

Politecnico di Milano – Ingegneria Aerospaziale

**TECNOLOGIE DELLE
COSTRUZIONI AERONAUTICHE:**

APPUNTI DEL CORSO

***Autore: Massimiliano Carnevale
Professore: Giuseppe Sala***

SOMMARIO

1. Note sul corso	6
2. Introduzione	6
2.1. Peso.....	6
2.2. Modalità con cui un materiale arriva a rottura.....	7
2.3. Legame metallico.....	7
2.4. Legge costitutiva elasto-plastica.....	8
2.4.1. Determinazione della curva σ - ϵ	13
3. Leghe	14
3.1. Leghe di alluminio.....	14
3.1.1. Trattamenti termici.....	15
3.1.1.1. Bonifica.....	15
3.1.1.2. Ricottura.....	16
3.1.2. Denominazioni delle leghe d'alluminio.....	16
3.2. Leghe ferro-carbonio (acciai).....	18
3.3. Leghe di titanio.....	21
3.3.1. Alliganti.....	22
3.3.2. Trattamenti termici.....	22
3.3.3. Lavorazioni.....	23
3.3.4. Utilizzo.....	23
3.4. Leghe di magnesio.....	24
4. Lavorazioni dei metalli	25
4.1. Fusione.....	25
4.1.1. Come progettare un pezzo che deve essere prodotto per fusione.....	26
4.1.2. Modalità di riscaldamento.....	28
4.1.3. Tecniche di fusione.....	28
4.2. Deformazione plastica.....	29
4.2.1. Deformazione plastica a caldo.....	30
4.2.1.1. Tecnologie primarie.....	30
4.2.1.2. Tecnologie secondarie.....	31
4.2.2. Deformazione plastica a freddo.....	32
4.2.2.1. Tecnologie primarie.....	33
4.2.2.2. Tecnologie secondarie.....	33
4.2.2.3. Conclusioni.....	36

5. Lavorazioni dei metalli alle macchine utensili.....	37
5.1. Tecnologie sottrattive.....	37
5.1.1. Asportazioni con utensili da taglio.....	38
5.1.1.1. Tornitura.....	38
5.1.1.2. Fresatura.....	41
5.1.1.3. Fresatura chimica.....	41
5.1.1.4. Lavorazione elettrochimica.....	41
5.1.1.5. Elettro erosione.....	42
5.1.2. Asportazioni con utensili abrasivi.....	42
5.1.2.1. Rettifica.....	42
5.2. Tecnologie additive.....	43
5.2.1. Sinterizzazione.....	43
5.3. Formatura super plastica.....	44
6. Trattamenti dei metalli.....	45
6.1. Lavorazioni meccaniche.....	45
6.2. Trattamenti termici superficiali.....	45
6.3. Placcature.....	46
6.4. Rivestimenti elettrolitici.....	47
6.5. Rivestimenti con metodi termochimici o termofisici.....	47
7. Collegamenti.....	48
7.1. Collegamenti continui.....	49
7.1.1. Saldatura.....	49
7.1.1.1. Tecniche di saldatura.....	51
7.2. Collegamenti discontinui.....	52
7.2.1. Sistemi non smontabili a doppia accessibilità.....	53
7.2.2. Sistemi non smontabili a singola accessibilità.....	54
7.2.3. Sistemi smontabili a doppia accessibilità.....	54
7.2.4. Sistemi smontabili a singola accessibilità.....	54
7.2.5. Problematiche generali.....	55
7.2.5.1. Fretting.....	55
7.2.5.2. Tipo di materiale e problemi di corrosione.....	56
7.2.5.3. Effetti dell'interferenza.....	56
7.2.5.4. Cold working.....	56
8. Elastomeri (gomme).....	57
8.1. Come è fatto un elastomero.....	58
8.2. Processo di vulcanizzazione.....	60
8.3. Tipologie di elastomeri.....	60
8.3.1. Gomma naturale.....	60
8.3.2. Gomme sintetiche – uso generale.....	61
8.3.3. Gomme sintetiche – uso particolare.....	62
8.4. Lavorazioni degli elastomeri.....	63

9. Polimeri (plastiche)	65
9.1. Criteri di snervamento.....	67
9.2. Modelli.....	68
9.3. Curva σ - ϵ	68
9.4. Struttura dei polimeri.....	69
9.5. Tipologie di polimeri.....	71
9.6. Lavorazioni dei polimeri.....	73
10. Materiali compositi	76
10.1. Legge costitutiva elastica-ortotropa.....	76
10.2. Materiali ortotropi.....	80
10.3. Teoria della laminazione.....	82
10.3.1. Sistema di riferimento del laminato.....	86
10.3.2. Verifica del laminato.....	88
10.3.2.1. Criteri lineari (per le lamine).....	90
10.3.2.1.1. Criterio del massimo sforzo.....	91
10.3.2.1.2. Criterio della massima deformazione.....	91
10.3.2.2. Criteri quadratici o energetici (per le lamine).....	92
10.3.2.3. Criteri di resistenza per il laminato.....	93
10.3.2.4. Effetti di bordo.....	95
10.3.2.5. Effetti igrotermici.....	98
10.3.2.5.1. Umidità.....	99
10.4. Matrici e fibre.....	99
10.4.1. Matrici.....	99
10.4.1.1. Compositi a matrice polimerica.....	100
10.4.1.1.1. Matrici termoindurenti.....	100
10.4.1.1.1.1. Tecnologie primarie per i PMC termoindurenti.....	101
10.4.1.1.1.2. Tecnologie secondarie per i PMC termoindurenti.....	102
10.4.1.1.1.2.1. Formatura in autoclave.....	102
10.4.1.1.1.2.2. Poltrusione.....	103
10.4.1.1.1.2.2.1. La trafila.....	106
10.4.1.1.1.2.3. Filament winding (avvolgimento).....	107
10.4.1.1.1.2.3.1. Deposizione del materiale.....	107
10.4.1.1.1.2.3.2. Polimerizzazione.....	108
10.4.1.1.1.2.3.3. Estrazione del mandrino.....	108
10.4.1.1.1.2.4. Braiding.....	109
10.4.1.1.2. Matrici termoplastiche.....	109
10.4.1.1.2.1. Tecnologia primarie per i PMC termoplastici.....	110
10.4.1.1.2.2. Tecnologie secondarie per i PMC termoplastici.....	111
10.4.1.2. Compositi a matrice metallica.....	112
10.4.1.2.1. Tecnologie per ottenere il composito a matrice metallica.....	112
10.4.1.2.1.1. Tecnologie allo stato solido.....	113
10.4.1.2.1.2. Tecnologie allo stato fluido.....	113
10.4.1.3. Collegamenti.....	114
10.4.1.3.1. Collegamenti discontinui.....	114
10.4.1.3.1.1. Tecnica del softening strips.....	116
10.4.1.3.1.2. Tecnica di foratura.....	117
10.4.1.3.1.3. Problema dell'incompatibilità elettrochimica.....	117
10.4.1.3.1.4. Effetti del serraggio.....	117

10.4.1.3.2. Collegamenti continui.....	118
10.4.1.4. Attrezzi per PMC e MMC.....	120
10.4.2. Fibre.....	121
10.4.2.1. Fibre continue.....	121
10.4.2.2. Fibre discontinue.....	123
10.4.2.2.1. Tecnologie delle fibre discontinue.....	123
10.4.3. Riempitivo.....	126
10.4.4. Lavorazioni dei compositi per asportazione di materiale.....	128
10.4.4.1. Con utensile solido.....	128
10.4.4.2. Water jet.....	129
10.4.4.3. Laser.....	129
10.4.5. Compositi compositi.....	129
11. Smart materials.....	130
11.1. Materiali compositi con fibre ottiche.....	130
11.2. Leghe a memoria di forma.....	132
11.3. Altre tipologie di smart materials.....	134
12. Legno.....	135
12.1. Umidità.....	135
12.2. Taglio del tronco.....	136
13. Materiali isolanti, refrattari ed ablativi.....	137
13.1. Materiali isolanti.....	137
13.2. Materiali refrattari.....	137
13.3. Materiali ablativi.....	137
14. Rapid prototyping.....	138
14.1. I fase: modellizzazione al PC.....	138
14.2. II fase: realizzazione del prototipo.....	139
15. Manutenibilità.....	142
16. Qualità totale.....	143
16.1. Implementazione di un sistema di qualità totale.....	144

1. NOTE SUL CORSO

- *Lezioni*: svolte dal professore.
- *Esercitazioni*: tenute in laboratorio.
- *Seminari*: svolte da esperti Aermacchi, Agusta, Gavazzi Space, Ferrari.
- *Esame*: orale con possibilità di fare un progetto.
- *Ricevimento*: in ufficio, preferisce di mercoledì.

2. INTRODUZIONE

2.1. PESO

Il problema che da sempre affligge l'ingegnere aerospaziale è il peso della struttura. Deve essere il minore possibile.

Il nostro compito è quello di trovare dei parametri che ci permettono di valutare il peso della struttura in rapporto alle sue caratteristiche meccaniche (resistenza specifica, rigidità).

Questi parametri si chiamano **INDICI DI MERITO**.

Per fare ciò dobbiamo *minimizzare la funzione peso*:

$$P(v_1, v_2, \dots, v_n, p_1, p_2, \dots, p_n)$$

Dove:

- **P(x)** è la funzione peso,
- v_1, \dots, v_n : sono dei vincoli, ovvero parametri che non possono essere modificati,
- p_1, \dots, p_n : sono dei parametri, devono essere modificati per minimizzare la funzione peso.

Es. Se dovessimo minimizzare il peso di un pannello di un'ala avremmo come vincoli le dimensioni, l'escursione termica, il costo; come parametri lo spessore ed il materiale.

Prima di iniziare a minimizzare la funzione peso dobbiamo porci una domanda: "Quale è il compito che deve soddisfare il pezzo che stiamo progettando? Ovvero quale è la sua **CRITICITÀ** (8r,9,9r)?".

- La rottura a trazione?
- La deformazione max concessa?
- L'instabilità?

Per rispondere a questa domanda dobbiamo fare attenzione a due elementi:

1. *Quali e di che tipo sono i carichi gravanti sulla struttura.*
2. *La forma del componente.*

E se il pezzo che sto progettando deve rispettare più criticità, quale è la più importante (10)?

2.2. MODALITÀ CON CUI UN MATERIALE ARRIVA A ROTTURA

CARICHI DI CONTINGENZA: carichi che sono sopportati dalla struttura senza deformazioni permanenti, ovvero una volta tolto il carico la struttura torna alla forma iniziale.

CARICHI DI ROBUSTEZZA: carichi che sono sopportati dalla struttura con deformazioni permanenti, ovvero una volta tolto il carico la struttura non torna alla forma iniziale.

Si deve sapere che non tutti i materiali prima di arrivare a rottura passano per la fase plastica.

Alcuni materiali passano dalla fase elastica direttamente a rottura senza alcun preavviso.

Materiali:

- **DUTTILI:** prima di arrivare a rottura passano per la fase plastica. Sono materiali duttili i metalli.
- **FRAGILI:** prima di arrivare a rottura non attraversano la fase plastica. Sono materiali fragili i compositi.

Perché questa diversità di comportamento?

La risposta va ricercata a livello microscopico, nella diversa forma cristallina dei materiali metallici e compositi.

Tanto più forte è il legame del materiale a livello microscopico tanto più elevate saranno le sue caratteristiche a livello macroscopico.

I legami si differenziano in base all'energia che serve per romperli:

- Legame **ATOMICO** (è il più difficile da rompere);
- Legame **DATIVO**;
- Legame **ELETTROSTATICO** (es. legame ionico);
- Legame **DIPOLARE** (è il meno difficile da rompere).

C'è, inoltre, un legame un po' diverso da tutti gli altri, è il legame **METALLICO**.

2.3. LEGAME METALLICO

Il legame metallico è una struttura molto ordinata di cariche positive avvolta in una nuvola di cariche negative. Queste hanno la possibilità di muoversi liberamente su tutta la struttura.

