale ISOTROPO

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{21} \\ \sigma_{33} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 & C_{13} \\ C_{12} & C_{22} & 0 & 0 & 0 & C_{23} \\ 0 & 0 & C_{66} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 \\ C_{13} & C_{23} & 0 & 0 & 0 & C_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \\ \epsilon_{33} \end{Bmatrix}$$

con $C_{11} = C_{22} = C_{33} = \lambda + 2\mu$

$C_{12} = C_{13} = C_{23} = \lambda$

$C_{44} = C_{55} = C_{66} = \mu$

λ e μ = COEFFICIENTI DI LAKE

$$\lambda = \frac{\nu E}{(1+\nu)(1-2\nu)}$$

$$\boxed{\mu = G = \frac{E}{2(1+\nu)}}$$

E = MODULO ELASTICO
 ν = MODULO DI POISSON

G = MODULO DI TAGLIO

} determinati sperimentalmente

CARATTERISTICHE DI SOLLECITAZIONE → DIMOSTRAZIONE FORMULA NAVIER 5

La deformazione longitudinale risulta distribuita linearmente sulle sezioni (è un piano) e quindi anche la tensione longitudinale risulta distribuita come un piano sulle sezioni.

$$\sigma_{zz} = k_0 + k_1 x + k_2 y$$

$$N = \int_A \sigma_{zz} dA = \int_A \sigma (k_0 + k_1 x + k_2 y) dx dy = \int_A k_0 dx dy + \int_A k_1 x dx dy + \int_A k_2 y dx dy = k_0 \cdot A$$

$$\Rightarrow k_0 = \frac{N}{A}$$

$$\begin{aligned} M_x &= \int_A \sigma_{zz} y dA = \int_A (k_0 + k_1 x + k_2 y) y dx dy = \int_A k_0 y dx dy + \int_A k_1 x y dx dy + \int_A k_2 y^2 dx dy = \\ &= \int_A k_1 x y dx dy + \int_A k_2 y^2 dx dy = k_1 I_{xy} + k_2 I_x \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} M_y &= \int_A \sigma_{zz} x dA = \int_A (k_0 + k_1 x + k_2 y) x dx dy = \int_A k_0 x dx dy + \int_A k_1 x^2 dx dy + \int_A k_2 x y dx dy = \\ &= \int_A k_1 x^2 dx dy + \int_A k_2 x y dx dy = k_1 I_y + k_2 I_{xy} \end{aligned}$$

$$\begin{cases} M_x = k_1 I_{yy} + k_2 I_x \\ M_y = k_1 I_y + k_2 I_{xy} \end{cases} \Rightarrow \begin{aligned} k_1 &= \frac{M_y I_x - M_x I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2} \\ k_2 &= \frac{M_x I_y - M_y I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2} \end{aligned}$$

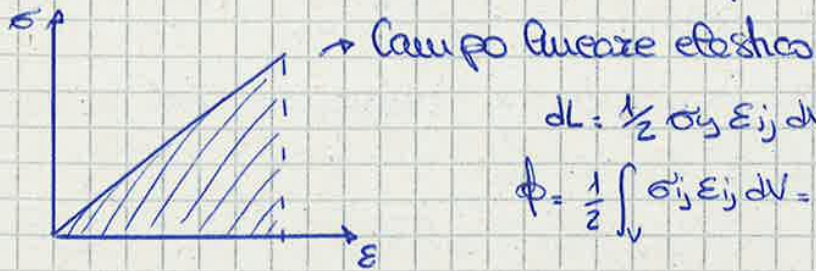
$$\sigma_{zz} = \frac{N}{A} + \frac{M_y I_x - M_x I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2} x + \frac{M_x I_y - M_y I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2} y$$



RELAZIONE DI NAVIER

8 LAVORI E PRINCIPI ENERGETICI

LAVORO DI DEFORMAZIONE : è l'energia di deformazione ϕ accumulata dal corpo



$$dL = \frac{1}{2} \sigma_{ij} \epsilon_{ij} dV = d\phi$$

$$\phi = \frac{1}{2} \int_V \sigma_{ij} \epsilon_{ij} dV = \frac{1}{2} \int_V (\sigma_{xx} \epsilon_{xx} + \sigma_{yy} \epsilon_{yy} + \sigma_{zz} \epsilon_{zz} + \tau_{xy} \gamma_{xy} + \tau_{yz} \gamma_{yz} + \tau_{zx} \gamma_{zx}) dV$$

Se il campo è lineare elastico ϕ dipende solo dallo stato iniziale e finale \rightarrow possiamo quindi definire un POTENZIALE ELASTICO (funz. di punto).

POTENZIALE DI UNA FORZA

$$dL = \vec{F} \cdot d\vec{u} = F du \cos \alpha$$

in componenti $\rightarrow dL = \vec{F} d\vec{u} = F_x dx + F_y dy + F_z dz$

$$L = \int_A^B (F_x dx + F_y dy + F_z dz)$$

\rightarrow campi conservativi

in certi casi l'integrande è il differenziale esatto di una funzione della posizione $v(x, y, z)$

$$F_x dx + F_y dy + F_z dz = -dV = - \left(\frac{\partial V}{\partial x} dx + \frac{\partial V}{\partial y} dy + \frac{\partial V}{\partial z} dz \right)$$

$$L = \int_A^B \dots = - (V_B - V_A) \rightarrow \text{il lavoro dipende solo dal punto iniziale e da quello finale}$$

$$L = \oint_A^{B=A} \dots = 0 \rightarrow \text{la circolazione attorno ad una linea chiusa è nulla}$$

In altre parole l'energia potenziale si conserva

Esempi di campi conservativi sono la forza gravitazionale, la forza elettrostatica e la forza elastica.

10.

$$\delta U = \delta L = \delta \left(\int_V \frac{1}{2} \sigma \epsilon dV \right) = \delta \left(\int_V \frac{1}{2} E \epsilon^2 dV \right) = \int_V E \epsilon \delta \epsilon dV = \int_V \sigma \delta \epsilon dV$$

In altre parole, mentre il lavoro reale rappresenta l'energia di deformazione elastica, il lavoro virtuale (virtuale) rappresenta la variazione prima di energia per un dato stato di tensione

Applicazione

$$\delta L_e = \delta L_i$$

$$F^{(a)} S^{(b)} = \int_V \sigma^{(a)} \cdot \delta \epsilon^{(b)} dV$$

\uparrow forza fittizia \uparrow spostamento reale

sistema (a): sistema delle forze fittizie (solitamente unitarie per facilitare lo svolgimento)

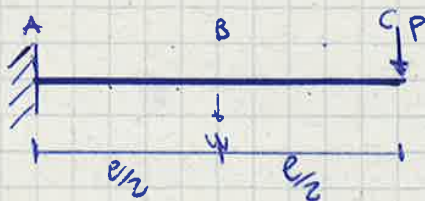
sistema (b): sistema degli spostamenti reali.

Si dimostra che $\delta L_i = S = \int \frac{M^{(a)} M^{(b)}}{EI} dz$

Esempio

Calcolare lo spostamento w della mezzina della trave

SISTEMA (b) → sistema reale



SISTEMA (a) → si ottiene togliendo i carichi esterni e mettendo una forza unitaria in corrispondenza dello spostamento



$$M_1 = -\frac{e}{2}$$

$$V_1 = 1$$

Tratto AB



$$M^{(a)}_1 = z - \frac{e}{2}$$

Quindi
$$\sum \frac{\partial U}{\partial u_i} \delta u_i - \sum F_i \delta u_i = 0$$

$$\sum \left[\frac{\partial U}{\partial u_i} - F_i \right] \delta u_i = 0$$

$$\boxed{\frac{\partial U}{\partial u_i} = F_i} \rightarrow \text{equivalente a PLV}$$

SECONDO TEOREMA DI CASTIGLIANO → forze virt / spost reel

"Se l'energia di deformazione complementare di un sistema strutturale può essere espressa in funzione di N forze indipendenti, la prima derivata parziale dell'energia di deformazione complementare rispetto ad una forza è uguale allo spostamento in quel punto nella direzione della forza stessa".

Consideriamo il caso di un corpo elastico soggetto a carichi conservativi concentrati. Se il corpo è in equilibrio, per il principio di stazionarietà dell'energia potenziale avremo

$$\delta \Pi = 0 = \delta \left(\int_V u^* dv \right) - \sum u_i \delta F_i = 0$$

Consideriamo l'energia di deformazione in funzione delle forze applicate nei punti che subiscono uno spostamento

$$U^* = U^*(F_1, F_2, \dots, F_n)$$

$$\delta U = \frac{\partial U^*}{\partial F_i} \delta F_i$$

Quindi
$$\sum \frac{\partial U^*}{\partial F_i} \delta F_i - \sum u_i \delta F_i = 0$$

$$\sum \left[\frac{\partial U^*}{\partial F_i} - u_i \right] \delta F_i = 0$$

$$\boxed{\frac{\partial U^*}{\partial F_i} = u_i}$$

Quindi
$$\sum \frac{\partial U}{\partial u_i} \delta u_i - \sum F_i \delta u_i = 0$$

$$\sum \left[\frac{\partial U}{\partial u_i} - F_i \right] \delta u_i = 0$$

$$\boxed{\frac{\partial U}{\partial u_i} = F_i} \rightarrow \text{equivalente a PLV}$$

SECONDO TEOREMA DI CASTIGLIANO → forze virt / spost reel

"Se l'energia di deformazione complementare di un sistema strutturale può essere espressa in funzione di N forze indipendenti, la prima derivata parziale dell'energia di deformazione complementare rispetto ad una forza è uguale allo spostamento in quel punto nella direzione della forza stessa".

Consideriamo il caso di un corpo elastico soggetto a carichi conservativi concentrati. Se il corpo è in equilibrio, per il principio di stazionarietà dell'energia potenziale avremo

$$\delta \Pi = 0 = \delta \left(\int_V u^* dv \right) - \sum u_i \delta F_i = 0$$

Consideriamo l'energia di deformazione in funzione delle forze applicate nei punti che subiscono uno spostamento

$$U^* = U^*(F_1, F_2, \dots, F_n)$$

$$\delta U = \frac{\partial U^*}{\partial F_i} \delta F_i$$

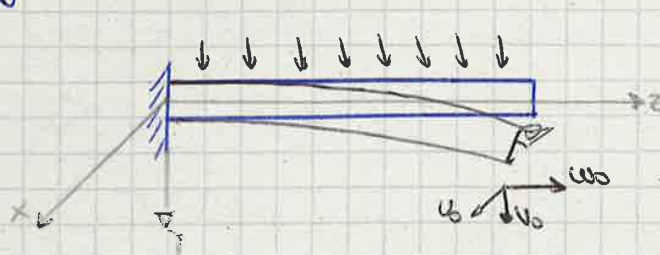
Quindi
$$\sum \frac{\partial U^*}{\partial F_i} \delta F_i - \sum u_i \delta F_i = 0$$

$$\sum \left[\frac{\partial U^*}{\partial F_i} - u_i \right] \delta F_i = 0$$

$$\boxed{\frac{\partial U^*}{\partial F_i} = u_i}$$

EBT- TEORIA INGEGNERISTICA DELLA TRAVE

Consideriamo una trave inizialmente rettilinea in materiale omogeneo e isotropo sottoposta ad un carico distribuito



→ trave a mensola o cantilever

Θ : rotazione delle sezioni nel piano xy (SCORRIMENTO ANGOLARE)

gli spostamenti che subisce la trave saranno:

$$\begin{cases} U = u_0(z) = 0 \\ V = v_0(z) \\ W = w_0(z) - \Theta(z) \end{cases}$$

Le componenti della deformazione risultano quindi

$$\begin{aligned} \epsilon_x = \epsilon_y = \gamma_{xy} = \gamma_{xz} &= 0 \\ \gamma_{yz} &= u_{1y} + v_{1z} = -\Theta + w_{0,z} \end{aligned}$$

$$\epsilon_z = u_{1z} = \underbrace{w_{0,z}}_{\text{membrana}} - y \cdot \Theta_{,z} \quad \leftarrow \text{contributo della curvatura}$$

Per la teoria delle trave di Euler Bernoulli si considera nullo lo scorrimento angolare, in altre parole la sezione oltre a rimanere piana si mantiene perpendicolare all'asse.