Il legame metallico fornisce al metallo le seguenti caratteristiche:

- Conducibilità elettrica,
- Conducibilità termica,
- Non trasparenza,
- Riflessione delle radiazioni.

Inoltre il legame metallico è il responsabile della caratteristica di duttilità del materiale.

Il legame metallico può assumere varie configurazioni, quindi, la duttilità del materiale ed altre sue caratteristiche, varieranno in base alla configurazione assunta (10r):

- Struttura **CUBICA A FACCE CENTRATE**: es. metalli nobili, rame, alluminio, *ferro*.
- Struttura **CUBICA A CORPO CENTRATO**: es. *ferro*, *titanio*.
- Struttura **ESAGONALE COMPATTA**: es. *titanio*, magnesio, cobalto, zinco.

I materiali che possono assumere varie configurazioni vengono definiti **POLIMORFI** (es. ferro, titanio).

Naturalmente il materiale non ha mai una struttura perfetta perché presenta sempre dei difetti, questi sono la causa di minori caratteristiche meccaniche del materiale stesso (11).

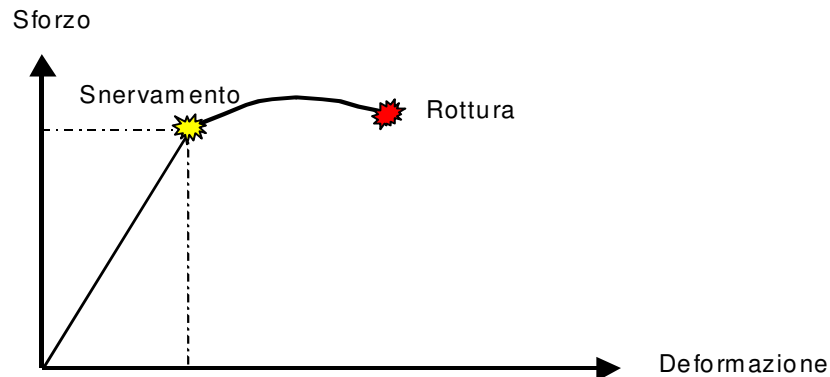
I difetti sono di due tipi:

- Difetti **PUNTUALI** (11r)
- Difetti **DI LINEA** (12)

2.4. LEGGE COSTITUTIVA ELASTO-PLASTICA

LEGGE COSTITUTIVA: funzione che lega sforzi a deformazioni per ciascun tipo di materiale.

La legge costitutiva dei metalli è quella **ELASTO-PLASTICA**.



Nella curva si evidenziano due tratti:

1. Tratto **LINEARE**: il materiale è elastico; ovvero se applico un carico, deformato quindi il materiale, nel momento in cui tolgo il carico il materiale ritorna alla forma di partenza.
2. Tratto **NON LINEARE**: il materiale è plastico; ovvero se applico un carico, deformato quindi il materiale, nel momento in cui tolgo il carico il materiale non ritorna alla forma di partenza.

Per le tecnologie di lavorazione dei metalli il tratto che ci interessa è il campo plastico.

Dividiamo il problema della legge costitutiva in due aspetti:

1. CONOSCENZA DEL LEGAME NEL CAMPO ELASTICO

$$\{\sigma\} = [C] \cdot \{\varepsilon\}$$

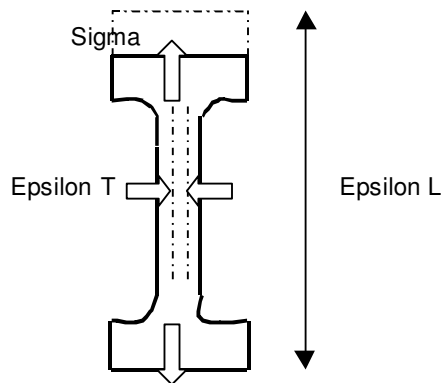
(1x9) (9x9) (9x1)

dove:

- $\{\sigma\}$ è il **TENSORE DEGLI SFORZI**,
- $\{\varepsilon\}$ è il **TENSORE DELLE DEFORMAZIONI**,
- $[C]$ è il **TENSORE ELASTICO**.

$[C]$ ha 81 componenti che però dipendono solo da 2 parametri:

- **E = MODULO DI YOUNG** (modulo elastico longitudinale)
- **v = COEFFICIENTE DI POISSON**



$$\frac{\varepsilon(T)}{\varepsilon(L)} = \nu$$

con $0 \leq \nu \leq 0.5$

E e ν possono essere misurati con una sola prova: la **PROVA DI TRAZIONE**.

Al provino applico due estensimetri che mi calcolano il rapporto $\sigma/\varepsilon(L)$ ed il rapporto $\varepsilon(T)/\varepsilon(L)$, tali rapporti corrispondono rispettivamente ad E e ν .

Infine introduciamo $G = \text{MODULO ELASTICO TRASVERSALE}$.

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

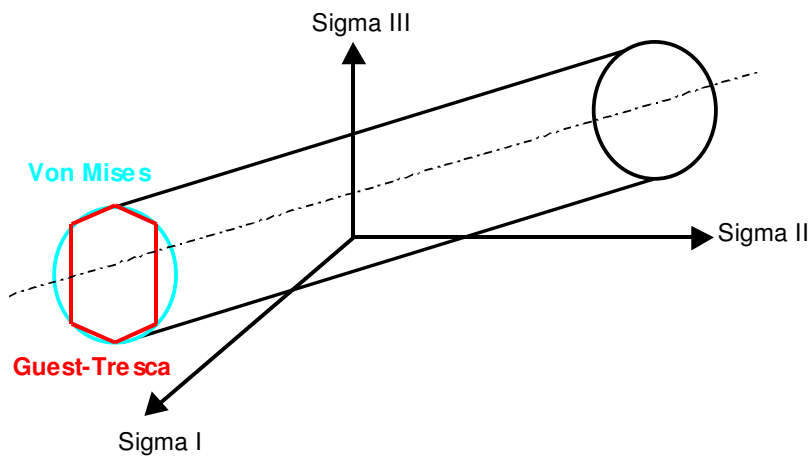
2. CONOSCENZA DEL LEGAME NEL CAMPO PLASTICO

La teoria di questo argomento si basa sui **CRITERI DI RESISTENZA**:

- **VON MISES**: controlla l'energia di variazione di forma $E n_{vf}$.
- **GUEST-TRESCA**: controlla il massimo sforzo di taglio τ_{max} .

Anche se questi criteri possono sembrare completamente differenti entrambi considerano come elemento "pericoloso" lo scorrimento sui piani di dislocazione.

CURVA LIMITE: curva per cui $\sigma = \sigma_{sn}$.



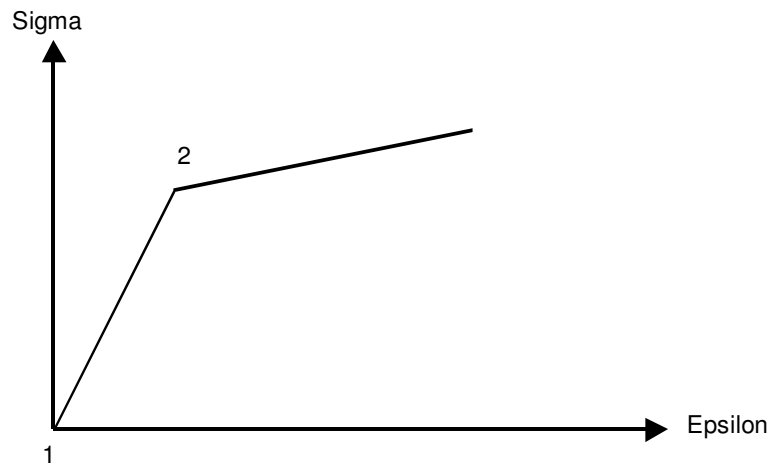
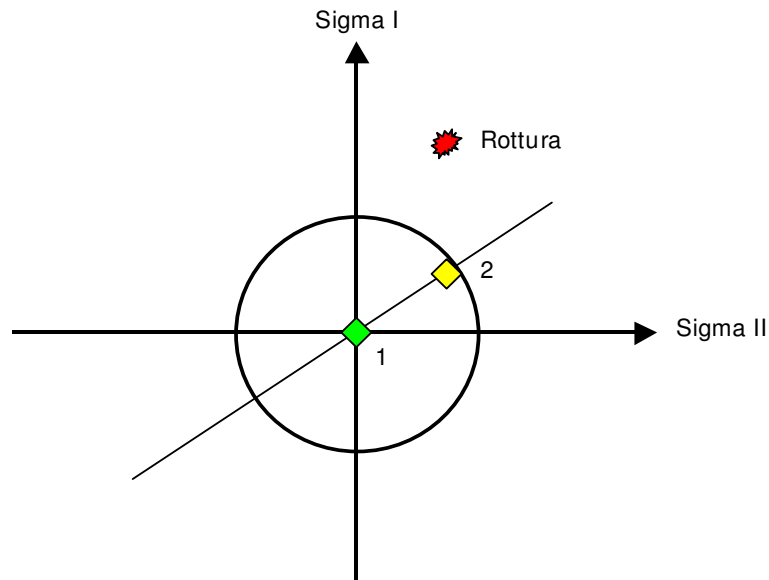
Dove $\sigma_I, \sigma_{II}, \sigma_{III}$ sono gli **SFORZI PRINCIPALI**.

Sia per Von Mises sia per Guest-Tresca il "cilindro" è indefinito e sulla trisettrice ho lo sforzo idrostatico.

Supponiamo che $\sigma_{III} = 0$:

I due criteri coincidono in sei punti ed, in generale, quello di Guest-Tresca è più restrittivo del 15%.

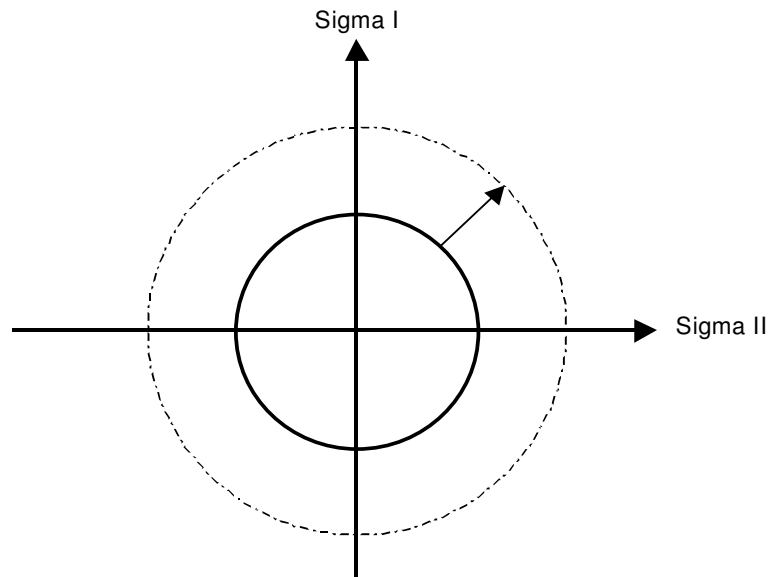
Supponiamo di usare Von Mises e che $\sigma_{III} = 0$:



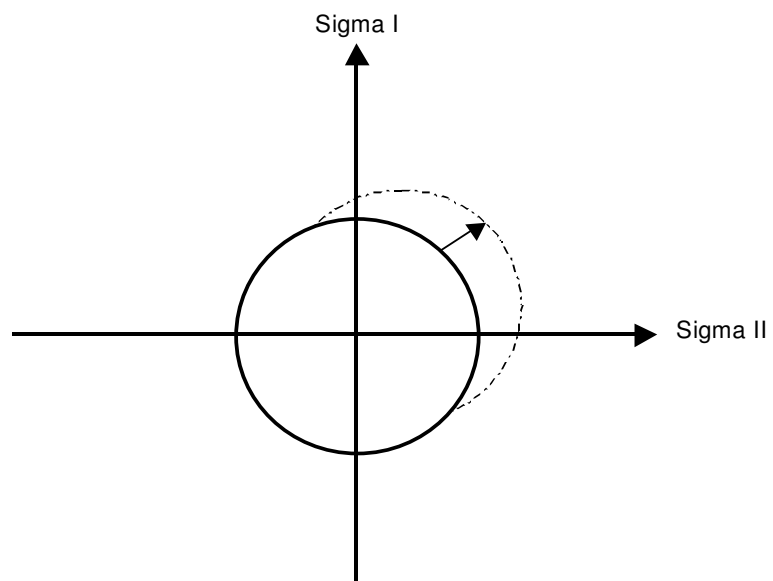
Sappiano che fuori dall'ellisse, ovvero dopo il p.to 2, ho rottura, ma osservando il diagramma σ - ϵ , dopo il p.to 2, non ho rottura \Rightarrow l'ellisse deve spostarsi e deformarsi oltre σ_{sn} al variare del carico.