Le componenti della deformazione risultano quindi tutte nulle a parte ϵ_z

$$\epsilon_z = w_{0,z} - y \cdot \Theta_{,z}$$

$$\Theta_{,z} = \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial w_0}{\partial z} \right) = \frac{\partial^2 w_0}{\partial z^2}$$

La tensione longitudinale è quindi $\sigma_z = E \epsilon_z$

Le risultanti delle sezioni sono quindi

$$N = \int \sigma_z dA = EA w_{0,z} \rightarrow \text{spostamento in direzione assiale}$$

$$M = \int y \sigma_z dA = -EI w_{0,zz} \rightarrow \text{spost. } \times \text{ curvatura}$$

16

APPROCCIO VARIATIONALE (PLV)

Le equazioni di equilibrio possono essere ~~obtenute~~ ricavate anche tramite il PLV. L'approccio consiste nello scrivere il PLV nell'ipotesi EBT e di procedere per integrazioni successive fino a ridurre il problema in forma variazionale.

$$\int_0^L \sigma_{zz} \delta \varepsilon_{zz} dV - \int_0^L q \delta v_0 dz = 0$$

$$\int_0^L \sigma_{zz} (-y \delta v_{0,zz}) dAdz - \int_0^L q \delta v_0 dz = 0$$

$$\int_0^L -M_x \delta v_{0,zz} dz - \int_0^L q \delta v_0 dz = 0$$

Integrando per parti ottengo

$$\int_0^L \left(-\frac{\partial}{\partial z} (M_x \delta v_{0,z}) + M_{x,z} \delta v_{0,z} \right) dz - \int_0^L q \delta v_0 dz = 0$$

Sapendo che $\frac{\partial}{\partial z} (M_x \delta v_{0,z}) = M_{x,z} \delta v_{0,z} + M_x \delta v_{0,zz}$

$$\int_0^L (M_{x,z} \delta v_{0,z}) dz + \int_0^L M_x \delta v_{0,zz} dz + \int_0^L M_{x,z} \delta v_{0,z} dz - \int_0^L q \delta v_0 dz = 0$$

$$\left[-M_x \delta v_{0,z} \right]_0^L + \left[M_{x,z} \delta v_0 \right]_0^L - \int_0^L (M_{x,zz} + q) \delta v_0 dz = 0$$

Imponendo le condizioni al contorno questi termini si annullano _{EBT}

$$- \int_0^L (M_{x,zz} + q) \delta v_0 dz = 0$$

↓

$$\boxed{M_{x,zz} + q = 0}$$

Si arriva quindi alla stessa equazione di equilibrio

18
In mezzina $\theta = 0$ (il carico distribuito è simmetrico), quindi

$$v_0(z = \frac{l}{2}) = \underbrace{\frac{q l^2}{8GA}}_{\text{contributo del taglio}} + \underbrace{\frac{5}{384} \frac{q l^2}{EI}}_{\text{contributo della flessione}}$$

Per poter trasformare il sistema di equazioni differenziali in un sistema algebrico, utilizziamo il metodo Galerkin.

La soluzione approssimata che si ottiene va pensata come la sommatoria di funzioni particolari:

$$L(u) = 0 \rightarrow \bar{u} = \sum A_i \phi_i \rightarrow \begin{array}{l} A_i \text{ coefficienti} \\ \phi_i \text{ funzione che rispetta le} \\ \text{condizioni al contorno} \end{array}$$

Si sostituisce poi la soluzione approssimata nelle differenziali

$$L(\bar{u}) = \epsilon_R$$

↑
resto residuo

Si prende poi il residuo e lo si moltiplica soltanto per la funzione approssimante.

$$\int \epsilon_R \cdot \phi = 0 \rightarrow \text{significa mettere il residuo perpendicolare rispetto allo spazio delle sezioni}$$

MINIMO ERRORE RISPETTO ALLA BASE

Esempio

Prendiamo il sistema di equazioni differenziali di primo

ordine già due funzioni approssimanti

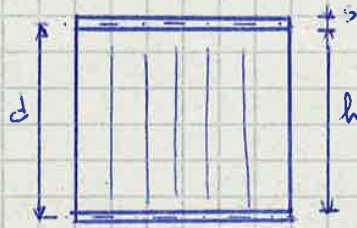
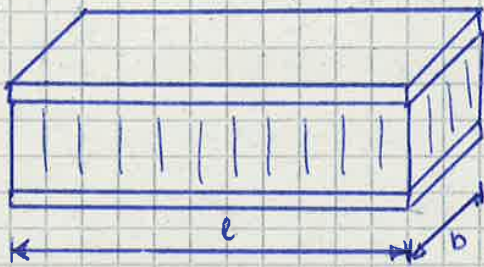
$$\bar{u}_0 = B \sin\left(\frac{\pi z}{2}\right) + \dots \quad \bar{\theta} = D \cos\left(\frac{\pi z}{2}\right) + \dots$$

Sostituendo nel sistema otteniamo

20 TRAVE SANDWICH

Una trave sandwich è costituita da due lami (facce) distanti tra loro qualche centimetro, tra cui è interposto un materiale di riempimento a bassa densità (Pasta, PVC, fari) (cuore).

In questo modo si riesce ad aumentare considerevolmente la rigidezza flessionale (le aree resistenti sono lontane dall'asse neutro) mantenendo quasi inalterati il peso e la rigidezza membrana.



Considerando tutta la sezione anziché:

$$EI = E_f \cdot 2 \left(\frac{bs^3}{12} + bs \cdot \left(\frac{d}{2}\right)^2 \right) + E_c \cdot \frac{b h^3}{12} \rightarrow \text{RIGIDEZZA FLESSIONALE}$$

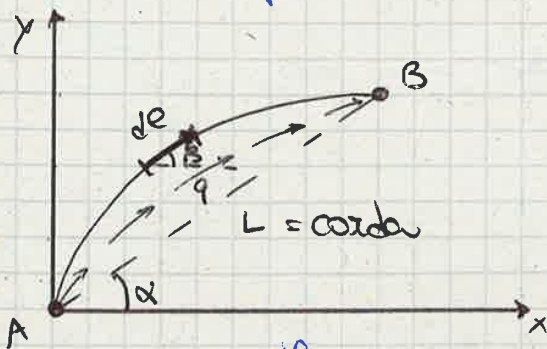
- Osservazioni:
- 1) Il centro d'inerzia del cuore può essere eliminato poiché $E_c \ll E_f$
 - 2) $\frac{bs^3}{12} \ll bs \left(\frac{d}{2}\right)^2 \rightarrow$ può essere trascurato

$$\overline{GA} = G_c \frac{bd^2}{h} = G_c (bd) \cdot \frac{d}{h}$$

\overline{GA} correzione \rightarrow si nota l'osservazione precedente riguardo a \overline{GA}

Nell'ipotesi di trave sandwich trascurata la deformabilità delle facce. In teoria anzitutto uno scorrimento nel cuore e una sovrapposizione delle facce, per comodità si fa un'approssimazione (valida solamente se le facce sono sottili).

Prendiamo ora in esame un generico pannello curvo e andiamo a valutare il valore della risultante del flusso di taglio e dove si posiziona su di esso.



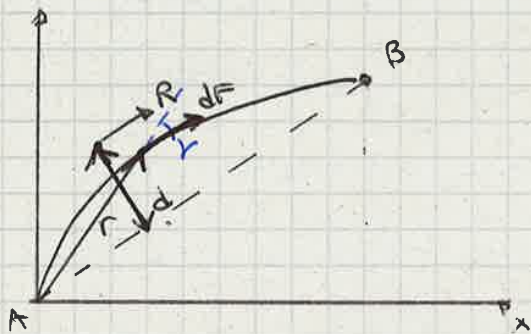
$$R_x = \int_A^B dF \cos \beta = \int_A^B q dl \cos \beta = \int_{A=0}^{B=L \cos \alpha} q dx = qL \cos \alpha$$

$$R_y = \int_A^B dF \sin \beta = \int_A^B q dl \sin \beta = \int_{A=0}^{B=L \sin \alpha} q dy = qL \sin \alpha$$

$$R = \sqrt{R_x^2 + R_y^2} = \boxed{qL = R}$$

$$dF = q \cdot dl$$

La risultante deve essere parallela al segmento \overline{AB} , ma a che distanza da esso si trova?



Scriviamo l'equazione di momento attorno ad A

$$A) \quad R_d = \int_A^B \vec{z} \wedge d\vec{F} = \int_A^B x q dl \sin \beta$$

$$= q \int_A^B x dl \sin \beta$$

area infinitesima spazzata da \vec{z}

$$dl \sin \beta = dz \rightarrow \text{area cede}$$

$$M_A = R \cdot d = q \int_A^B z dz$$

$Rd = qz^2 \rightarrow$ area racchiusa tra il pannello e il polo dei manichi

$$\Rightarrow d = \frac{qz^2}{R} \Rightarrow \boxed{d = \frac{z^2}{L}}$$

d è positivo dalla parte della "gotta" del pannello

NOTA: la posizione della retta d'azione della risultante individua il luogo dei punti rispetto ai quali il momento risultante è nullo.

29

TORSIONE

SEZIONE CIRCOLARE

Ci poniamo in condizioni che rendano valide le ipotesi di Saint Venant e applichiamo una torsione pura

Sezione cilindrica → le sezioni restano piane e qualunque raggio resta rettilineo

GRADIENTE DI TORSIONE

$$\dot{\theta} = \frac{\Delta\theta}{\Delta z}$$

sapendo che $\alpha \Delta\theta = \gamma \Delta z$

$$\dot{\theta} = \frac{\gamma}{r}$$

→ $\gamma = \dot{\theta} \cdot r$ → dist. lineare

Da momento che per un materiale elastico, omogeneo e isotropo

$$\tau = G \gamma$$

anche le τ sono distribuite linearmente lungo il raggio con valore nullo nel centro $\tau = G \cdot \dot{\theta} \cdot r$

$$M_t = \int_0^{2\pi} \int_0^R \tau \cdot r \cdot dr \cdot d\theta \cdot r = \int_0^{2\pi} \int_0^R \frac{\tau_{max}}{R} r^3 dr d\theta =$$

$$= \left[2\pi \frac{\tau_{max}}{R} \frac{r^4}{4} \right]_0^R = 2\pi \frac{\tau_{max}}{R} \frac{R^4}{4} = \frac{\tau_{max}}{R} \frac{\pi R^4}{2}$$

$$M_t = \frac{G R \dot{\theta}}{R} \frac{\pi R^4}{2} = \dot{\theta} \left(G \cdot \frac{\pi R^4}{2} \right) = \dot{\theta} \cdot G \cdot J_p$$

↳ momento di inerzia polare (solo sezioni circolari)

In generale

$$M_t = \dot{\theta} G J_c$$

$$\dot{\theta} = \frac{M_t}{G J_c}$$

$G J_c$: ~~resistenza~~ rigidità torsionale

26

• gradiente di torsione $\theta = \beta \frac{M_t}{G a b^3}$
 \downarrow
 $J = \frac{1}{\beta} a b^3$

• Le linee di tensione e le isostatiche non coincidono

I coefficienti α e β ~~costanti~~ dipendono dalla snellezza a/b

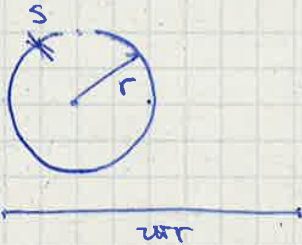
a/b	α	β
1	4,8	7,1
2	4	4,4
∞	3	3

Analogia idrocentrica di Greenhill:

La distribuzione delle tensioni tangenziali in una sezione di una trave sottile a torsione è uguale alla distribuzione delle velocità di un fluido perfetto in un recipiente di egual sezione in moto stazionario e rotazionale.

\Downarrow
 CONSEGUENZE $\rightarrow \tau = 0$ nel centro
 nei vertici
 $\rightarrow \tau_{max}$ punto medio del lato più lungo

SEZ. CIRCOLARE APERTA



$G J_t = G \cdot \frac{1}{3} 2\pi r s^3$

SEZ. CIRCOLARE CHIUSA



$G J_t = G \cdot 2\pi r^3 \cdot s$

\uparrow
 la sezione chiusa sopporta molto meglio la torsione.