Ma come varia?

- **ISOTROPICAMENTE:**



- **TRASLANDO:**



E se trasla, in che direzione va?

- **DRUCKER-PRAGER**: nella direzione del vettore.
- **ZIEGLER**: nella direzione perpendicolare alla tangente in quel punto.

2.4.1. DETERMINAZIONE DELLA CURVA σ - ϵ

Ci sono due vie per determinare tale curva per ogni materiale:

- Sperimentale.
 - Analitico-Empirica.
1. Via **SPERIMENTALE**: faccio varie prove sul materiale con varie σ e, dai risultati, tabulo le ϵ .
 2. Via **ANALITICO-EMPIRICA**: uso la legge di **RAMBERG-OSGOOD**:

$$\frac{E \cdot \epsilon}{\sigma_{sn}} = \frac{\sigma}{\sigma_{sn}} + A \cdot \left(\frac{\sigma}{\sigma_{sn}} \right)^u$$

Dove A ed u variano da lega a lega.

3. LEGHE

La lega è l'unione di una **LEGA MADRE** con un **ALLIGANTE/I**.

Le caratteristiche delle leghe dipendono fortemente dalle caratteristiche della lega madre. L'alligazione però conferisce caratteristiche tecnologiche importanti.

3.1. LEGHE DI ALLUMINIO

ALLUMINIO (Al)

<i>Struttura cristallina:</i>	Cubica a facce centrate
<i>Peso specifico:</i>	2.7
<i>Densità:</i>	2700 kg/m ³
<i>Temperatura di fusione:</i>	658 °C
<i>Conduttività termica:</i>	210 W/m °C
<i>Coefficiente di espansione lineare (20÷100 °C):</i>	24 x 10 ⁻⁶ /°C
<i>Conduttività elettrica:</i>	62÷62.9% IACS (rame 100%)
<i>Potenziale redox:</i>	-1.69 V
<i>Modulo di elasticità di Young:</i>	68.3 x 10 ⁹ N/m ²

Commentiamo la tabella soprastante:

- *Temperatura di fusione:* è bassa.
 - Ottenere dei pezzi in lega d'alluminio con la fusione è conveniente.
 - La lega d'alluminio non è adatta a lavorare ad alte temperature.

- *Coefficiente di espansione lineare:* è abbastanza alto.
 - Vuol dire che, ad esempio, 1km di cavo scaldato di 1°C si allunga di 24cm. Quindi se lavoro a temperature comprese tra -60°C e +40°C ho dilatazioni considerevoli.

- *Conduttività elettrica:* la si scrive in funzione del rame, considerando che questi conduca tutta (100%) la corrente in esso transitante.
 - Se considero la conduttività specifica l'alluminio conduce meglio del rame.

- *Potenziale Redox:* abbastanza basso.
 - Ha potenziale redox minore del titanio e del ferro ⇒ a contatto con questi materiali l'alluminio si ossida ed essi si riducono.

Le leghe d'alluminio sono composte al 95% d'alluminio puro e al 5% da un alligante principale e da alliganti secondari.

PRO	CONTRO
Lavorabile con qualsiasi tecnologia.	Il processo d'estrazione dell'alluminio dalla BAUXITE è molto costoso.
Non è soggetto a corrosione atmosferica (PASSIVAZIONE).	
Riflette molto.	

Riferiamoci al *diagramma di stato* per le leghe d'alluminio del lucido (16):

- L'Al fonde a 658°C, ma le sue leghe hanno temperatura di fusione più bassa.
- La **CURVA DI SMISCELAMENTO** divide la zona solida in due parti:
 1. stato **SOLUBILIZZATO**: alluminio (soluto) disciolto uniformemente nell'alligante (solvente).
 2. stato **PRECIPITATO**: si hanno conglomerati di alligante molto grossi chiamati **COMPOSTI INTERMETALLICI**.

Stato SOLUBILIZZATO	Stato PRECIPITATO
Tanti difetti.	Maggiore resistenza.
Grande deformabilità.	Caratteristiche meccaniche più alte.
Grande plasticità.	Scarsa deformabilità.

3.1.1. TRATTAMENTI TERMICI

TRATTAMENTO TERMICO: ciclo controllato di variazione di temperatura per dare alla lega certe caratteristiche.

3.1.1.1. BONIFICA

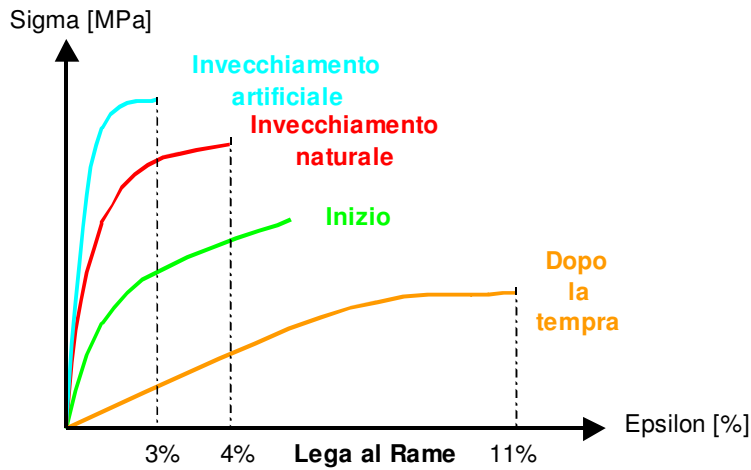
TEMPRA + INVECCHIAMENTO = BONIFICA

Aumento la temperatura del pezzo e lo raffreddo molto velocemente (**TEMPRA**), in questo modo lo faccio passare dallo stato precipitato a quello solubilizzato.

Così facendo ottengo una soluzione solida ben lavorabile a temperatura ambiente, ma **METASTABILE**, ovvero che permane in questa forma per sole 10 ore. Trascorse le 10h il pezzo torna naturalmente allo stato precipitato (**INVECCHIAMENTO**). Per velocizzare il processo posso eseguire un invecchiamento **ARTIFICIALE**: riscaldo il pezzo di qualche decina di gradi.

Non tutte le leghe di Al possono essere sottoposte alla tempra, ma quelle che possono, possono essere temprate quante volte vogliamo.

Ma come cambiano le caratteristiche meccaniche della lega di Al dopo la bonifica?



Esempi di leghe d'alluminio:

- Lega Al-Zn: miglior comportamento del materiale ad instabilità.
- Lega Al-Cu: miglior comportamento del materiale a fatica.

3.1.1.2. RICOTTURA

È un trattamento termico che viene fatto a 150°C ed ha lo scopo di rendere il materiale più malleabile e quindi più lavorabile.

3.1.2. DENOMINAZIONE DELLE LEGHE D'ALLUMINIO

Le leghe d'alluminio si dividono in:

- **LEGHE DA FUSIONE:** sono definite da tre cifre (xxx). La prima cifra indica sempre l'alligante principale:

1 x x	Alluminio (Al)
2 x x	Rame (Cu)
3 x x	Silicio-Magnesio (Si-Mg): sono quelle che vanno per la maggiore.
4 x x	Silicio (Si)
5 x x	Magnesio (Mg)
6 x x	Non esiste
7 x x	Zinco (Zn)
8 x x	Stagno (Sn)

- **LEGHE DA DEFORMAZIONE PLASTICA:** sono definite da quattro cifre (xxxx). La prima cifra indica sempre l'alligante principale.

1 x x x	Alluminio (Al). Le restanti tre cifre indicano il grado di purezza dell'Al.
2 x x x	Rame (Cu). Sono le leghe più utilizzate, sono difficilmente saldabili, sono le più costose.
3 x x x	Manganese (Mn)
4 x x x	Silicio (Si)
5 x x x	Magnesio (Mg)
6 x x x	Magnesio-Silicio (Mg-Si). Sono le leghe più utilizzate fuori dall'ambiente aeronautico, sono saldabili, sono meccanicamente efficienti, sono termicamente trattabili, costano poco.
7 x x x	Zinco (Zn). Sono leghe con buone caratteristiche meccaniche, resistono bene allo snervamento, presentano problemi di corrosione.
8 x x x	Litio (Li). Sono leghe il 10% meno dense delle altre, con un modulo elastico il 10% maggiore, presentano seri problemi di corrosione.
9 x x x	Tutte le altre leghe.

Dopo le quattro cifre si può trovare un punto seguito da una lettera. Tale lettera indica il trattamento subito dal materiale.

x x x x . F	Materiale grezzo di fabbricazione
x x x x . O	Materiale ricotto
x x x x . H	Materiale incrudito
x x x x . W	Materiale temprato
x x x x . T	Materiale bonificato

Le leghe da fusione hanno caratteristiche meccaniche più basse di quelle da deformazione plastica.

3.2. LEGHE FERRO-CARBONIO (Acciai)

FERRO (Fe)

Struttura cristallina:

Cubica a corpo centrato: fino a 950 °C
Cubica a facce centrate: fino a 1425 °C

Peso specifico:

7.9

Densità:

7900 kg/m³

Temperatura di fusione:

1535 °C

Coefficiente di espansione lineare (20÷100 °C):

12.2 x 10⁻⁶ / °C

Potenziale redox:

-0.04 V

Comportamento magnetico:

Ferromagnetico

Modulo di elasticità di Young:

193÷200 x 10⁹ N/m²

L'acciaio rappresenta l'unione tra ferro e carbonio (non superiore all'1.7% del Fe).

PRO	CONTRO
Lavorabile con tutte le tecnologie note ¹ .	Densità troppo elevata.
Collegabile con tutte le tecnologie note.	
Materiale alligabile ² .	

L'**ALLIGANTE** serve a dare all'acciaio alcune determinate caratteristiche. In base a come vorrò caratterizzare l'acciaio, sceglierò l'alligante.

Riferiamoci al *diagramma di stato* del lucido (21r):

AUSTENITE: soluzione solida di carbonio (soluto) nel ferro (solvente).

PERLITE + FERRITE, PERLITE, PERLITE + CEMENTITE: reticolo di ferro nel quale sono distribuite delle coalescenze (=isole) di carburo di ferro. In base alla forma delle coalescenze avremo la perlite, la ferrite, la cementite. Ognuna di queste presenta caratteristiche meccaniche diverse.