Valori tipici G

Alluminio 28'000 MPa

Acciaio

Titanio 40'000 MPa

28

$$1 d\theta^b = \int \tau^{\alpha\gamma} y^b s \cdot d\ell \cdot dz = \int \frac{1}{2Rz} \left(\frac{M_t^b}{2Rz} \right) q^b \cdot s \cdot d\ell \cdot dz$$

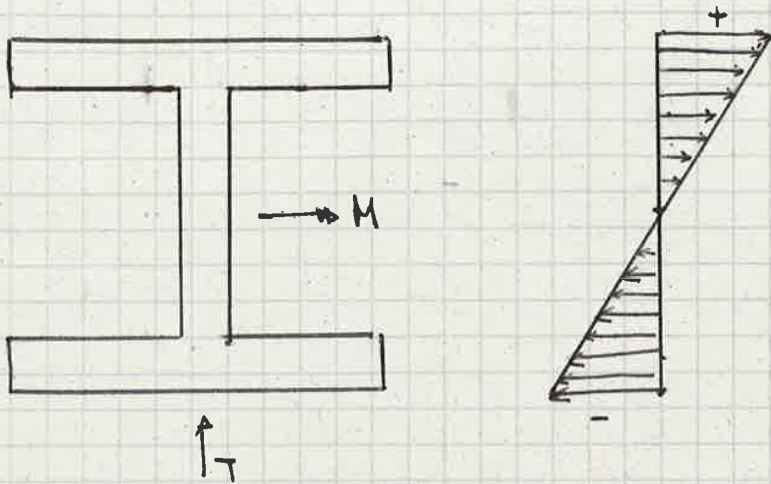
$$\dot{\theta} = \frac{d\theta^b}{dz} = \oint \frac{1}{2Rz} \cdot \frac{q^b}{G} d\ell = \oint \frac{M_t^b}{4R^2 z G} d\ell = \frac{M_t}{4R^2} \oint \frac{d\ell}{sG} = \frac{M_t}{4R^2 G} \oint \frac{d\ell}{s}$$

Il momento che $J_t = \frac{4R^2}{\oint \frac{d\ell}{s}}$

$$G J_t = \frac{4R^2 G}{\oint \frac{d\ell}{s}} = \frac{4\pi R^4 G}{\frac{2\pi R}{s}} \rightarrow J_t = 2\pi R^3 s \quad \text{per una sezione circolare chiusa}$$

$$\dot{\theta} = \frac{M_t}{2R^2 G} \oint \frac{d\ell}{s} \rightarrow \text{I FORMULA DI BREDT}$$

30

SEZIONE A DOPPIO T

Sezione tipica dei Coingheroni → ottiene caratteristiche taglio-flessione
SOLETTE → contribuiscono solamente alla resistenza a flessione

$$\sigma_z = \frac{M}{I_x} y$$

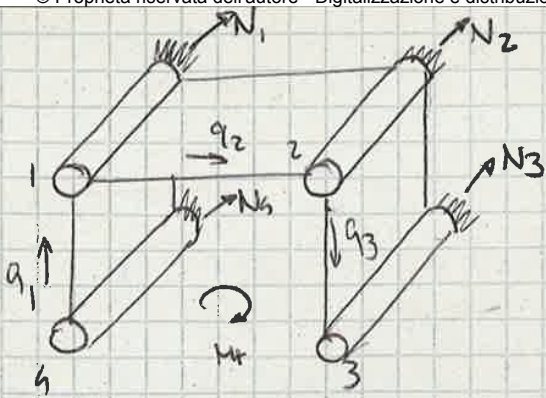
↑
massima distanza dal centro

ANIMA → contribuisce alla resistenza di taglio

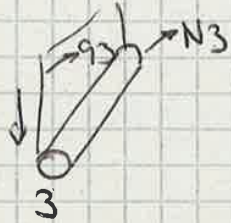
$\tau \propto \frac{S_x}{b}$ → massima nell'anima

La differenza tra $\sigma_{z_{max}}$ e $\sigma_{z_{min}}$ è tanto modesta quanto più le solette sono sottili e distanti dall'asse neutro.

32

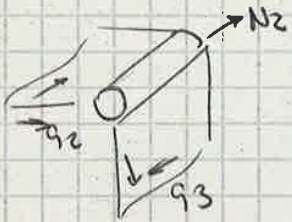


Andiamo a calcolare i valori di N_1, N_2, N_3, N_4



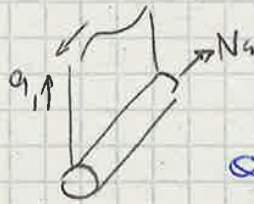
$$N_3 + q_3 L = 0 \Rightarrow q_3 = -\frac{N_3}{L}$$

$$\text{3) } M_t = q_1 \cdot h \cdot b \Rightarrow q_1 = q_3 = \frac{M_t}{hb} \Rightarrow N_3 = -\frac{M_t}{hb} \cdot L$$



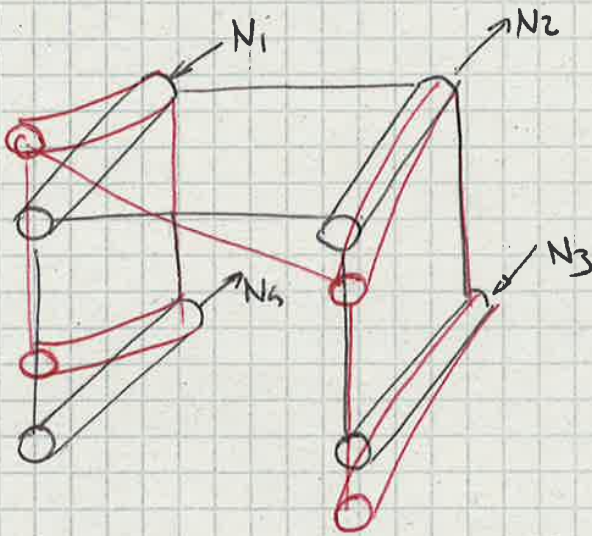
$$N_2 - q_3 L = 0$$

$$N_2 = \frac{M_t}{hb} \cdot L$$



$$N_4 = \frac{M_t}{hb} \cdot L$$

$$\text{Quindi } N_1 = -N_4 = -\frac{M_t}{hb} \cdot L$$



La struttura subisce una **PRESSIONE DIFFERENZIALE** (si deforma l'estremo non vincolato) → tipica delle strutture aerei in cui il rivestimento non collabora con alle resistenze delle strutture (come le ali in tela o legno)

ESEMPIO 1



Situazione energetica (iniziale eu pot)

$$\pi = \frac{1}{2} k (2\alpha)^2 - \underbrace{P \cdot U}_{\substack{\rightarrow \text{spostamento} \\ \text{systeme} \\ \rightarrow \text{Carico} \times \text{spostamento}}}$$

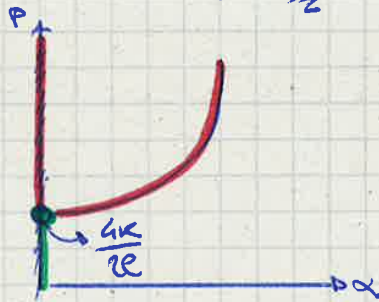
molto torzionale

$$\pi = \frac{1}{2} k (2\alpha)^2 - P (2l - 2l \cos \alpha)$$

$$\pi = \frac{1}{2} k (4\alpha^2) - P 2l (1 - \cos \alpha)$$

VARIAZIONE I $\delta\pi = 0$

$$\delta\pi = 2k\alpha - P 2l \sin \alpha = 0 \quad \begin{cases} \alpha = 0 \\ P = \frac{4k}{2l} \frac{\alpha}{\sin \alpha} \end{cases}$$



VARIAZIONE II $\delta^2\pi \geq 0$

$$\delta^2\pi = 4k - P 2l \cos \alpha$$

$$\alpha = 0 \rightarrow 4k - P 2l > 0 \quad \begin{cases} P > \frac{4k}{2l} \text{ INSTABILE} \bullet \\ P = \frac{4k}{2l} \text{ CRITICO} \\ P < \frac{4k}{2l} \text{ STABILE} \bullet \end{cases}$$

$$P = \frac{4k}{2l} \frac{\alpha}{\sin \alpha} \rightarrow 4k - \frac{4k}{2l} \frac{\alpha}{\sin \alpha} 2l \cos \alpha > 0$$

$$4k - \frac{4k}{\tan \alpha} > 0 \quad \begin{matrix} \text{mai!} \\ \text{sempre} \end{matrix} \rightarrow \text{INSTABILE.}$$

sempre > 0

Per andare a valutare se il punto critico è stabile o instabile si deriva finché non si trova una derivata non nulla

36

METODO EQUILIBRI ADIACENTI

Il metodo degli equilibri adiacenti o di Euler ha il vantaggio di effettuare l'analisi dello stato libero lavorando solo sulle equazioni di equilibrio senza introdurre la funzione dell'energia potenziale, in questo modo può essere applicato a tutti i tipi di sistemi, non solo a quelli consecutivi.

Il limite di questo sistema è però quello di individuare la presenza di punti critici, ma non la topologia degli equilibri.

Supponiamo di sviluppare in serie di Taylor di un parametro α piccolo e arbitrario le velocità di α nell'intorno della configurazione di equilibrio α_{eq} .

$$\alpha = \alpha_e + \bar{\alpha} \quad \text{con } \bar{\alpha} = \epsilon \alpha$$

Prendiamo in esame il caso della molla torsionale



$$\delta \Pi = k l^2 \sin(\alpha_e + \bar{\alpha}) \cos(\alpha_e + \bar{\alpha}) - 2PE \sin(\alpha_e + \bar{\alpha}) = 0$$

Formule addizione seno e coseno

$$k l^2 (\sin \alpha_e \cos \bar{\alpha} + \cos \alpha_e \sin \bar{\alpha}) (\cos \alpha_e \cos \bar{\alpha} - \sin \alpha_e \sin \bar{\alpha}) + \\ - 2PE (\sin \alpha_e \cos \bar{\alpha} + \cos \alpha_e \sin \bar{\alpha}) = 0$$

Dato che $\bar{\alpha} \ll 1$

$$k l^2 (\sin \alpha_e + \bar{\alpha} \cos \alpha_e) (\cos \alpha_e - \bar{\alpha} \sin \alpha_e) - 2PE (\sin \alpha_e + \bar{\alpha} \cos \alpha_e) = 0$$

$$k l^2 \sin \alpha_e \cos \alpha_e + k l^2 \bar{\alpha} \sin \alpha_e^2 + k l^2 \bar{\alpha} \cos^2 \alpha_e - k l^2 \bar{\alpha}^2 \cos \alpha_e \sin \alpha_e + \\ - 2PE \sin \alpha_e + \bar{\alpha} \cos \alpha_e 2PE = 0$$

Troscuro i termini in cui non compare $\bar{\alpha}$

$$\bar{\alpha} (-k l^2 \sin \alpha_e + k l^2 \cos^2 \alpha_e - 2PE \cos \alpha_e) - k l^2 \bar{\alpha}^2 \cos \alpha_e = 0$$

troscuro perché infinitesimo di ordine superiore

APPLICAZIONE: DETERMINAZIONE CARICO CRITICO ASTA COMPRESSA



Vogliamo definire la configurazione critica del sistema

$$W = W_e + \bar{W}$$

$$v = v_e + \bar{v}$$

$$E_{zz} = W_{,z} + \frac{1}{2} (v_{,z})^2 - z \frac{\partial^2 v}{\partial z^2}$$

↳ curvatura

non consideriamo più i termini di secondo grado che consideravamo solo il termine lineare $\frac{\partial^2 v}{\partial z^2}$

$$E_{zz} = W_{e,z} + \bar{W}_{,z} + \frac{1}{2} (v_{e,z} + \bar{v}_{,z})^2 - z v_{e,zz} - z \bar{v}_{,zz}$$

$$\delta \bar{E}_{zz} = \delta \bar{W}_{,z} + (v_{e,z} + \bar{v}_{,z}) \delta \bar{v}_{,z} - z \delta \bar{v}_{,zz}$$

$$\delta \bar{E}'_{zz} = \delta \bar{W}_{,z} + v_{e,z} \delta \bar{v}_{,z} - z \delta \bar{v}_{,zz}$$

↳ 0 perché $v_e = 0$

$$\delta \bar{E}''_{zz} = \bar{v}_{,zz} \delta \bar{v}_{,z}$$

$$\int_V \sigma_z (\bar{v}_{,z} \delta \bar{v}_{,z}) dA dz - \int_V \sigma' (\delta \bar{W}_{,z} - z \delta \bar{v}_{,zz}) dA dz = 0$$

$$\int_V -P_e \bar{v}_{,z} \delta \bar{v}_{,z} dz + \int_V P \delta \bar{W}_{,z} dz - \int_V \bar{M}_x \delta \bar{v}_{,zz} dz = 0$$

...

$$-\bar{M}_{x,zz} + P_e \bar{v}_{,zz} = 0$$

$$-EI v_{,zzzz} + P_e v_{,zz} = 0$$

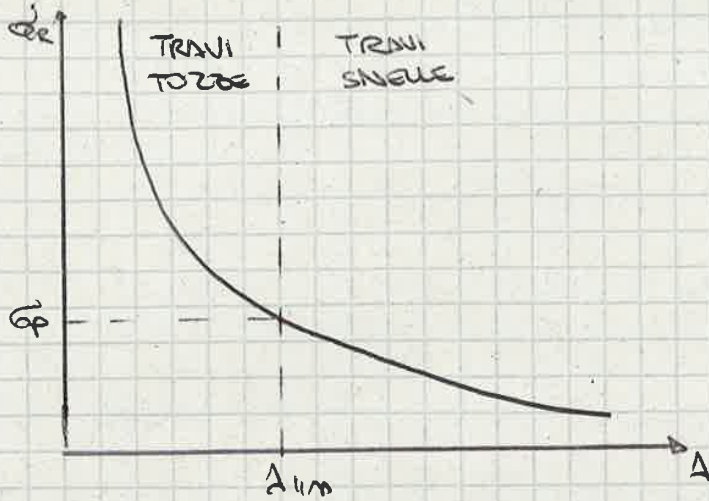
Del momento che in questo caso $\bar{v} = A \sin \frac{\pi z}{L}$

$$-EI \frac{\pi^4}{L^4} A \sin \left(\frac{\pi z}{L} \right) + P_e A \frac{\pi^2}{L^2} \sin \left(\frac{\pi z}{L} \right) = 0$$

$$P_e = \frac{\pi^2 EI}{L^2}$$

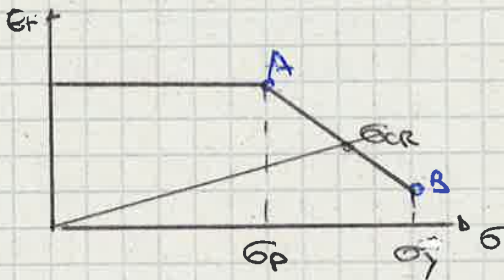
CARICO CRITICO EULERIANO PER UN'ASTA COMPRESSA

40



Nel caso di travi tozze offriamo a disposizione due metodi per calcolare il carico critico.