Riferiamoci al **DIAGRAMMA DI BAIN** (o S o TTT) del lucido (22):

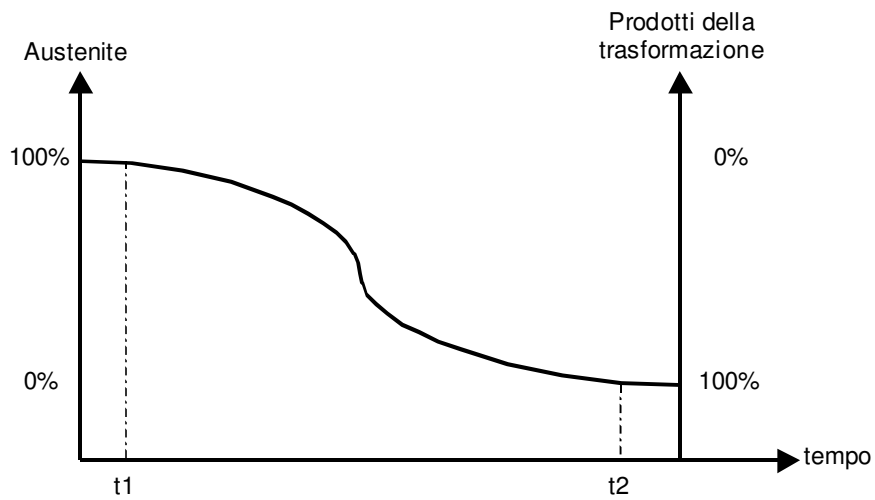
Ogni tipo di acciaio presenta un suo diagramma di Bain (quello in figura è per l'austenite). Questo perché, non potendo variare nel diagramma la percentuale di carbonio, non posso riferirlo a più acciai ma ad uno solo.

¹ Caratteristica che rende un materiale interessante dal punto di vista tecnologico.

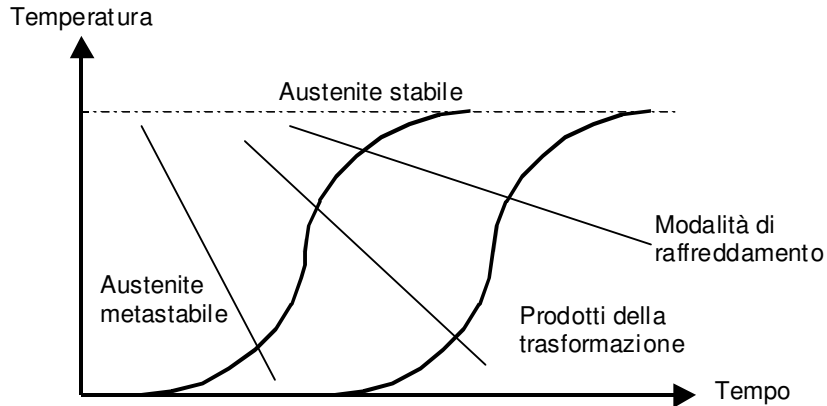
² Vedi nota 1.

Come si costruisce il diagramma di Bain?

1. Faccio un grafico come quello sottostante per varie temperature T.



2. Metto tutti i grafici trovati al variare di T in un unico grafico:



Osservazioni sul diagramma di Bain del lucido (22):

Individuiamo tre curve contrassegnate dai numeri 1, 2, 3. Queste curve rappresentano la modalità di raffreddamento del materiale: in base a quale sceglierò, arriverò ad un prodotto finale diverso:

*Curva 1: raffreddamento lento ma continuo: **RICOTTURA**.*

Alla fine il materiale ha le seguenti caratteristiche:

- duttilità,
- malleabilità,
- tenacità (capacità di resistere alle sollecitazioni o energia necessaria per portare a rottura il materiale),
- stampabilità.

N.B. la ricottura va sempre fatta prima di lavorare un materiale alle macchine utensili.

Curva 2: bruschi salti di temperatura, intervallati da temperature costanti.

Alla fine il materiale ha le seguenti caratteristiche:

- poco tenace,
- molto fragile.

*Curva 3: rapidissimo salto di temperatura: **TEMPRA**.* Il materiale era partito da austenite e alla fine è ancora austenite.

Questa modalità massimizza tutte le caratteristiche del materiale:

- max fragilità,
- max resistenza,
- max "altra caratteristica".

Quale è la spiegazione di questa massimizzazione delle caratteristiche meccaniche?

Poiché l'abbassamento di temperatura è molto repentino, gli atomi di carbonio non riescono ad uscire dalle loro celle ed andare a formare le coalescenze.

Alla tempra segue sempre un **RINVENIMENTO**: riscaldamento e raffreddamento lento. Questo trattamento serve a ridurre la fragilità conferita all'acciaio dalla tempra.

TEMPRA + RINVENIMENTO = BONIFICA



3.3. LEGHE DI TITANIO

TITANIO (Ti)

Struttura cristallina:

Alpha: esagonale compatta: fino a 880°C
Beta: cubica a corpo centrato: sopra gli 880°C

Peso specifico:

4.5

Densità:

4500 kg/m³

Temperatura di fusione:

1680 °C

Conduttività termica:

17 W/m °C

Coefficiente di espansione lineare (20÷100 °C):

$8.9 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$

Conduttività elettrica:

3% IACS (rame 100%)

Potenziale redox:

+0.2 V

Modulo di elasticità di Young:

$116 \times 10^9 \text{ N/m}^2$

Commentiamo la tabella soprastante:

➤ *Conduttività termica:* è bassa.

- Se, ad esempio, un fulmine colpisse un materiale fatto in titanio, il riscaldamento non si dissiperebbe attraverso un flusso di calore ma si concentrerebbe localmente. Conseguenza: fusione locale del pezzo.
Questa caratteristica rende i pezzi in titanio difficili da lavorare alle macchine utensili. Infatti il titanio, non riuscendo a dissipare il calore della punta dell'utensile, si fonde.

➤ *Potenziale redox:* è positivo.

- Quindi il titanio, in caso di accoppiamento con un altro materiale, tende a ridursi invece di ossidarsi.
Questa caratteristica rende il titanio particolarmente adatto ad accoppiarsi con i materiali compositi.
- Inoltre il titanio ha un potenziale redox più elevato rispetto a quello di altri materiali. Ne consegue che resiste alla corrosione meglio di altri materiali. Conseguenza: viene utilizzato per gli aerei che hanno un ambiente operativo che facilita la corrosione (es. gli aerei imbarcati).

➤ *Peso specifico:* basso.

➤ *Temperatura di fusione:* alta.

- Queste due caratteristiche rendono il titanio ideale per impieghi motoristici. Infatti le parti dei motori devono pesare poco e reggere alle alte temperature.

Il titanio è:

- **BIOCOMPATIBILE:** si adatta bene ai tessuti umani, non dà alcun problema.
- **OSTEOCONDUTTIVO:** consente che il tessuto osseo ricresca su di esso.
- **OSTEOINDUTTIVO:** non solo consente che il tessuto osseo ricresca su di esso ma addirittura ne stimola la ricrescita.

Queste caratteristiche rendono il titanio adattissimo a sostituire placche ossee, ad essere usato per protesi, etc.

3.3.1. ALLIGANTI

Il titanio non viene mai usato allo stato puro, viene sempre alligato. L'alligazione però ha pro e contro:

PRO	CONTRO
Migliora le caratteristiche meccaniche.	Il titanio alligato è molto più duro di quello puro, e quindi le macchine utensili impiegano più tempo a lavorarlo.
Se alligato posso meglio lavorarlo e quindi migliorare ulteriormente le caratteristiche meccaniche.	

Riferiamoci ai diagrammi di stato del lucido (17):

l'alligante stimola la fase alpha o beta. Se stimola la fase alpha si dice che è **ALPHA-GENETICO**, se la beta, **BETA-GENETICO**.

Es. Il titanio con il 6% di alluminio (alpha-genetico) e il 4% di vanadio (beta-genetico) si dice che ha una **STRUTTURA IBRIDA**.

Esempi di alliganti usati con il titanio:

- Ti + VANADIO: miglioro la resistenza del materiale (caratteristica meccanica).
- Ti + ALLUMINIO: miglioro la lavorabilità del materiale (caratteristica tecnologica).
- Ti + CROMO: miglioro le caratteristiche del materiale ad elevata temperatura.

3.3.2. TRATTAMENTI TERMICI

1. **TEMPRA:** *riscaldamento fino a 650÷700 °C + raffreddamento rapido.*

Alla tempra segue sempre la:

2. **DISTENSIONE:** *riscaldamento moderato fino a 350÷400 °C + raffreddamento lento.*

3. **TECNICA DI IONI-INPLANTETION** (adsorbimento):

Normalmente se un materiale è tenace non può essere anche fragile. Invece con la tecnica di ioni-inplantetion, posso rendere, ad esempio, il pezzo in titanio fragile all'esterno e tenace all'interno.

3.3.3. LAVORAZIONI

1. Non adatto ad essere lavorato alle macchine utensili per la bassa conducibilità termica.
2. La fusione è economicamente svantaggiosa per l'elevato punto di fusione.
3. Lo stampaggio a freddo non è molto efficace per la struttura cristallina del titanio.
4. Funziona bene la **FORGIATURA** (stampaggio a caldo).

3.3.4. UTILIZZO

Il titanio viene utilizzato per:

- Bielle motoristiche,
- Ordinate e supporti di turbine a gas,
- Paratie frangifiamma,
- Bordi d'attacco dei velivoli supersonici e delle pale degli elicotteri,
- Turbine, dischi di turbina, palette di turbina.

Non viene mai utilizzato per applicazioni puramente strutturali!

3.4. LEGHE DI MAGNESIO

MAGNESIO (Mg)

<i>Struttura cristallina:</i>	Esagonale compatta
<i>Peso specifico:</i>	1.74
<i>Densità:</i>	1740 kg/m ³
<i>Temperatura di fusione:</i>	650 °C
<i>Conduttività termica:</i>	159 W/m °C
<i>Potenziale redox:</i>	-2.37 V
<i>Modulo di elasticità di Young:</i>	44 x 10 ⁹ N/m ²

Commentiamo la tabella soprastante soprattutto dal punto di vista delle lavorazioni:

- *Conduttività termica:* elevatissima.
 - Concettualmente il magnesio ha una lavorabilità alle macchine utensili invidiabile (anche perché è ben cedevole alle punte), purtroppo però esplose alle soluzioni acquose e quindi la macchina utensile non ha modo di raffreddare il pezzo in lavorazione.

- *Struttura cristallina:* esagonale compatta.
 - La struttura cristallina del magnesio rende difficoltose le operazioni di stampaggio a freddo del materiale.

- *Temperatura di fusione:* bassa.
 - La fusione è economicamente conveniente.

- *Viscosità:* bassa
 - Si riescono a riempire stampi/conchiglie anche molto piccole e complicate, fino a spessori di soli 2÷3mm.

Il magnesio scherma molto bene le onde elettromagnetiche e, permettendo di essere lavorato fino a spessori molto piccoli, dà la possibilità di ottenere sempre lo spessore desiderato per una determinata schermatura. Vantaggio: non ho materiale in più e quindi peso in più (20r).

Il magnesio viene utilizzato per:

- Cerchi delle ruote degli aerei (lega di magnesio: **ELEKTRON**).

4. LAVORAZIONI DEI METALLI

Le tecnologie si dividono in primarie e secondarie:

- Tecnologie **PRIMARIE**: si passa dal materiale grezzo a quello semilavorato.
- Tecnologie **SECONDARIE**: si passa dal materiale semilavorato a quello finito.

4.1. FUSIONE

La fusione è una tecnologia che comporta un passaggio di stato del materiale \Rightarrow il volume del pezzo aumenta fino al 10% in più.

FUSIONE: si dà energia al materiale per rompere i reticoli cristallini dello stesso.

La sua applica solo su materiali metallici.

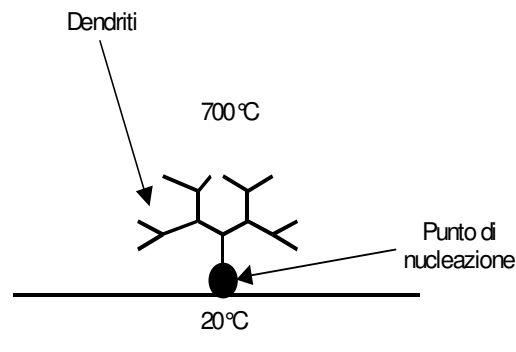
Il problema della fusione sta nel raffreddamento del pezzo non nel suo riscaldamento.

Le modalità di raffreddamento decidono la disposizione del reticolo cristallino alla fine del processo.