1) APPROSSIMAZIONE MODULO TANGENTE



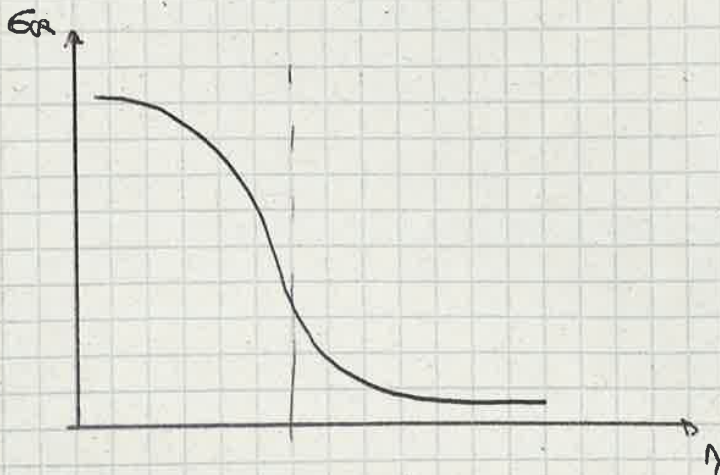
Metto a sistema l'equazione della retta passante per AB e l'equazione

$$E_t = \frac{\lambda^2}{\pi^2} \sigma$$

2) PARABOLA DI JOHNSON

È un'approvazione semiempirica basata sul fatto che il diagramma $\sigma_{cr} - \lambda$ per una trave tozza reale non assume più un andamento iperbolico, ma parabolico con equazione

$$\sigma_{cr} = \sigma_y - \frac{\sigma_y^2 \lambda^2}{4\pi^2 E}$$



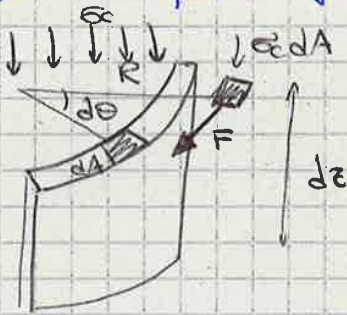
42

INSTABILITÀ TORSIONALE

Consideriamo un'asta avente sezione aperta in parete sottile
qualsiasi sollecitata da un carico di compressione assiale (P_c) per-
fettamente centrato.

L'equilibrio della trave può essere soggetto ad un altro tipo di
instabilità detta instabilità flessione-torsionale, che si manifesta
come un' flessione laterale e torsione delle sezioni.

Il carico critico di cedimento è compreso fra quello di torsione
pura e quello flessionale puro.



Sotto l'effetto della rotazione l'area dA
si muove percorrendo un arco $R d\theta$.
Per mantenere l'equilibrio nasce una forza
tangenziale dF

$$\sigma_c dA \cdot R d\theta = dF dz$$

$$dF = \sigma_c dA R \theta$$

Il momento torcente sottoposto alla sezione sarà:

$$M_t = \int_A dF \cdot R dz$$

$$M_t = \int_A \sigma_c dA R^2 d\theta = \sigma_c I_p \cdot \theta$$

$$G J_t \cdot \theta - \sigma_c I_p \theta = 0$$

$$(G J_t - \sigma_c I_p) \theta = 0$$

$$\sigma_c = \frac{G J_t}{I_p}$$

44

Equazione di stabilità

$$\int \sigma_{\bar{x}} \delta \bar{\epsilon}_x + \int \sigma_{\bar{y}} \delta \bar{\epsilon}_y = 0$$

$$\epsilon_x = \frac{\partial w_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2 - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2}$$

$$\epsilon_y = \frac{\partial w_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2 - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2}$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial w_0}{\partial y} + \frac{\partial w_0}{\partial x} - z z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y}$$

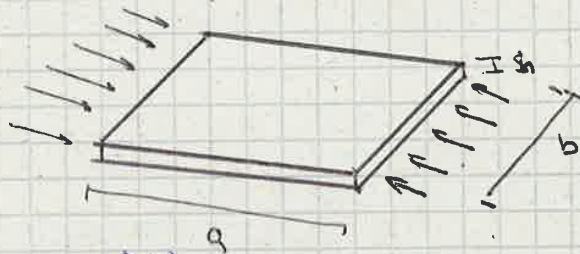
$$\begin{cases} M_x = D \kappa_x + \nu D \kappa_y \\ M_y = \nu D \kappa_x + D \kappa_y \\ M_{xy} = \frac{\nu D}{2} D \kappa_{xy} \end{cases}$$



$$\int \sigma_{\bar{x}} \delta \bar{\epsilon}_x + \sigma_{\bar{y}} \delta \bar{\epsilon}_y + \tau_{xy} \delta \bar{\gamma}_{xy} + \int \sigma_{\bar{x}}' \delta \bar{\epsilon}_x' + \sigma_{\bar{y}}' \delta \bar{\epsilon}_y' + \tau_{xy}' \delta \bar{\gamma}_{xy}' = 0$$

PANNELLI COMPRESSI (COMPRESSIONE UNIASSIALE)

Consideriamo un pannello rettangolare soggetto a compressione uniaassiale. Se b è la lunghezza dei lati caricati, a di quelli scaricati e h lo spessore.



Per valori che vanno da 0 a σ_{cr} il pannello si mantiene piano e in equilibrio stabile.

La tensione è costante in tutti i punti del pannello.

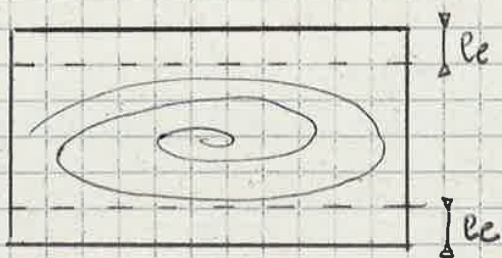
Quando la sollecitazione esterna raggiunge il valore critico esistono due configurazioni di equilibrio: una piana e una è caratterizzata da un'inflessione laterale del pannello (si formano delle onde). Lo stato sollecitazionale del pannello non è più uniforme.

Sopra il valore di σ_{cr} la configurazione piana non è più possibile.

46 LARGHEZZA COLLABORANTE (comportamento post-elastico)

Il pannello compresso nella direzione x è in grado di lavorare oltre al carico critico, questo perché bisogna tenere conto della localizzazione del pannello, caratterizzato da altri pannelli (parti non in regime elastico) oppure da correnti (attenuazione però dell'instabilità esterna a compressione)

In altre parole, mentre nel centro il pannello, superato il valore di σ_{cr} , comincia a ingobbirsi, qui si mantengono rettilinei



$$2le = k \cdot \sqrt{\frac{kE}{\sigma_1}}$$

↑
di sovraamento

NB per calcolare la larghezza collaborante bisogna usare un procedimento iterativo e correggere $k = \frac{2le}{h}$ finché non si stabilizza il valore di $2le$ trovato.

Valori tipici σ_y

Alluminio

Acciaio

Titanio 780 MPa

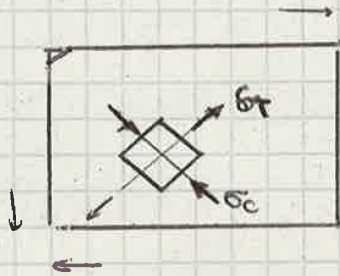
48

Si ottiene quindi

$$\begin{cases} \sigma = 2 \tau_{soff} \sin \alpha \cos \alpha \\ \tau = \tau_{soff} (\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha) \end{cases}$$

$$\alpha = 45^\circ \rightarrow \begin{cases} \sigma = \tau_{soff} \\ \tau = 0 \end{cases}$$

Se consideriamo quindi un elemento nel piano orientato a 45° :



$$\begin{cases} \sigma = \tau_{soff} \\ \tau = 0 \end{cases}$$

il piano rimane piano

STATO TENSIONALE TANGENZIALE PURO
(O TAGLIO PURO)

• DIAGONALE COMPLETO

Audiamo ora a aumentare la τ_{soff} → aumenta anche il valore di σ_c fino a raggiungere un valore critico e di conseguenza il piano comincia a ingobbirsi

Quando $\tau_{soff} \gg \tau_{cr}$ → σ_c rimane costante e fissa il valore critico.
→ σ_t continua a crescere

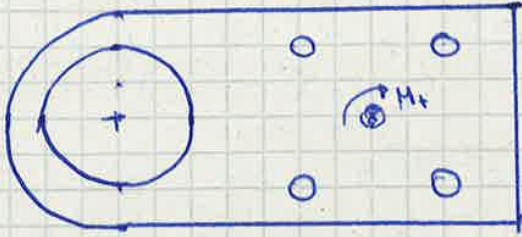
Per tali valori di τ_{soff} $\sigma_c \ll \sigma_t$, per cui possiamo considerare $\sigma_c \approx 0$ → campo fortemente post critico

In queste condizioni nascono anche delle forze σ_x e σ_y , se contorniamo che servono ad equilibrare il piano che momento che σ_c non sopporta più sforzi

	TG PURO	D.COPI
σ_x	τ_{soff}	$2 \tau_{soff}$
σ_y	τ_{soff}	0
σ_x	0	τ_{soff}
σ_y	0	τ_{soff}

54

GIUNZIONI



- Ipotesi
- 1) Rigidezza infinita delle flange e dei supporti delle viti
 - 2) I bulloni della connessione lavorano solo a taglio

Procedura

1) Calcolo percentuale aree collegate

$$2) P_{ix} = \frac{V}{\sum A_i} A_i ; P_{ix} = \frac{H}{\sum A_i} A_i$$

$$3) R_i = \tau_0 \cdot \sigma_i \cdot A_i$$

$$\downarrow$$

$$\tau_0 = \frac{M_t}{\sum A_i r_i^2}$$

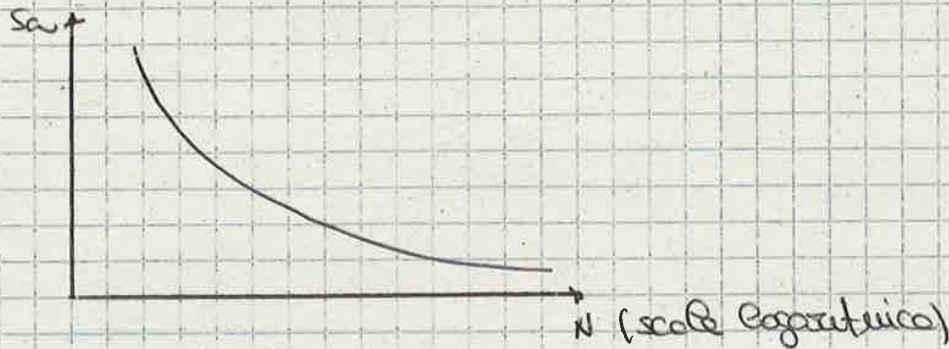
4) Calcolo flange più sollecitata

$$5) \tau_m = \frac{Q}{A_i} \rightarrow \tau_{max\ job} = 1,4 \cdot 1,5 \cdot 1,15 \cdot \tau_m < \tau_{volture}$$

54

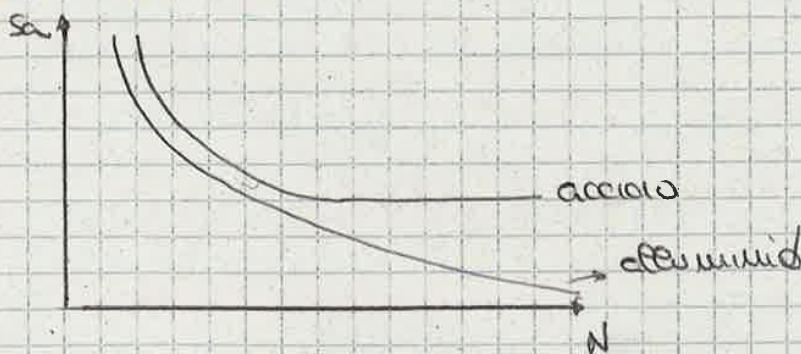
CURVA DI WOHLER - DIAGRAMMA S_a-N

La curva di Wohler è un diagramma costruito empiricamente che lega il valore dell'ampiezza del carico ciclico con il numero di cicli che può sostenere.



Le prove sperimentali compiute fino a giungere a rottura (ovviamente con ampiezze di carico costante, vengono compiute su strutture reali perché non è valido il principio di similitudine -

alcuni materiali (per esempio l'acciaio) presentano un valore asintotico \rightarrow LIMITE DI FATICHE (e di sotto di una certa ampiezza il numero di cicli di vita non varia). La maggior parte dei materiali di utilizzo aeronautico (es alluminio) non presenta questo asintoto.