Tra la massa fusa del materiale e la parete dello stampo vi è un grande gradiente termico (es. massa fusa: 700 °C, parete dello stampo 20 °C \Rightarrow gradiente termico 680 °C).

Quindi, nelle zone di contatto tra massa fusa e parete dello stampo, il materiale solidifica istantaneamente. La solidificazione non è casuale ma parte da punti chiamati **PUNTI DISCRETI** o **PUNTI DI NUCLEAZIONE**.

Da questi punti la solidificazione si distribuisce come i rami di un albero, si formano cioè i **DENDRITI**. Naturalmente man mano che il raffreddamento avanza, i dendriti di ogni punto diventano sempre più estesi e si uniscono tra di loro.



Più è elevato il gradiente termico più i grani cristallini saranno piccoli.

Più ci si allontana dalla parete, più il gradiente termico diminuisce, e quindi i grani cristallini aumentano progressivamente.

Più il grano cristallino è piccolo e più la struttura è:

- Malleabile,
- Tenace.

Più il raffreddamento è veloce più la struttura sarà microcristallina.

Se voglio una struttura **MONOCRISTALLINA**, la temperatura della parete dello stampo dovrà essere la stessa di quella di fusione del materiale, inoltre il raffreddamento dovrà essere lentissimo.

È impossibile che il reticolo cristallino risultante a fine raffreddamento sia omogeneo:

1. Se nello stampo sono presenti delle impurità i punti di nucleazione partono da quei materiali che hanno temperatura di fusione più alta.
2. Se nello stampo sono presenti impurità a diversa densità, le particelle più dense si aggregano sul fondo e la loro distribuzione non sarà omogenea a materiale raffreddato.
3. Se la fusione viene fatta in atmosfera non controllata, il materiale può ossidarsi superficialmente. Gli ossidi dopo un certo tempo entrano nella fusione e costituiscono isole di fragilità.
4. Se la fusione viene fatta in atmosfera non controllata, delle bollicine d'aria potrebbero entrare nella fusione e creare isole di fragilità.

Siccome è impossibile che a fine fusione non ci siano difetti cosa faccio?

1. Scelgo per i materiali dei valori di sicurezza più alti rispetto a quelli che sceglierei per un pezzo perfetto.
2. Faccio delle radiografie a campione a fine produzione.

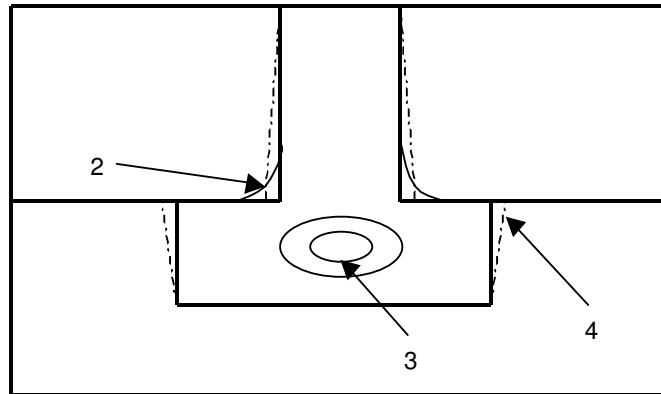
Valori di **CONTRAZIONE VOLUMETRICA** di alcuni metalli:

- Alluminio: 6.8%,
- Zinco: 4.5%,
- Rame: 4%,
- Magnesio: 2.5%.

4.1.1. COME PROGETTARE UN PEZZO CHE DEVE ESSERE PRODOTTO PER FUSIONE

1. Lo stampo dovrà essere più grande del pezzo finito perché si deve tenere conto della contrazione volumetrica.
2. Gli angoli nelle variazioni di sezione dello stampo vanno arrotondati per impedire discontinuità ed incollaggi.
3. Il materiale solidifica dall'esterno dello stampo verso l'interno. Quindi, prima ancora che tutto il materiale solidifichi, ce n'è già abbastanza perché la contrazione volumetrica sia terminata ⇒ si crea una cavità. Per risolvere questo problema l'unico modo è avere stampi senza variazioni di sezione, ovvero a spessori costanti.

4. Lo stampo deve presentare degli **ANGOLI DI SPOGLIA** che facilitino l'estrazione del pezzo a raffreddamento terminato.



Tutte queste attenzioni che dobbiamo prestare hanno un'inevitabile conseguenza:

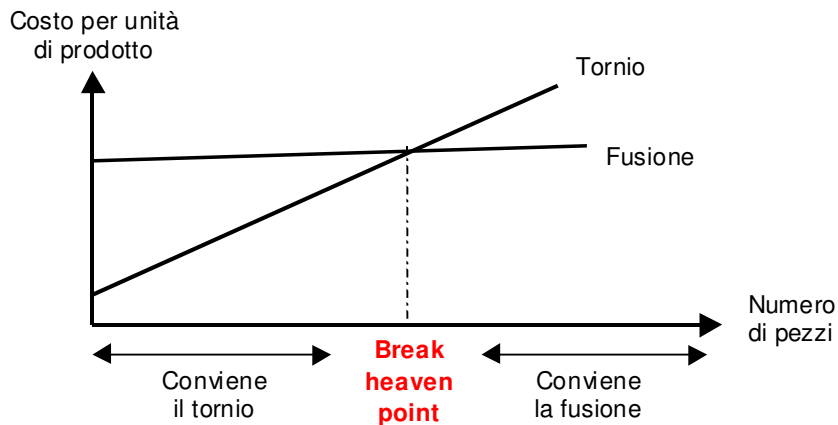
Il pezzo risultante dalla fusione è diverso da quello progettato!

Quindi se voglio che il pezzo raffreddato e quello di progetto siano uguali dovrò eseguire sul primo, dopo la fusione, delle lavorazioni alle macchine utensili.

Quindi prima di iniziare a fare una fusione devo pormi sempre questa domanda:

È più conveniente realizzare un pezzo in fusione e successivamente lavorarlo con macchine utensili o farlo direttamente con macchine utensili?

Faccio un diagramma e scelgo la risposta:



4.1.2. MODALITÀ DI RISCALDAMENTO

Posso usare due tipi di forno:

- Forno a **COMBUSTIBILE**.
- Forno **ELETTRICO**.

Il **CROGIOLO** è il contenitore in cui si fonde il materiale.

Cosa si mette nel crogiolo?

- I rottami della lega madre.
- Gli alliganti nelle giuste dosi.
- Gli **ADDITIVI**: consentono una corretta solidificazione. Sono degassanti, dissodanti, fondenti.

4.1.3. TECNICHE DI FUSIONE

1. FUSIONE IN SABBIA (fusione per gravità) (38)

Alla fine del processo distruggo lo stampo in sabbia ⇒ è conveniente per produzioni limitate.

PRO	CONTRO
Non devo calcolare angoli di spoglia (perché lo stampo a fine processo va rotto).	Pezzo molto rugoso (lo stampo è in sabbia).
I gas escono dallo stampo e non creano difetti (la sabbia è porosa).	Non ho elevate precisioni dimensionali.

2. COLATA IN CONCHIGLIA (fusione per gravità) (38r)

PRO	CONTRO
Bassa rugosità.	La conchiglia costa molto (centinaia di milioni di lire).
Rispetto delle dimensioni e degli spessori.	Solo per grandi tirature.

3. COLATA DI PRESSO-FUSIONE (colata sotto pressione)

È migliore di quelle per gravità perché forzo il materiale a riempire bene la cavità. La pressione può essere conferita alla massa fusa o da un pistone o per forza centrifuga.

4. PRESSO FUSIONE IN CAMERA CALDA-FREDDA (colata sotto pressione) (40)

5. SQUEEZE CASTING (colata sotto pressione) (40r)

La seconda conchiglia applica una certa pressione \Rightarrow il pezzo avrà una struttura cristallina molto fine!

6. MICROFUSIONE (39r)

È la prima tecnica di fusione che utilizzò l'uomo.

Se vogliamo che il pezzo dopo la colata sia il più vicino possibile al progetto, e che pezzi della stessa colata siano il più uguali possibile, questa è la tecnica che fa per noi.

Purtroppo la microfusione non va bene per pezzi troppo grandi, ma solo per pezzi piccoli.

7. FUSIONE CON STAMPO EVAPORATIVO (39)

Questa tecnica ha grandi vantaggi:

- Si possono realizzare pezzi molto complicati però anche molto precisi.
- Si possono realizzare pezzi molto grandi.
- Le pareti dello stampo possono essere molto sottili e quindi sia il riscaldamento sia il raffreddamento possono essere molto rapidi.

4.2. DEFORMAZIONE PLASTICA

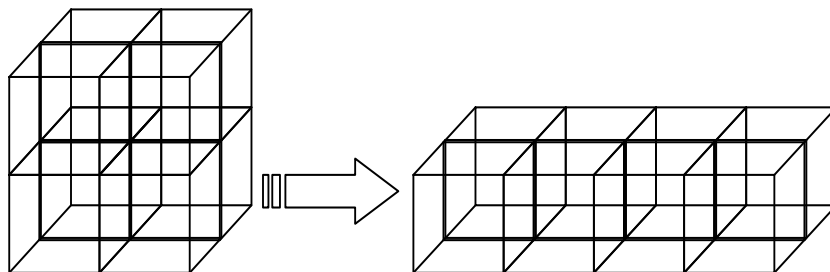
Temperatura di RICRISTALLIZZAZIONE: è la temperatura che discrimina una deformazione plastica a caldo rispetto ad una a freddo.

def. plastica a freddo < temp. di ricristallizzazione < def. plastica a caldo

0.5 temp. di fusione < temp. di ricristallizzazione < temp. di fusione

- *Deformazione plastica a caldo:*

Vogliamo appiattare il cubo di partenza:

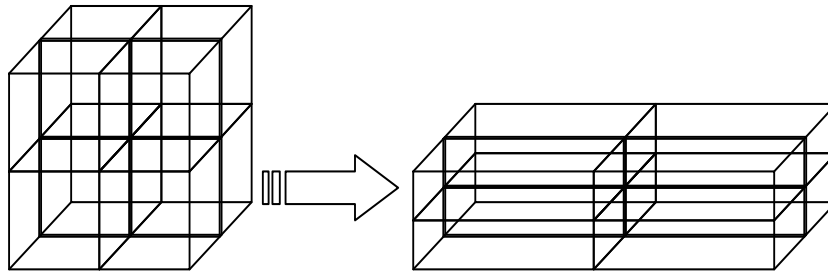


Alla fine del processo ogni grano ha circa le stesse dimensioni. Se il cubo ha cambiato forma è solo perché i grani si sono organizzati in una nuova forma cristallina (quella da noi desiderata).

La deformazione plastica a caldo lascia inalterate le caratteristiche meccaniche del materiale.

- *Deformazione plastica a freddo:*

Vogliamo appiattire il cubo di partenza:



Alla fine del processo ogni grano ha cambiato forma. Se il cubo ha cambiato forma non è perché i grani si sono organizzati in una nuova forma cristallina, ma perché si sono deformati.

La deformazione plastica a freddo incrudisce il materiale e ne cambia le caratteristiche meccaniche.

4.2.1. DEFORMAZIONE PLASTICA A CALDO

4.2.1.1. TECNOLOGIE PRIMARIE

1. LAMINAZIONE PIANA (25r)

Viene usata per creare pezzi sottili con spessore costante (es. pannelli aeronautici).

Prima di ogni coppia di rulli il materiale viene riscaldato.

Naturalmente se la differenza di spessore tra pezzo iniziale e finale è molto grande, bisognerà eseguire più laminazioni sul materiale stesso (**TRENO DI LAMINAZIONE**: più coppie di rulli in fila).

I rulli, sotto lo sforzo del materiale, tendono ad incurvarsi. Quindi se venissero costruiti perfettamente cilindrici, il materiale laminato derivante, sarebbe panciuto. Per evitare ciò, i rulli hanno una forma cilindrica bombata, cosicché, sotto lo sforzo del materiale, diventino perfettamente cilindrici, e quindi il materiale laminato non presenti il difetto appena detto.