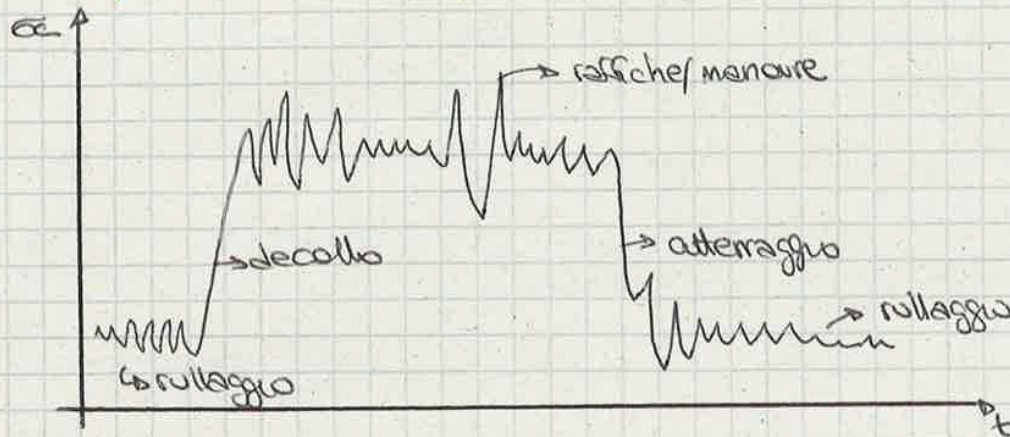


Il diagramma di Wohler non tiene però conto dell'importanza che ha il valore medio del carico: un componente con $S_m=0$ avrà sicuramente una vita maggiore a componenti con $S_m < 0$ (a trazione) e $S_m > 0$ (sempre sottoposti a compressione).

55

CONDIZIONI OPERATIVE DI CARICO

I carichi reali non hanno un andamento sinusoidale durante la vita operativa del componente

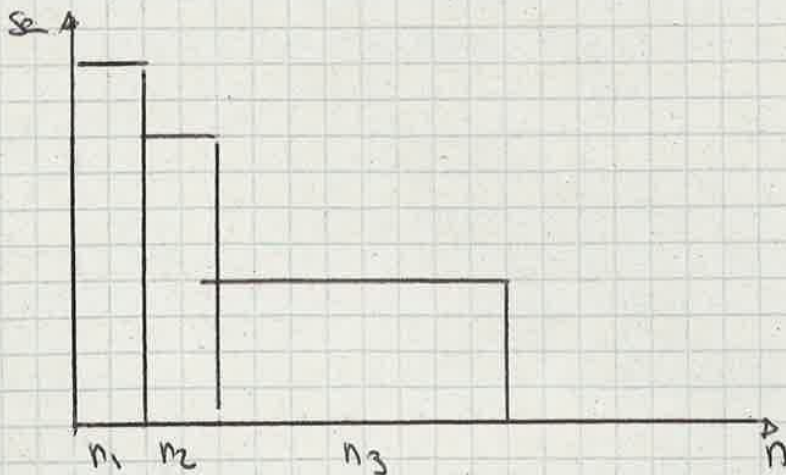


CICLO GROUND-AIR-GROUND

Per calcolare il danno subito da un componente in un ciclo di vita (es 1000 ore) di un componente si procede in questo modo:

→ si cercano le componenti sinusoidali all'interno dei diagrammi di carico registrati, e si seguono il numero dei cicli e delle ampiezza e frequenza

→ si creano delle maschere che indicano quanti cicli all'interno della vita operativa (in questo caso fissata a 1000 ore) si verificano per ogni ampiezza.



58

FRETTING

Il fretting è un fenomeno che si verifica quando due strutture collegate tra loro subiscono dei microspostamenti per effetto di un carico.

Il fretting può portare a fenomeni di corrosione e usura. Gli strisciamenti relativi possono portare alla formazione di cricche.



Il fretting può causare la formazione dei fori di fatica usati per gli accoppiamenti.

La opposizione è

Il fretting è particolarmente pericoloso perché si manifesta sulle superfici interne e quindi è difficile da individuare.

Per limitarlo e/o prevenirlo si possono usare degli strati intermedi isolanti che evitano il contatto reciproco tra le due superfici. Un'altra tecnica utilizzabile è l'uso di lubrificanti in modo da diminuire l'attrito.

TENACITÀ A FRATTURA

Per calcolare il valore massimo dello sforzo che si può applicare a un componente fessurato per un rapporto R si deve conoscere il valore critico di K → determinato sperimentalmente.

$$K_{Ic} = \sigma_c \cdot \sqrt{\pi a}$$

↑ ↑
velocità critica per una data lunghezza $2a$

→ TENSIONE RESIDUA $\sigma_c = \frac{K_{Ic}}{\sqrt{\pi a}}$

se il componente fosse integro sopporterebbe le tensioni di snervamento. Siccome il componente è fessurato sopporta una tensione minore pari a $\sigma_c < \sigma_y$

Definiamo margine di sicurezza $f = \frac{\sigma_y}{\sigma_c}$

Diagramma $\sigma_c - a$

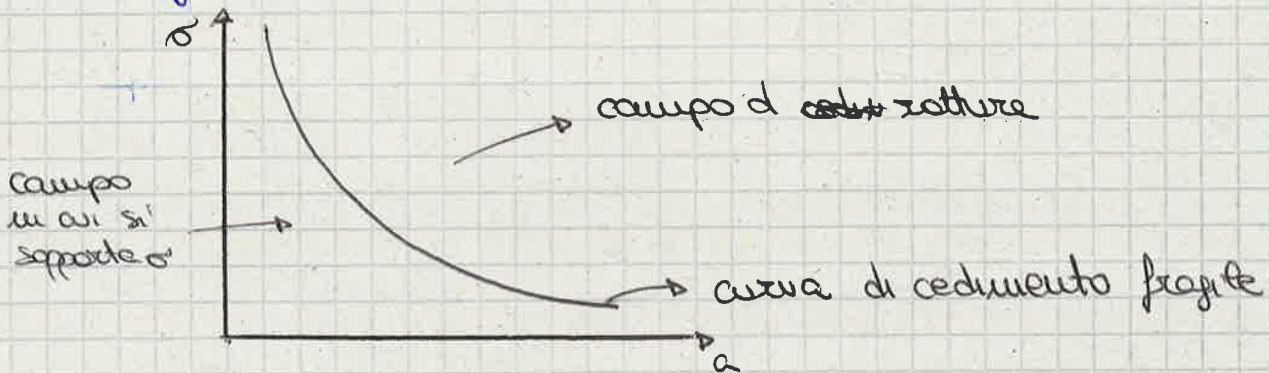
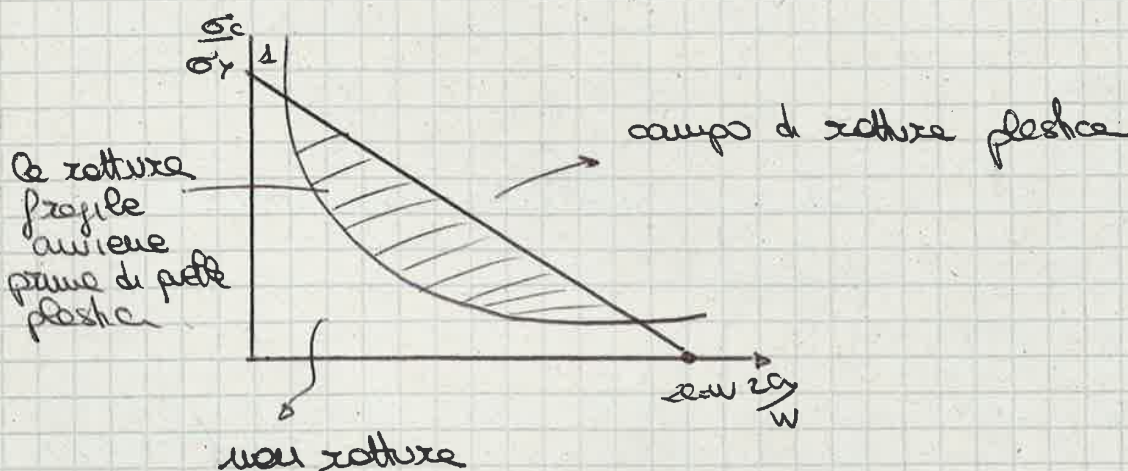


Diagramma $\frac{\sigma_c}{\sigma_y} - \frac{2a}{W}$

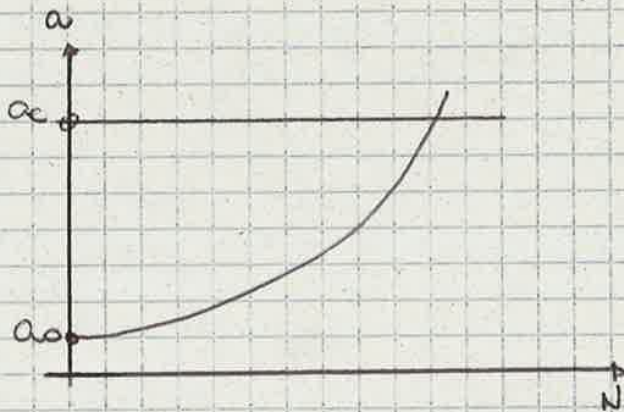


62

Procedura per calcolare il numero di voli necessaria portare la curva ad una determinata lunghezza:

- ① Fisso un determinato incremento Δa da andare a sommare ad a ad ogni iterazione che si fa
- ② Calcolo il corrispondente Δk
- ③ Calcolo $\frac{da}{dN}$ con la Page di Paris
- ④ Calcolo il numero dei voli $\frac{\Delta a}{\frac{da}{dN}}$

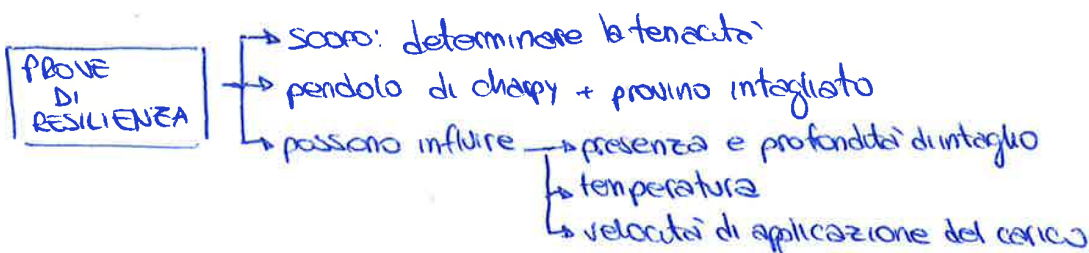
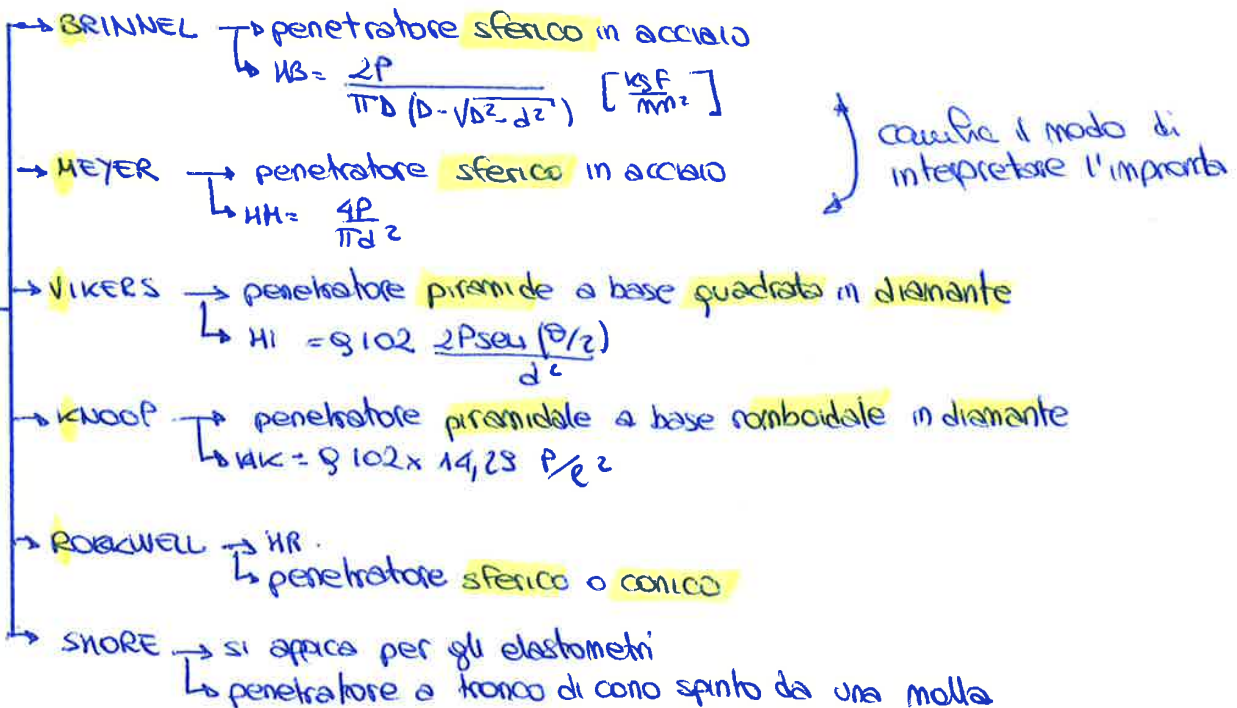
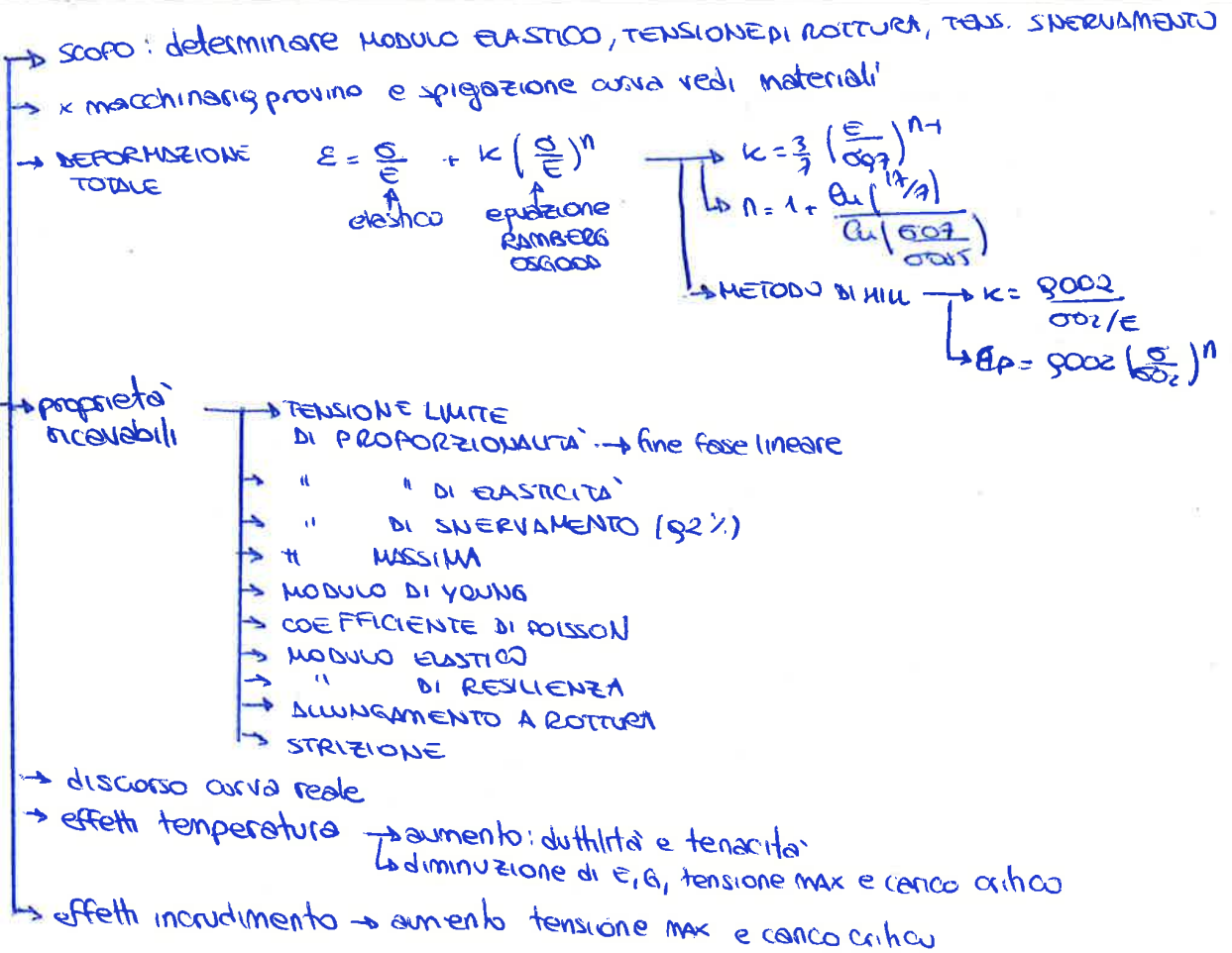
ci si deve fermare nel calcolo quando si arriva al valore critico della curva.



a_0 → difetto iniziale ipotizzato col damage tolerance.

A differenza delle Page di Miner, le curve di accrescimento danno conto dell'ordine in cui si presentano i carichi.

Se durante la vita operativa del componente c'è un cambio del tipo di carichi applicati la curva prenderà un andamento diverso.



PROVE DI SCORRIMENTO VISCOSO

- fenomeno che tende ad aumentare la deformazione se lo sforzo è esercitato per lungo tempo
- per gli acciai è apprezzabile sopra i 500°
- SOLLECITAZIONE A ROTTURA $P = T [20 + \log_{10}(t)] \cdot 10^{-3}$

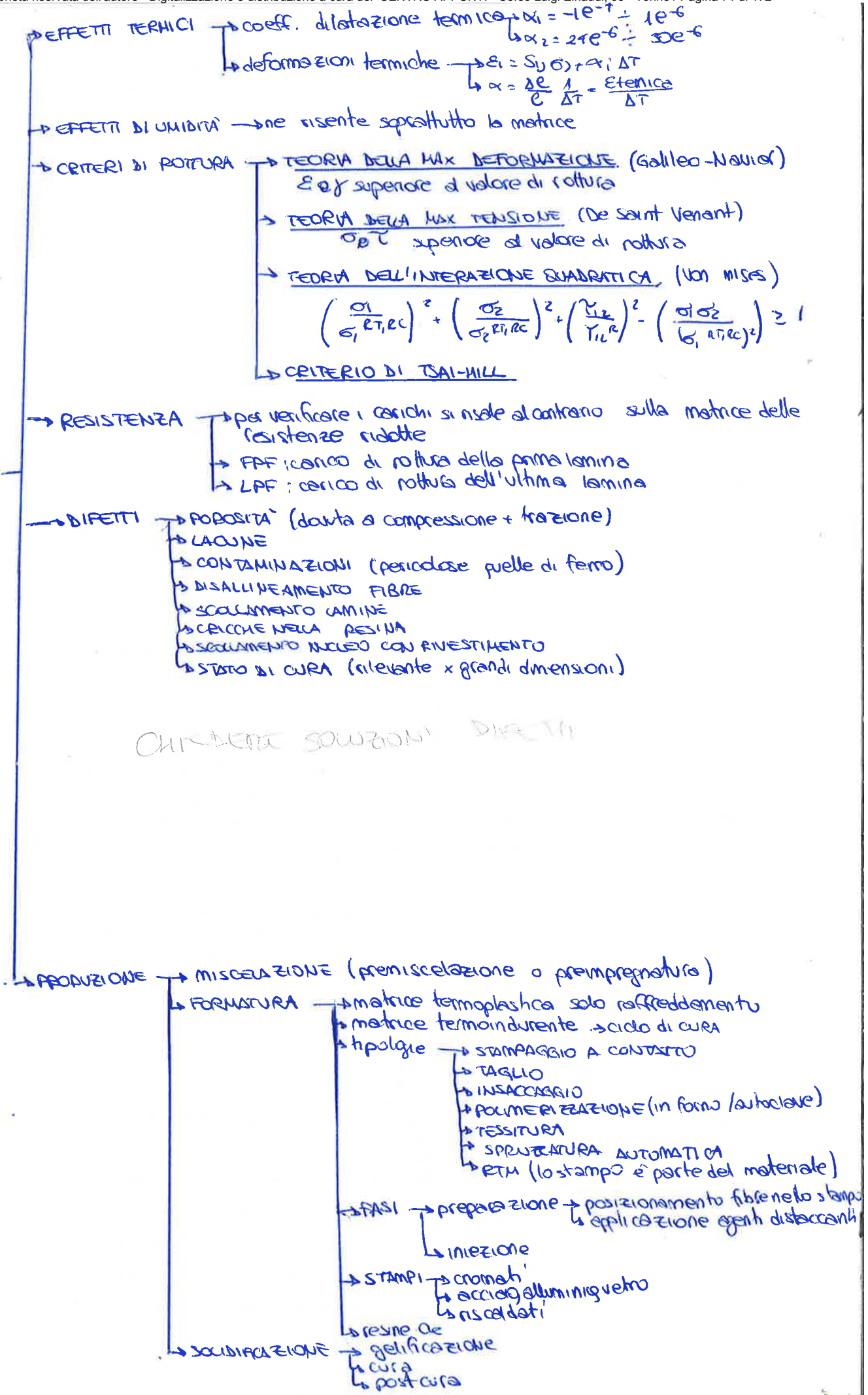
ESTENSIMETRI

- dispositivi in grado di trasformare la deformazione meccanica in una variazione della resistenza elettrica
- SENSIBILITÀ A DEFORMAZIONE
COEFFICIENTE DI GAUGGE $S_s = k = 1 + 2\nu \epsilon = \frac{dP/P}{\epsilon}$
- CONNESSIONE → PONTE DI WHEATSTONE $\frac{V_0}{V_E} = \frac{k}{4} (\epsilon_1 - \epsilon_2 + \epsilon_3 - \epsilon_4)$
- sistemi combinati $\epsilon_1 = \frac{\epsilon_x + \epsilon_y}{2} + \frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \cos(2\alpha) + \frac{\nu_{xy}}{2} \sin(2\alpha)$

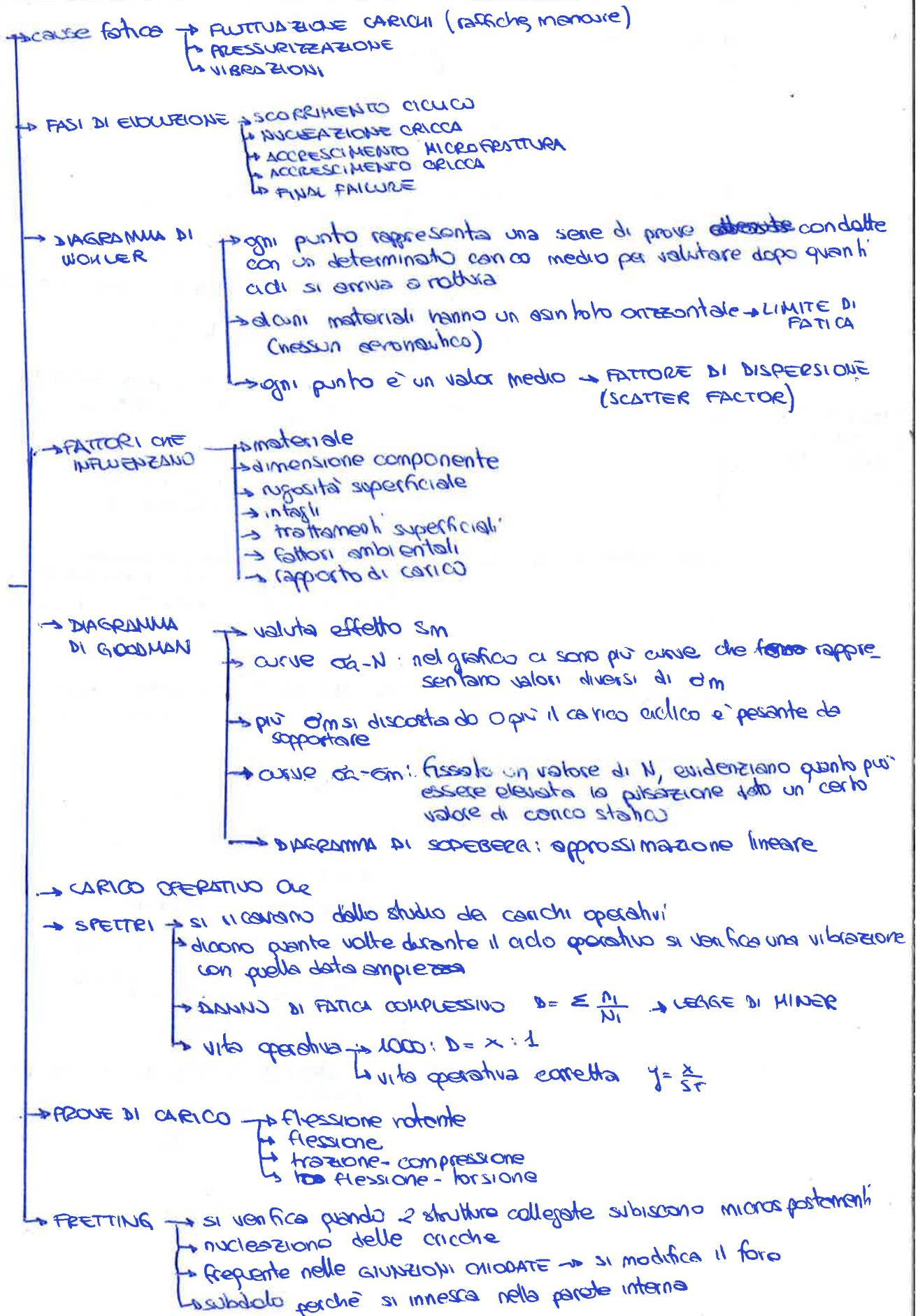
PROVE IN SIMILITUDINE

- tra due fenomeni fisici dello stesso tipo ma in scale diverse esiste similitudine fisica se le caratteristiche di uno sono ricavabili da quelle dell'altro semplicemente mediante una conversione
- TEOREMA DI BUKINGAM
 - permette di ricavare il numero di parametri adimensionali che si possono ottenere dalle grandezze fisiche fondamentali che ho a disposizione
 - $\varphi(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_r)$ con $r = \underset{GF}{n} - \underset{GF}{q}$