2. **ESTRUSIONE** (26)

Viene utilizzata per realizzare pezzi esili (es. i correnti delle ali).

Ci sono due tipi di estrusione:

- Estrusione **DIRETTA**: il pistone ed il materiale da estrudere si muovono con lo stesso verso.
- Estrusione **INDIRETTA**: il pistone ed il materiale da estrudere si muovono con versi opposti.

L'estrusione indiretta garantisce manufatti di migliore qualità.

Il **MANDRINO** è un accessorio della macchina per estrusioni e si usa se vogliamo che il nostro pezzo abbia dei fori al suo interno.

4.2.1.2. TECNOLOGIE SECONDARIE

1. **STAMPAGGIO A CALDO (FORGIATURA)** (34r, 35, 36, 36r)

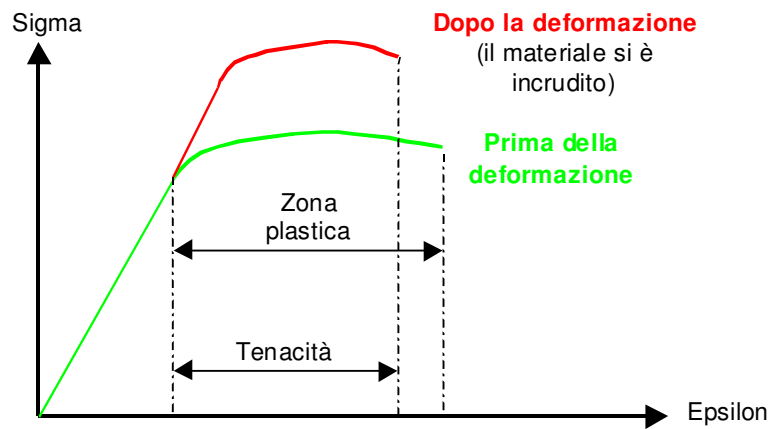
Le macchine da forgiatura si dividono in:

- Macchine con maglio oleodinamico.
- Macchine con maglio meccanico.

4.2.2. DEFORMAZIONE PLASTICA A FREDDO

Nella deformazione plastica a freddo la temperatura di lavorazione deve essere inferiore alla temperatura di ricristallizzazione. Di solito si lavora a temperatura ambiente.

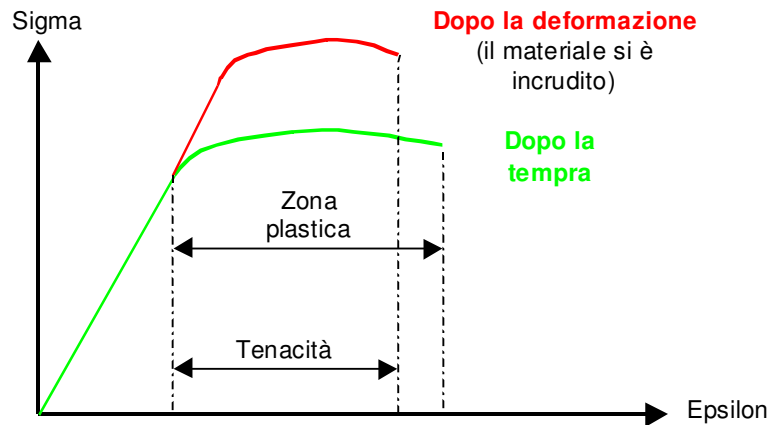
Questa tecnologia è applicabile esclusivamente a materiali che hanno riserva plastica.



Il materiale, dopo la lavorazione:

PRO	CONTRO
Sopporta sforzi di snervamento più elevati.	Diminuisce la sua tenacità.
Sopporta sforzi di rottura più elevati.	Diminuisce la sua riserva plastica.
	Si incrudisce.

Normalmente dopo una def. plastica a freddo il materiale viene sottoposto ad un trattamento di tempra: rende il materiale più lavorabile.



4.2.2.1. TECNOLOGIE PRIMARIE

1. LAMINAZIONE (25)

Se la differenza di spessore tra materiale iniziale e finale è rilevante, prima della laminazione a freddo, eseguo una laminazione a caldo. Infatti, se volessi ridurre notevolmente lo spessore del materiale solo con una laminazione a freddo, dovrei impiegare troppa energia, ed il processo diverrebbe troppo costoso.

Invece dopo due o tre passate a caldo, le riduzioni di spessore da un rullo all'altro divengono sempre più piccole e la laminazione a freddo è, quindi, l'ideale: uso meno energia che se laminassi a caldo.

2. ESTRUSIONE

Valgono le stesse considerazioni fatte per l'estrusione a caldo.

3. TRAFILATURA

Il materiale viene tirato lungo la trafilatura che gli conferisce la forma che noi desideriamo.

Questa tecnologia massimizza l'incrudimento del materiale.

Esempi di pezzi che si possono realizzare con la trafilatura:

- Chiodi,
- Rivetti,
- Ribattini.

4.2.2.2. TECNOLOGIE SECONDARIE

1. STAMPAGGIO ALLA PRESSA (29)

PRESSA:

- Carico applicato: 10000÷20000 ton.
- Pressione richiesta: 80÷120 bar.
- Altezza: 10÷20 m.
- Tempo di ciclo: 2÷3 minuti.
- Funzionamento: oleodinamico.

Differenza tra forgiatura e stampaggio alla pressa:

- *Forgiatura*: il carico viene applicato dinamicamente, ovvero la macchina solleva la massa e la lascia cadere.
- *Stampaggio alla pressa*: il carico viene applicato quasi staticamente, ovvero la macchina applica il carico progressivamente.

Perché questa differenza?

Nello stampaggio alla pressa il materiale è a temperatura ambiente e quindi poco malleabile; inoltre il comportamento del materiale dipende dalla velocità di applicazione del carico: più aumento la velocità e più lo sforzo di snervamento aumenta ma più la riserva plastica diminuisce (e questo non va bene) (27r).

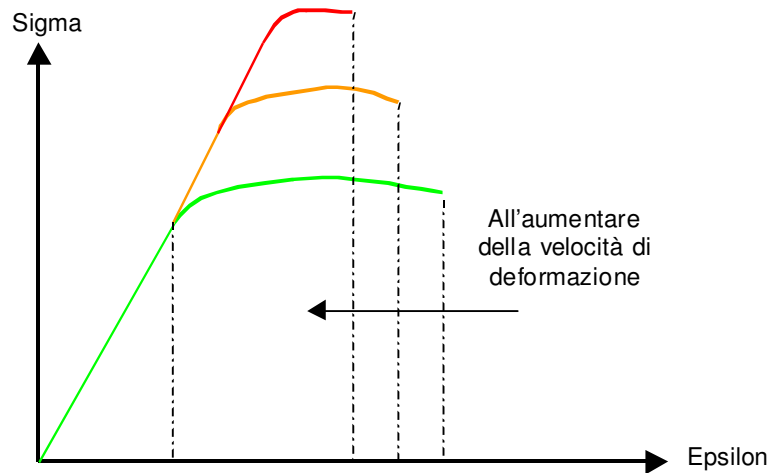


DIAGRAMMA LIMITE DI FORMATURA (27): mi dà i limiti tecnologici del materiale.

Procedimento per tracciare il diagramma:

1. Sergrafo su un pannello tanti ellissi uno vicino all'altro.
2. Applico sul pannello i carichi che mi interessa studiare.
3. Tollo i carichi applicati.
4. Vedo come si è deformato il materiale: gli ellissi non avranno più la forma di partenza.
5. Traccio il diagramma limite di formatura del materiale con i dati ricavati dalle osservazioni.

Stampaggio alla pressa a **MOLTEPLICE EFFETTO (29r):**

1. Il **PREMI LAMIERA** applica al materiale una pressione tale da permettere lo scorrimento di esso sotto il premi lamiera ma non troppo. Ha la funzione di rendere uniforme (stesso spessore) la deformazione nelle zone di piega del materiale.
2. Stampaggio.
3. Un pistone agisce sul contro stampo e trancia la lamiera. Questo processo avviene solo se ho necessità di fori nella lamiera.

Lo stampaggio alla pressa è solo conveniente per grandi tirature perché lo stampo ed il contro stampo costano parecchie centinaia di milioni di lire.

E se non ho molti pezzi cosa faccio?

- Stampaggio con cuscino in gomma.
- Stampaggio con vescica in acqua od olio.
- Stampaggio per esplosione.

2. STAMPAGGIO CON CUSCINO IN GOMMA (31)

È più economico dello stampaggio alla pressa perché devo realizzare solo lo stampo e non il contro stampo.

Inoltre il materiale viene deformato sotto uno **STATO DI SFORZO IDROSTATICO**, ovvero lo sforzo è \perp lungo tutto il pezzo \Rightarrow questa è la migliore condizione per deformare il pezzo \Rightarrow ho un pezzo di migliore qualità rispetto allo stampaggio alla pressa.

Concludendo, con questa tecnica, non solo posso eseguire piccole tirature a basso costo, ma anche di ottima qualità.

3. STAMPAGGIO PER ESPLOSIONE (31r)

Come fa il materiale a deformarsi?

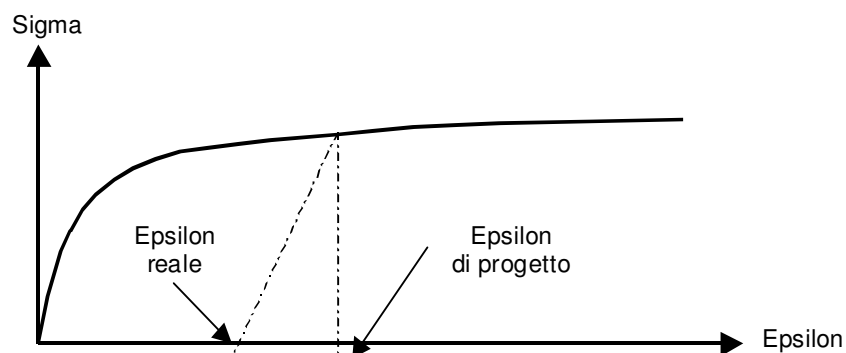
L'onda d'urto impone alla materia la forma dello stampo.

Tecnica economica per piccole produzioni: devo realizzare solo lo stampo.

4. STAMPAGGIO PER STIRAMENTO (30, 30r)

Tecnica studiata apposta per l'industria aeronautica.

Si basa sul concetto di **STRING BACK** (ritorno elastico): prendo una trave e la deformato, per esempio, curvandola, quando tolgo il carico ottengo una deformazione minore di quella che voglio: il materiale tende a ridistendersi.



Per evitare ciò il materiale, prima di essere deformato, viene **PRESTIRATO**, ovvero sottopongo il materiale ad una trazione finché arrivo a snervamento. Così, tutte le operazioni successive allo stiramento, saranno in campo plastico e non avrò il problema di string back.

Quindi le macchine da stampaggio per stiramento eseguono prima un prestiraggio sul materiale e poi lo deformano.

5. TORNITURA IN LASTRA (28r)

Il **GALET** fa seguire alla lamiera la forma in rotazione, inoltre contemporaneamente, assottiglia la lamiera stessa.

4.2.2.3. CONCLUSIONI

- Le tecniche di stampaggio a freddo si applicano solo su lamiere (per il loro basso spessore). Fortunatamente l'industria aeronautica usa al 90% lamiere fini.
- Però le tecniche di stampaggio a freddo non permettono di ottenere spigoli vivi.
- Inoltre già per lamiere di area di $1\div 2$ m² ho bisogno di presse di parecchie tonnellate.

⇒ va valutato molto attentamente se realizzare un pezzo per stampaggio o per lavorazione alle macchine utensili.