COMPOSITI



FATICA



LAVORAZIONI PER ESPORTAZIONE DI TRUCIOLO

- delle macchine utensili esportano il metallo in eccesso sotto forma di truciolo per conferire al pezzo la forma voluta
- **TORNITURA** → il pezzo ruota (moto di taglio) mentre l'utensile trasla (moto di avanzamento)
- **FORATURA** → si effettua con un trapano (punta doppio elica)
- **ALESATURA** → serve anch'essa per fare dei fori
- **PRESATURA** → utensile fermo in rotazione (circolare), il pezzo si muove (direzione di avanzamento)
- **RETTIFICA** → si utilizza una mola → lavorazione molto precisa (di solito usata per gli alberi)
- **LIMATURA/PALATURA** → moto di taglio rettilineo
- **STROZZATRICE** → funziona come una lima, ma l'utensile si muove verticalmente (serve per creare cave interne)
- materiali (duri, resistenti agli urti, resistenza all'usura, poco attrito, conduttori termici)
 - ACCIAI NON LEGATI o LEGATI
 - ACCIAI RAPIDI
 - LEGHE FUSE NON FERROSE
 - OSSIDI SINTETIZZATI
 - CARBURI METALLICI
 - DIAMANTE
- indispensabile il fluido DA TAGLIO (raffredda e lubrifica)

LAVORAZIONI SPECIALI

FRESATURA CHIMICA

- si ottiene una diminuzione di spessore in seguito a un bagno corrosivo
- PROCEDIMENTO
 - PULITURA
 - adesione mascherante e asportazione costante
 - PREGRASSAGGIO
 - SGRASSAGGIO (bagno in soluzione alcalina)
 - RISCIAPUO
 - MASCHERATURA
 - per proteggere la parte del materiale che non deve essere asportata
 - caratteristiche
 - adesione ermetica al metallo
 - resistente agli agenti chimici
 - sufficientemente rigida
 - resistere ai maneggiamenti
 - INTAGLIO MASCHERA
 - dopo che è stata fatta essiccare, si intaglia la forma che deve ottenere e si rimuove tutto il resto
 - CORROSIONE METALLI
 - soluzione chimica
 - velocità di attacco costante
 - rugosità superficiale abbastanza bassa
 - solitamente idrossido di sodio
 - temperatura: cresce velocità e di scarto di rugosità superficiale
 - concentrazione: ne troppo alta ne troppo bassa (rugosità)
 - SMASCHERATURA: manuale o agenti chimici
- RESISTENZA STATICA e A FATICA → possibile diminuzione

7

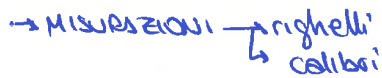
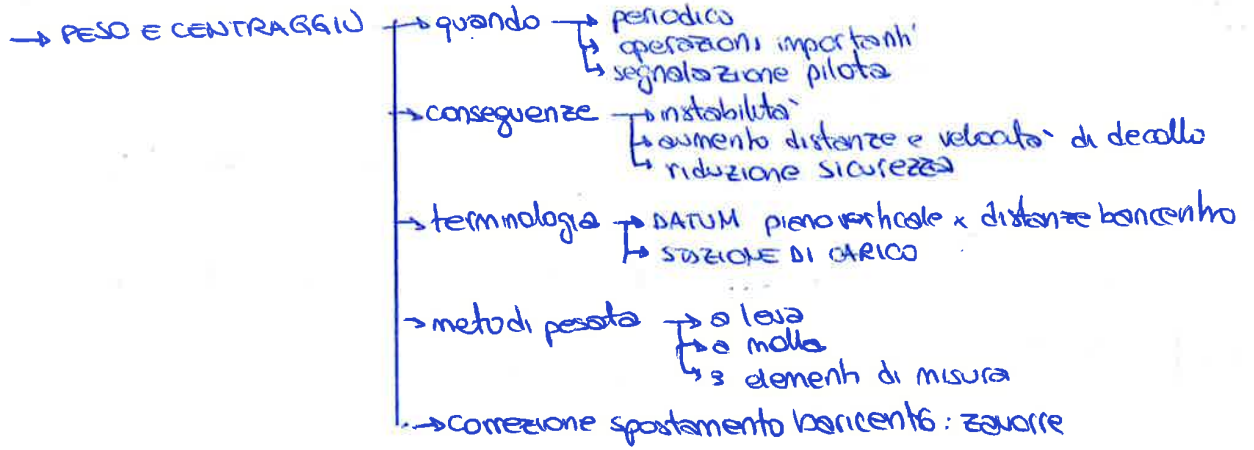
- usati per la trasmissione all'interno del cavo
- VANTAGGI → forti e leggeri
 - ↳ flessibili
- SVANTAGGI → la tensione va aggiustata di frequente perché subiscono una notevole variazione al variare di temperatura e pressione
- generalmente sono fatti di alluminio o alluminio non legato
- COSTRUZIONE → vengono attorcigliati ad elica o a spirale attorno ad un anima i fili (2x7 o 2x19)
- TIPOLOGIE
 - 7x7 → ogni filo è formato da 7 fili piccoli
 - ↳ media flessibilità
 - 7x19 → ogni filo è formato da 19 fili piccoli
 - ↳ molto flessibile (usato x trasmissioni primarie)
 - finali
 - ↳ a vite
 - ↳ a palette
 - ↳ a occhio
- tenditori → necessari x aggiustare la tensione
- ISPEZIONI
 - danneggiamenti principali → rottura/deformazione
 - ↳ corrosione/usura
 - zone critiche
 - ↳ pulegge
 - ↳ passacavo
 - ↳ attacchi

AVI

- generalmente sono di rame o alluminio
- copertura: titanio, argento o nickel (per evitare che rame e alluminio si ossidino)
- ISOLANTI: non devono condurre né elettricità né calore, i materiali più usati sono Tefzel, Teflon e polietilene
- ARMATURA: i cavi vengono isolati da un'armatura in metallo per evitare interferenze elettromagnetiche
- SOSTITUZIONE: va approvata dal costruttore
- SEZIONE
 - viene misurata dalla scala AWG (american wire gauge) in ordine decrescente con l'aumentare della sezione
 - scelta condizionata da
 - ↳ forza meccanica richiesta dall'esercizio
 - ↳ poche perdite di linea
 - ↳ non devono creare problemi con variazioni di voltaggio → non sopra il 2%
 - ↳ temperatura massima che possono raggiungere
- IDENTIFICAZIONE: numero + 5 lettere/numeri che identifichino il produttore (barcode)
 - ↳ o è scritta con particolari inchiostri o è scritta su una guaina (lo stampo a caldo potrebbe danneggiare le proprietà isolanti)
- piegature: il raggio della piegatura deve essere almeno 10 volte maggiore rispetto al diametro esterno del cavo
- possono essere installate sulle fascette di supporto

ABUAGGI

OPERAZIONI SUL VEICOLI



→ SICUREZZA

Il materiale composito viene inserito generalmente all'interno della struttura, più precisamente nel cuore che rappresenta l'80% del volume non collaborante, perché è più leggero e non deve sopportare i carichi.

Le fibre dei compositi possono essere unidirezionali (come la fibra di vetro) oppure bidirezionali (generalmente però le fibre non sono perpendicolari tra loro, ma sono inclinate di 45°).

Per realizzare un composito bisogna partire col forgiare la matrice. La matrice generalmente è di un materiale spugnoso e poco resistente. Per tagliarla della forma desiderata si può tranquillamente usare un taglierino. Se l'angolo che ci interessa non è retto, si lavora con la pialla fino a che non si ha l'inclinazione desiderata.

Per unire tra loro due pezzi basta usare una colla a caldo, o comunque una colla a forte tenuta.

A questo punto si riveste la superficie con un aggrappante, ottenuto in loco miscelando tra loro due resine e aggiungendo delle polveri per rendere il composto più cremoso. Ci si deve soffermare particolarmente sulle zone che possono essere critiche, come le zone difettate o le giunzioni.

A questo punto si incolla la fibra. Una volta che tutta la fibra sarà posizionata, con una forbice si elimina la parte in eccesso. In seguito si ricopre il tutto con il Safe-T-Proxy, una resina che serve a indurire e proteggere la superficie. Si deve fare bene attenzione che la resina impregni tutta la superficie e non rimangano dei residui troppo consistenti in alcune zone. Per questo motivo, una volta applicata col pennello, bisogna tirarla con una spugna.

Per finire il processo si applica un ultimo strato di resina, sempre partendo dalle zone più critiche, e ricoprendo il tutto un'ulteriore volta con il Safe-T-Proxy.

Per tagliare la matrice del composito si può usare un processo di taglio a caldo: un filo metallico viene tenuto teso da due elettrodi, applicando una differenza di potenziale a questi elettrodi il filo si surriscalda. Il composito viene quindi tagliato per fusione, e un segnale che il taglio è avvenuto correttamente è la presenza di filamenti di materiale fuso.

Per ottenere un taglio preciso è consigliabile l'uso di mascherine metalliche che vengono fissate alla matrice attorno alle quali si muove il filo per tagliare (se il materiale è molto lungo, si pone una mascherina per lato, su queste

adesivo per evidenziare i punti in cui è stata rinvenuta la presenza di atti corrosivi.

Nella costruzione degli aeromobili sono impiegate in larga parte leghe di alluminio, poiché queste sono meno esposte ad attacchi da parte di agenti corrosivi, tuttavia altri elementi strutturali subiscono questo processo. In questi altri materiali la corrosione si manifesta in maniere differenti, per esempio il magnesio presenta delle macchie bianche oppure l'acciaio si arrugginisce mostrando il caratteristico colore rossiccio. Esistono vari modi per proteggere le superfici: l'utilizzo di una vernice coprente oppure la stesura di un piccolo strato di cadmio o cromo, in maniera tale che siano questi due elementi ad ossidarsi e formare una pellicola isolante.

Ulteriori tecniche d'ispezione più approfondite sono: coloranti liquidi; particelle magnetiche; correnti parassite; raggi x; ultrasuoni.

Per un buon controllo è bene che le parti più soggette a corrosione siano ispezionate giornalmente e prima dei voli, come i vani del carrello e le sentine, inoltre è necessario effettuare delle ispezioni di routine durante le quali vengono analizzate le zone più difficili da raggiungere ed i pezzi che, per essere esaminati, devono essere smontati. Infine, a seguito di eventi straordinari, sono richieste ispezioni speciali.

Trattamento anticorrosione

Numerosi sono i trattamenti anticorrosione: verniciatura; rimozione della corrosione tramite carta abrasiva o lana metallica; pulizia; preparazione della superficie trattata.

Prevenzione e zone soggette

Il programma da seguire per prevenire la corrosione si articola in dieci punti:

1. avere un personale preparato;
2. stabilire le ispezioni;
3. pulizia e conservazione dell'aereo;
4. trattamenti;
5. usare adeguato materiale, strumentazione ed equipaggiamento;
6. manutenzione di base;
7. tenere aperti i canali di scolo per il drenaggio;
8. guarnizioni e sigillanti;

Secondo livello: zona interessata più estesa, è richiesto un intervento di manutenzione.

Terzo livello: zona interessata estesa, necessarie grandi operazioni di manutenzione e ricambio dei pezzi, dove necessario.

Aree soggette a corrosione

In un aeromobile i componenti si dividono in primari e secondari. I primari a loro volta si ripartiscono in "Principal structural elements" (PSE's), come ali, fusoliera e carrello, e "Non principal primary structure", come equilibratore, timone, alettoni, sedili e finestrini.

I componenti secondari sono i supporti aerodinamici, i portelloni del comparto dei carrelli e le porte.

Una volta individuati questi elementi, è necessario stilare una mappa per la pulizia, in maniera tale da rendere più efficienti le operazioni.

Infine è necessario incorporare il controllo della corrosione nel normale piano di manutenzione e continuare ad aggiornarlo.

143 – CRITICAL OPERATION AND CRITICAL PROCESS

Un'operazione critica è un qualsiasi lavoro che se non svolto correttamente può portare a gravi danni.

Esempi di operazioni critiche mal svolte che hanno portato a incidenti sono riscontrabili in numerosi incidenti.

Per esempio il volo dell'American Kennedy Airline che, dopo un decollo normale, all'altezza di circa 100 piedi ha iniziato a beccheggiare fino a ritrovarsi sottosopra. Questo incidente è dovuto al fatto che sono stati collocati in modo errato dei cavi al timone (invece di virare a destra virava a sinistra e viceversa).