5. LAVORAZIONI DEI METALLI ALLE MACCHINE UTENSILI

Caratteristiche generali:

- *Non presentano limitazioni dimensionali:* i pezzi possono essere grandi quanto voglio.
- *Non presentano limitazioni morfologiche:* i pezzi possono avere qualunque forma voglio.
- *Non presentano limitazioni di spessore:* posso usare materiali dello spessore che voglio.
- *Non presentano limitazioni sulle tolleranze:* posso imporre al pezzo la tolleranza che voglio.
- *Non presentano limitazioni sulla rugosità:* posso imporre al pezzo la rugosità che voglio.
- *Tecnologia ideale per realizzare piccole tirature.*
- *Tecnologia che permette aggiustaggi dopo la realizzazione del pezzo.*
- *L'investimento nel macchinario è elevato.*

Le lavorazioni dei metalli alle macchine utensili utilizzano una:

- **TECNOLOGIA SOTTRATTIVA:** parto da un lingotto di materiale ed asporto il materiale stesso fino ad arrivare alla forma che desidero. Normalmente la quantità di materiale asportato è l'85÷90% del materiale di partenza.
- **TECNOLOGIA ADDITIVA:** aggiungo materiale fino a che ottengo il pezzo che desidero.

5.1. TECNOLOGIE SOTTRATTIVE

Le tecnologie sottrattive si dividono in tre classi:

- **ASPORTAZIONE CON UTENSILI DA TAGLIO:** modifico le dimensioni e le forme del materiale.
- **ASPORTAZIONE CON UTENSILI ABRASIVI:** non modifico le dimensioni e le forme del materiale ma le sue tolleranze.
- **III TECNOLOGIA:** non modifico né le dimensioni, né le forme, né le tolleranze del materiale ma la sua rugosità.

5.1.1. ASPORTAZIONE CON UTENSILI DA TAGLIO

5.1.1.1. TORNITURA

La macchina per eseguire la tornitura è il **TORNIO** (166r, 167).

La tornitura è una **LAVORAZIONE A SINGOLO TAGLIENTE** ed è ideale per realizzare forme:

- Cilindriche.
- Coniche.
- Tronco-Coniche.

L'utensile da taglio deve avere una durezza maggiore del materiale che deve lavorare ed è formato da un supporto e da una placchetta (questa è a contatto con il materiale).

Il **REVOLVER** è una torretta rotante che contiene su ogni lato un particolare utensile. Serve a velocizzare il cambio utensile.

Riferendoci al lucido (165) notiamo immediatamente che il tornio ha tre possibilità di movimento:

1. **FORZA DI TAGLIO** (velocità di taglio): conferisce al materiale una certa velocità di rotazione.
2. **TRASLAZIONE** (moto di alimentazione): conferisce all'utensile la possibilità di movimento parallelo all'asse x.
3. **PENETRAZIONE** (moto di avanzamento): permette all'utensile l'avanzamento nel materiale.

La tornitura, come tutte le lavorazioni alle macchine utensili, produce uno scarto: il **TRUCIOLO**. La morfologia del truciolo dipende (165r):

- Dal materiale del pezzo in lavorazione e dal materiale della placchetta dell'utensile.
- Dalla lubrificazione utilizzata: olio, emulsione in acqua, acqua.
- Dalla velocità di lavorazione.

L'intenso contatto tra pezzo in lavorazione ed utensile genera molto calore (centinaia di °C). Inoltre all'aumentare della velocità di lavorazione aumenta il calore generato.

Perché il calore è un problema?

- Se il calore generato è molto elevato posso arrivare alla fusione locale del pezzo.
- L'alta temperatura usura molto velocemente l'utensile.
- L'alta temperatura dà risultati di lavorazione non buoni.

Come faccio a ridurre la temperatura di lavorazione?

- Raffreddo il pezzo tramite lubrificazione o refrigerazione.
- Riduco la velocità di lavorazione.

Ipotizzando di non raggiungere mai temperature di lavorazione elevate, per i problemi appena visti, devo cercare di lavorare il pezzo alla massima velocità possibile. Infatti più la velocità di taglio è elevata più il materiale risulta ben lavorabile.

Esempi di materiali ben lavorabili:

- Magnesio (Mg) (è il più lavorabile),
- Alluminio (Al),
- Acciaio (Fe-C),
- Titanio (Ti).

Esempi di velocità di lavorazione tipiche del tornio:

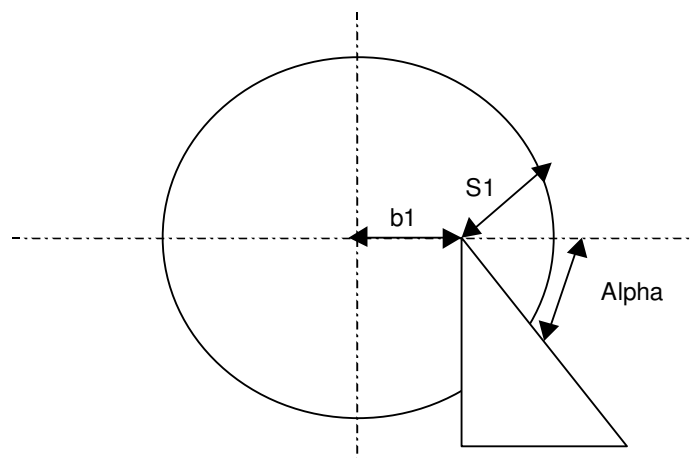
- Forza di taglio (v): 3÷200 m/min.
- Traslazione (f): 0.0125÷2.5 mm/giro.
- Penetrazione (w): 0÷25 mm.

Con questi valori la quantità di materiale (V =volume) che si riesce ad asportare nell'unità di tempo è:

$$V = 80 \div 160 \text{ cm}^3/\text{min}$$

Ogni volta che cambia il materiale cambio il tornio? Ovviamente no!
Vediamo un esempio:

1. Faccio una prima lavorazione con uno sforzo τ_1 :



Dove α è l'angolo di spoglia.

Quale è la potenza che mi serve per lavorare il pezzo?

$$\begin{aligned}F_1 &= S_1 \cdot \tau_1 \\F_1 \cdot b_1 &= M_1 \\M_1 \cdot w_1 &= P_1\end{aligned}$$

Dove P_1 è la potenza che mi serve.

Quindi, per regolare la macchina scelgo i parametri che ottimizzano la lavorazione, ovvero faccio in modo che la potenza che mi serve (P_1) sia uguale alla potenza disponibile della macchina (W).

2. Faccio una nuova lavorazione con uno sforzo $\tau_2 > \tau_1$:

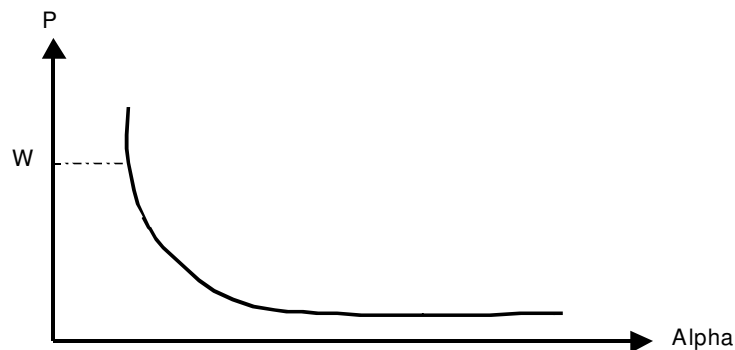
Quale è la nuova potenza che mi serve per lavorare il pezzo?

$$\begin{aligned}F_2 &= S_1 \cdot \tau_2 \\F_2 \cdot b_1 &= M_2 \\M_2 \cdot w_1 &= P_2\end{aligned}$$

Dove P_2 è la potenza che mi serve.

Però $P_2 > P_1 = W$, ovvero la potenza di cui ho bisogno è maggiore della potenza disponibile della macchina. Come faccio? Basta riregolare la macchina! Sceglierò un α maggiore di quello precedente così da rendere S_2 minore e quindi da ottenere $P_2 = P_1 = W$.

Concludendo possiamo dire che, quando cambia il materiale da lavorare, devo regolare la macchina cercando di eguagliare la potenza necessaria (P) alla potenza disponibile (W), perché questa è la condizione di massimo rendimento del macchinario.



5.1.1.2. FRESATURA

L'utensile necessario alla fresatura è la **FRESA** (61).

La fresatura è una **LAVORAZIONE A TAGLIENTE MULTIPLO**.

Il **CAROSSELLO** è una torretta rotante che contiene su ogni lato una determinata fresa. Serve a velocizzare il cambio utensile.

5.1.1.3. FRESATURA CHIMICA

Quando il materiale da lavorare è estremamente duro od abrasivo, le lavorazioni precedentemente viste risultano economicamente sconvenienti. Si usa allora la fresatura chimica.

FRESATURA CHIMICA: l'asportazione del materiale dal lingotto non avviene tramite un utensile ma per mezzo di un prodotto chimico.

Il procedimento è molto semplice:

1. Si individuano sul lingotto le parti che devono e le parti che non devono essere erose.
2. Queste ultime vengono ricoperte da una speciale vernice (**NEOPRENE**) che non permette la corrosione.
3. Le prime invece vengono lasciate senza vernice protettiva.
4. Il prodotto chimico viene distribuito sul lingotto e la corrosione ha luogo solo dove la vernice protettiva non è presente.
5. Quando il lingotto ha assunto la forma da noi desiderata viene sottoposto ad un **DECAPPAGGIO CHIMICO** che blocca la reazione di corrosione.

N.B. la velocità di corrosione è dell'ordine di decimi di millimetro all'ora (55r).

Che prodotti chimici si usano per la corrosione? Dipendono dal materiale da corrodere.

Ad esempio:

- *Acciai e leghe di Magnesio:* soluzioni acquose di **ACIDO FLUORIDRICO**.
- *Leghe di Alluminio:* soluzioni basiche di **SODA CAUSTICA**.

La fresatura chimica viene anche utilizzata per ridurre gli spessori di un pezzo: es. lucido (56).

5.1.1.4. LAVORAZIONE ELETTROCHIMICA

Il principio di funzionamento si basa sull'**ELETTROLISI** (60).

Il materiale fa da elettrodo positivo (+) mentre l'"utensile" fa elettrodo negativo (-), entrambi gli elettrodi sono immersi in una soluzione elettrolitica. Appena do tensione il materiale inizia ad ossidarsi e l'utensile a ridursi. Più il tempo avanza e più la corrosione del materiale è profonda (decimi di millimetro all'ora). È importante notare che l'utensile deve avere forma speculare a quella che vogliamo dare al pezzo.

5.1.1.5. ELETTRICITÀ EROSIONE

L'elettro erosione si divide in:

1. Elettro erosione **A TUFFO**
2. Elettro erosione **A FILO**

1. **ELETTRICITÀ EROSIONE A TUFFO** (59):

Il materiale fa da elettrodo negativo (-) mentre l'"utensile" fa da elettrodo positivo (+), entrambi gli elettrodi sono immersi in una **SOLUZIONE DIELETTICA** (cherosene, carburo o acqua distillata). Do tensione e, non appena i due elettrodi sono abbastanza vicini, scocca l'arco voltaico che scioglie il materiale. Muovendo l'utensile posso dare qualunque forma voglio al materiale stesso. Il materiale sciolto precipita sul fondo del dielettrico.

L'elettro erosione a tuffo viene normalmente usata per realizzare cilindri con grosse cavità.

2. **ELETTRICITÀ EROSIONE A FILO** (59):

Il materiale fa da elettrodo positivo (+) mentre il filo fa da elettrodo negativo (-), entrambi gli elettrodi sono investiti, nella zona di taglio, da un flusso di fluido dielettrico. Do tensione e, non appena i due elettrodi sono abbastanza vicini, scocca l'arco voltaico che scioglie il materiale. Muovendo il filo posso dare qualunque forma voglio al materiale stesso. Il filo è in continuo movimento per evitare che si fonda sotto l'arco voltaico.

L'elettro erosione a filo viene normalmente utilizzata per realizzare pezzi di spessore piccolo molto ondulati.

5.1.2. ASPORTAZIONE CON UTENSILI ABRASIVI

5.1.2.1. RETTIFICA

L'utensile della rettifica è un disco con granuli duri annegati in una matrice tenera (61r). Man mano che la lavorazione procede i granuli duri si consumano e la matrice tenera si rompe così da scoprire altri granuli duri nuovi.