Un altro esempio di mal manutenzione è l'incidente del volo 1527 dell'Ohio Airline dal quale si staccarono le pale dell'elica di un motore, e due di queste scalfirono lo scafo della cabina "decapitando" l'aereo.

Bisogna sempre tener presente che tutte le operazioni che si compiono su un aereo sono critiche e se svolte male potrebbero portare a un disastro.

negozio di elettronica purché abbiamo una capacità adeguata e siano accurate.

Se ne dovrebbero usare tre uguali per ogni ruota in modo che il velivolo sia perfettamente in piano. Nel caso in cui si decida di usare una sola bilancia per la ruota centrale allora le altre due ruote devono essere elevate con pannelli della stessa altezza della bilancia.

Il baricentro può essere calcolato dal datum (la scelta di tale piano è arbitraria, ma deve essere perpendicolare all'asse longitudinale dell'aeromobile):

$$\text{C.G.} = (\text{Momento totale}) / (\text{Peso totale})$$

Il C.G deve stare nei limiti assegnati dal costruttore.

Spesso i documenti W/B sono già in parte compilati e forniti dalla ditta di produzione. Conviene compilarne più di uno per le diverse tipologie standard di peso operativo: in questo modo si può controllare sia la posizione del baricentro sia il peso complessivo (che deve sempre essere inferiore al gross weight).

Sono documenti da compilare sia per le ispezioni periodiche sia nel caso in cui si aggiungano attrezzature da conteggiare nel peso a vuoto; buona norma sarebbe compilarne uno prima di ogni viaggio nel caso non si ricada in uno dei casi standard.

Il documento "peso e centraggio" dovrebbe essere sempre sul velivolo.

WIRE TERMINALS

Per unire un cavo con un terminale bisogna spogliare il cavo della guaina isolante per la lunghezza necessaria a far giungere i filamenti alla linguetta conduttrice.

Dopo di che si inserisce il terminale nell'apposita pinza in modo che la linguetta sia fermata da una morsa e due punzoni lambiscano la guaina isolante del terminale. A questo punto si inserisce il cavo all'interno del

Prima di fornire potenza attraverso il generatore, si verifica che ogni collegamento a progetto sia stato realizzato correttamente, quindi si può procedere con il test.

A partire dallo stesso progetto sono stati realizzati due circuiti e, accendendo il generatore, è immediatamente possibile individuare il corretto funzionamento del circuito tramite due led di controllo. La situazione iniziale vede un circuito con i led accesi (funzionamento corretto) mentre l'altro no. L'obbiettivo è ovviamente individuare il problema e risolverlo.

Primo step del test è utilizzare i sensi, soprattutto l'olfatto, per poter individuare eventuali componenti che bruciano oppure il tatto per capire se ci sono delle temperature anomale dei componenti (il circuito opera con valori di tensione e corrente molto bassi).

Fatto questo si opera un confronto dei valori di tensione in ingresso e ai capi dei componenti del circuito funzionante con quelli del circuito non funzionante, in modo tale da avere informazioni maggiori riguardo la natura del problema. Ad esempio, verificando la tensione sul pin 2 del chip (collegato al condensatore) è possibile osservare una tensione variabile, determinata dai processi di carica e scarica del condensatore.

Volendo approfondire la questione, è necessario utilizzare l'oscilloscopio, collegando i due circuiti su due differenti canali per poter osservare contemporaneamente il funzionamento dei due circuiti.

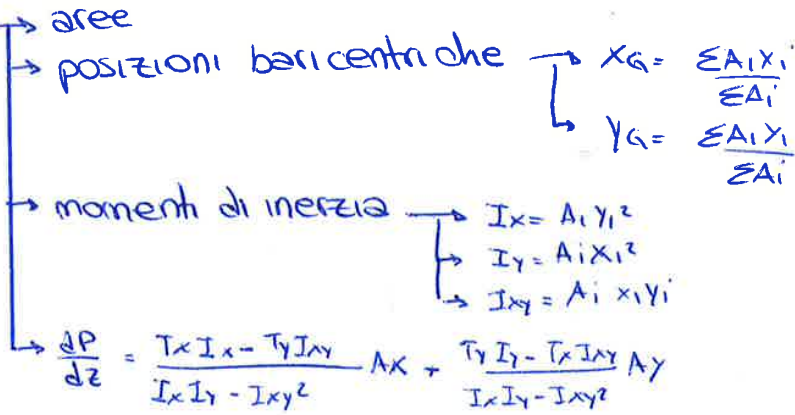
In quello funzionante è possibile osservare chiaramente il processo di carica e scarica del condensatore al variare del tempo, mentre nell'altro si osserva una tensione costante, in contrasto con la presenza di un condensatore che, evidentemente, non funziona correttamente.

Da questa analisi è possibile capire che il problema risiede nel canale 2 del chip, quindi è lì che si deve intervenire per risolvere questo problema.

RISOLUZIONE ESERCIZI

SEMIGUSCIO

TABELLA



APRO E CHIUDO → calcolo q^*

PER TROVARE q_z → I FORMULA DI BREDT $2Rq = 0$
 → II FORMULA DI BREDT → una cella $\theta = \frac{1}{2GRS} \oint q \, ds = 0$
 → più celle $\theta_I = \theta_{II}$

SE CHIEDE POSIZIONE CENTRO DI TAGLIO F. Q. = $2Rq$

ASSE NEUTRO → $\sigma_{zz} = \frac{M_y I_x - M_x I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2} x + \frac{M_x I_y - M_y I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2} y = 0$

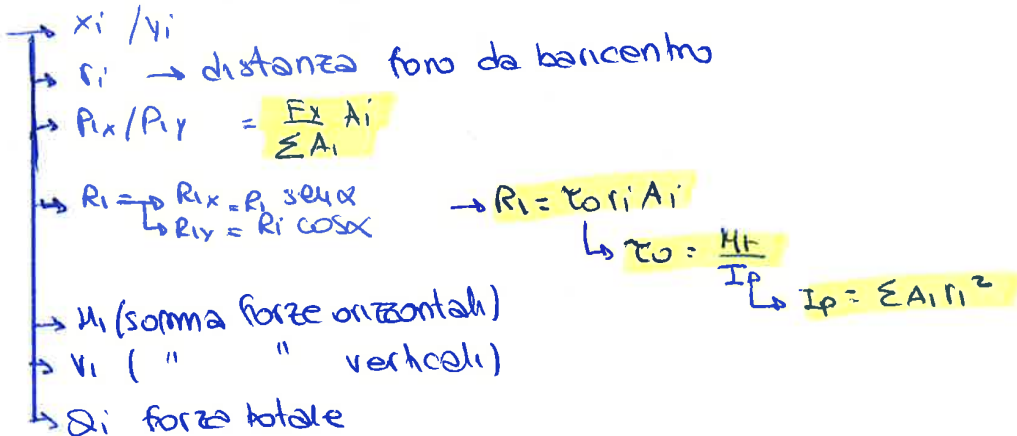
ASSE DI FLESSIONE ⊥ asse neutro

RISULTANTE FLUSSO → $R = q \cdot L$
 ↳ arco sotteso se il pannello è curvo
 ↳ distanza $d = \frac{2R}{L}$

RIGIDEZZA TORSIONALE $\theta_T = \frac{M_T}{G J_T}$

GIUNZIONI IMBULLONATE

TABELLA



$\tau_{max} < \tau_{rott}$

$\frac{Q}{A} \cdot 1,4 \cdot 1,5 \cdot 1,15 < \tau_{rott}$

CARICO CRITICO ASTA

1) Calcolare inerzia e scegliere quella minore

NS → inerzia rettangolo $\frac{1}{12} xy^3 = I_x$

→ inerzia cerchio $\frac{1}{4} \pi R^4 = I_x = I_y$

Se devo traslare (es lungo x) → ~~$x^2 y^3$~~ $A d^2$

2) Verificare le condizioni euleriane

$$\lambda_{Lim} = \pi \sqrt{\frac{E}{\sigma_F}}$$

$$\lambda = \frac{l}{\sqrt{\frac{I}{A}}} \quad \lambda > \lambda_{Lim}$$

3a) → caso euleriano

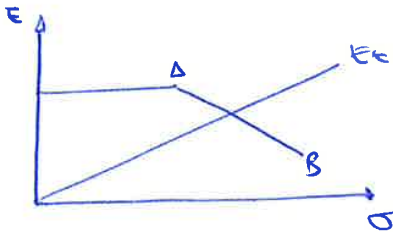
$$P_{CR} = \frac{\pi^2 E I_{min}}{l^2}$$

$$\sigma_{CR} = \frac{P_{CR}}{A}$$

lunghezza libera di inflessione

- 2 cerniere $l = L$
- 2 incastri $l = \frac{L}{2}$
- 1 incastro $l = 2L$

3b) → caso non euleriano → approssimazione modulo tangente

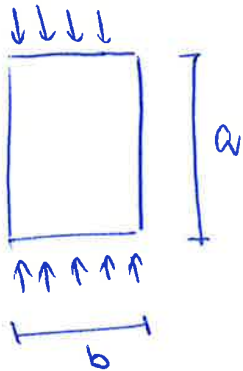


$$\epsilon_t = \frac{\lambda^2}{\pi^2} \sigma$$

Calcolo equazione retta AB

Inserisco ϵ_t → trovo σ → $\sigma_{critico}$

PANNELLO A COMPRESIONE



$$\sigma_{CR} = k \cdot E \cdot \left(\frac{s}{b}\right)^2$$

k da tabella sapendo $\frac{a}{b}$

Larghezza collaborante

$$\sigma_y = k \cdot E \cdot \left(\frac{s}{2l_e}\right)^2 \rightarrow 2l_e = s \cdot \sqrt{\frac{kE}{\sigma_y}}$$

ATTENZIONE!! σ DI SNERVAMENTO!!

Procedere poi per iterazione ricalcolando il valore di k

• VITA A FATICA

Viene dato lo spettro di carico \times tot (es. 1000 voli)

mesi	N
70	4000
40	10.000
28	100.000



Viene dato ~~anche~~ quante volte h' si presenta a te (n)

tabella

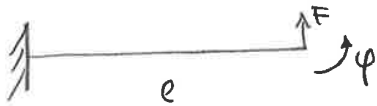
σ_i	n_i	N_i	$\frac{n_i}{N_i}$
55	500	5000	0,1
42	2000	8000	0,2
31	10000	35000	0,105

Danno accumulato $D = 0,1 + 0,2 + 0,105$

Proporzione $x : D = 1000 : 1 \rightarrow \text{calcoli } x$

vita vera $y = \frac{x}{sf}$
 \hookrightarrow scatter factor

ESERCIZIO 2: APPLICAZIONE TEOREMA CASTIGLIANO



Calcolare la rotazione φ

Metto una coppia fittizia C



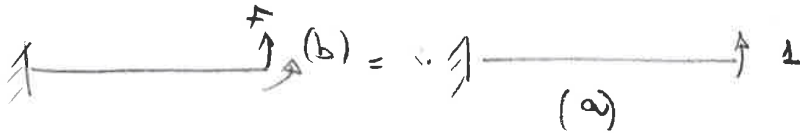
Dal braccio si associa con deformazione
 $M_z = F(l-z) + C$

L'energia di deformazione è

$$\begin{aligned}
 U &= \frac{1}{2} \int_0^l \frac{M(z)^2}{EI} dz = \frac{1}{2} \int_0^l \frac{[C + F(l-z)]^2}{EI} dz = \frac{1}{2EI} \int_0^l [C^2 + F^2(l-z)^2 + 2CF(l-z)] dz = \\
 &= \frac{1}{2EI} \int_0^l [C^2 + F^2(l^2 + z^2 - 2lz) + 2CF(l-z)] dz = \\
 &= \frac{1}{2EI} \int_0^l [C^2 + F^2l^2 + F^2z^2 - 2Flz + 2CF(l-z)] dz \\
 &= \frac{1}{2EI} \left[C^2z + F^2l^2z + \frac{1}{3}F^2z^3 - Flz^2 + 2CF\left[lz - \frac{(l-z)^2}{2}\right] \right]_0^l \\
 &= \frac{1}{2EI} \left(C^2l + F^2l^3 + \frac{1}{3}F^2l^3 - Fl^3 + 2CF\left[l^2 - \frac{l^2}{2}\right] \right) \\
 &= \frac{1}{2EI} \left(C^2l + \frac{1}{3}F^2l^3 + CFEl \right)
 \end{aligned}$$

Applico Castigliano $\frac{dU}{dC} = \varphi = \frac{1}{2EI} [2Cl + Fl^2]_{C=0} = \frac{1}{2EI} Fl^2$

VERIFICA → applico PLV



Lavoro esterno = lavoro interno

$$\begin{aligned}
 1 \cdot \varphi^{(b)} &= \int_0^l \frac{M^{(b)} M^{(a)}}{EI} dz = \int_0^l \frac{1 \cdot F(l-z)}{EI} dz = \frac{1}{EI} \int_0^l (Fl - Fz) dz = \frac{1}{EI} \left[Flz - \frac{1}{2}Fz^2 \right]_0^l = \\
 &= \frac{1}{2EI} Fl^2
 \end{aligned}$$