5.2. TECNOLOGIE ADDITIVE

Il vantaggio di utilizzare una tecnologia additiva invece di una sottrattiva è che non ho spreco di materiale, utilizzo solo il materiale strettamente sufficiente.

5.2.1. SINTERIZZAZIONE

Il procedimento è molto semplice:

1. Prendo un lingotto del materiale che voglio utilizzare.
2. Lo polverizzo.
3. Ricompacto la polvere nel pezzo che voglio ottenere.

La sinterizzazione ha notevoli vantaggi:

- È una tecnologia **NET SHAPE**, ovvero ottengo un pezzo finito che non necessita di lavorazioni successive.
- Permette di realizzare pezzi con materiali difficili da lavorare alle macchine utensili o difficili da fondere, stampare, etc. Es. materiali ceramici.
- Posso scegliere la densità da conferire al mio pezzo: questa dipenderà dal grado di compattazione.
- Più la polvere utilizzata è fine più il pezzo risultante sarà duttile e malleabile.

Esistono varie tecniche per polverizzare il lingotto:

- **ATOMIZZAZIONE A GAS.**
- **ATOMIZZAZIONE A FLUIDO.**
- **MEL SPINNING.**
- **MACINAZIONE MECCANICA.**

Normalmente durante la sinterizzazione riscaldo il materiale perché, in questo modo, favorisco le microsaldature tra un granello e l'altro.

Esistono due diversi tipi di sinterizzazione:

- **SINTERIZZAZIONE SEMPLICE** (37): prima ho la compattazione e poi il riscaldamento. La struttura che ne deriva è anisotropa, infatti la pressione è esercitata in una sola direzione.
- **ISOSTATIC PRESSING** (37r): La struttura che ne deriva è isotropa, infatti la pressione è applicata in tutte le direzioni.

5.3. FORMATURA SUPER PLASTICA

Questa tecnologia mi permette di ottenere deformazioni (200÷300%) dei materiali (anche non metallici: es. ceramica) più grandi utilizzando forze più piccole (32).

Per ottenere ciò ho varie possibilità:

1. Fare la lavorazione ad una temperatura maggiore di T di ricristallizzazione.
2. Utilizzare velocità di deformazioni molto basse (alcune ore).

Nel caso si utilizzi la prima tecnica, questa viene eseguita in **AUTOCLAVE**.

AUTOCLAVE: forno pressurizzabile e riscaldabile.

6. TRATTAMENTI DEI METALLI

Il problema che dobbiamo affrontare è quello di ottenere un materiale che:

- *Internamente* soddisfatti dei requisiti strutturali.
- *Esternamente* soddisfatti dei requisiti di:
 - Durezza superficiale,
 - Resistenza alla corrosione,
 - Riduzione di cricche di fatica,
 - Resistenza agli urti superficiali.

Ora vediamo quali sono le tecniche per trattare superficialmente un materiale e conferirgli così caratteristiche meccaniche più elevate:

- Lavorazioni meccaniche,
- Trattamenti termici superficiali,
- Placcature,
- Rivestimenti elettrolitici,
- Rivestimenti con metodi termochimici o termofisici,
- Rivestimenti per immersione.

Ovviamente alcuni trattamenti possono essere combinati per ottenere più requisiti.

6.1. LAVORAZIONI MECCANICHE

1. SABBIAURA (55)

Questa tecnica è utilizzata per migliorare le caratteristiche superficiali del materiale.

Consiste nello “sparare” addosso al materiale delle particelle. L’urto provoca uno stato di precompressione che evita l’innesto di cricche di fatica.

2. RULLATURA

6.2. TRATTAMENTI TERMICI SUPERFICIALI

1. TEMPRA SUPERFICIALE

Si attua solo su **ACCIAI TEMPRABILI**, ovvero su quegli acciai che hanno una certa quantità di carbonio.

Procedimento:

- Applico delle correnti sulla superficie del materiale.
- Queste riscaldano solo superficialmente il materiale stesso.
- Dopo il riscaldamento, raffreddamento immediatamente.

2. CARBOCEMENTAZIONE

Si attua solo su **ACCIAI A BASSO TENORE DI C**, ovvero su acciai che non sono temprabili.

Questi tipi di acciai non sono temprabili, però io voglio temprarli superficialmente lo stesso. Come faccio?

Faccio adsorbire superficialmente una certa quantità di carbonio all'acciaio. A questo punto l'acciaio possiede la quantità giusta di carbonio per la tempra, e quindi lo posso temprare.

3. NITRURAZIONE

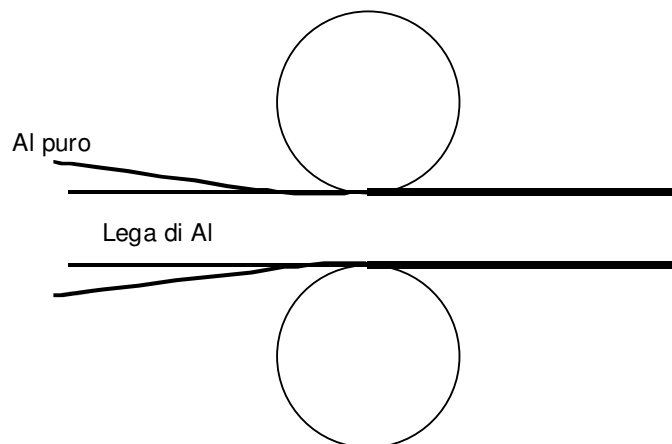
È un trattamento termochimico fatto in atmosfera satura di azoto. Il trattamento consiste nel far adsorbire il materiale di nitruri.

6.3. PLACCATURE

La placcatura di un materiale si esegue per migliorare la resistenza a corrosione del materiale.

La modalità di placcatura è molto semplice: attraverso una macchina simile alla laminatrice si obbligano due lamine molto sottili (Al puro) a rivestire un laminato (lega di Al), ovvero il materiale da proteggere.

L'Al puro migliora la resistenza superficiale a corrosione della lega di Al.



6.4. RIVESTIMENTI ELETTROLITICI

Questa tecnica ha la funzione di migliorare la resistenza a corrosione del materiale.

Consiste nel immergere due elettrodi in una soluzione elettrolitica e dare tensione. L'anodo (+), è l'elettrodo che si ossida e che quindi riveste il catodo. Il catodo (-), è l'elettrodo che si passiva e che quindi viene rivestito dal materiale dell'anodo.

Il materiale dell'anodo (cromo, nichel) migliora la resistenza superficiale a corrosione del catodo.

Non è detto che il catodo e l'anodo siano solidi.

6.5. RIVESTIMENTI CON METODI TERMOCHIMICI O TERMOFISICI

Tra le tante tecniche ne possiamo enunciare alcune:

- **CHEMICAL VAPOUR DEPOSITION (CVD)** (54r): tecnica utilizzata per migliorare la resistenza a corrosione del materiale (principalmente per metalli e ceramiche). Consiste nello scaldare il pezzo che così facendo viene reso reattivo e nello spruzzargli addosso un gas di tetracloruro di boro. Il boro viene adsorbito dal pezzo e lo protegge superficialmente.
- **PHYSICAL VAPOUR DEPOSITION (PVD)** (54r): tecnica utilizzata per migliorare la resistenza a corrosione del materiale (principalmente per metalli e ceramiche). La deposizione della protezione sul materiale non avviene chimicamente ma fisicamente.
- **TECNICHE AL PLASMA**: la tecnica consiste nel ridurre in polvere il materiale che deve fare da rivestimento al pezzo. A questo punto fondo tale polvere e la spruzzo sul pezzo da rivestire.

7. COLLEGAMENTI

Una volta realizzati i pezzi con la tecnica che riteniamo più opportuna dobbiamo affrontare un problema fondamentale: “Come collegarli tra loro”.

Le giunzioni infatti devono sopportare gli stessi sforzi che sopportano i singoli pezzi separati.

I collegamenti si dividono in:

- Collegamenti **CONTINUI** (es. saldatura, incollaggio).
- Collegamenti **DISCONTINUI** (es. chiodatura, bullonatura).

Vediamo i vantaggi e svantaggi dei **collegamenti continui**:

Vantaggi:

- Superfici prive di protuberanze, aerodinamicamente efficienti.
- Effetto sigillante (giunzioni “a tenuta”).
- Effetto elettricamente/termicamente isolante.
- Effetto smorzante delle vibrazioni.
- Singolarità (=concentrazione di) si sforzo accettabili (per un proporzionamento corretto).
- Nessun pericolo di “ripresa” dei giochi per carichi alternati.
- Assenza di corrosione galvanica: un elettrolita non potrà mai entrare tra le due lamiere.
- Costo pressoché indipendente dall’estensione della giunzione.
- Alta efficienza strutturale: la saldatura/incollaggio non influisce sul peso della struttura.

Svantaggi:

- Costosa preparazione delle superfici.
- Costo degli impianti (autoclave/prensa o MIG/TIG) elevato.
- Dipendenza dagli effetti ambientali.
- Dipendenza dai difetti tecnologici.
- Dipendenza dagli effetti viscoelastici.
- Impossibilità del disassemblaggio.
- Difficile saldabilità di alcune leghe (metalli).
- Bassa resistenza interlaminare degli aderenti (compositi).

Vediamo i vantaggi e svantaggi dei **collegamenti discontinui**:

Vantaggi:

- Ispezionabilità.
- Manutenibilità.
- Sostituibilità.
- Smontabilità (eventuale).
- Minor sensibilità agli effetti ambientali.
- Basso costo delle attrezzature.
- “portabilità” delle attrezzature.

Svantaggi:

- Presenza di singolarità.
- Criticità gioco/interferenza.
- Criticità nel serraggio.
- Possibilità di corrosione galvanica.
- Possibile diversità tra i coefficienti di dilatazione termica.
- Possibile diversità tra le conduttività elettriche (**INGRESSO FULMINE**: se un fulmine si abbatte su una struttura in composito rivettata con chiodi metallici, il fulmine entra nella struttura tramite i chiodi e, non potendo disperdersi nel composito, scioglie i chiodi stessi. Per evitare ciò, tutto il composito viene rivestito di una rete metallica in rame per ripristinare la conduttività superficiale).
- Costo dipendente dall'estensione della giunzione.
- Giunzione non stagna.
- Scarsa efficienza strutturale.

Analizzando attentamente i pro e contro dei collegamenti continui e discontinui sembrerebbe che i primi siano meglio dei secondi.

Allora perché tutti gli aerei usano i collegamenti discontinui?

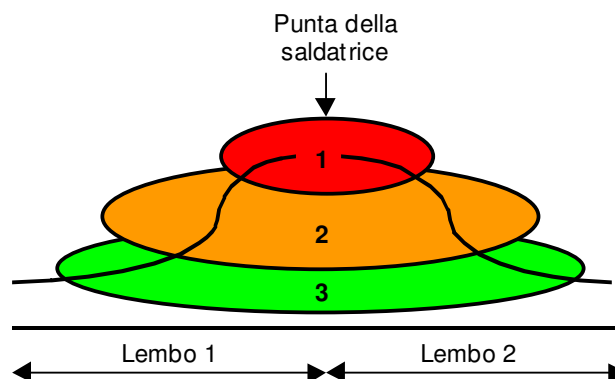
- Perché consentono una più facile ispezionabilità/sostituibilità.
- Perché alcune leghe sono difficilmente saldabili.
- Perché gli incollaggi soffrono degli effetti ambientali.

7.1. COLLEGAMENTI CONTINUI

7.1.1. SALDATURA

Procedimento:

- Accosto i due lembi dei pezzi da saldare.
- Apporto calore nella zona dei due lembi.
- I materiali dei due lembi si sciolgono e si miscelano.
- Una volta che il tutto si è raffreddato i due pezzi sono saldati.



Poiché per effettuare la saldatura devo apportare del calore, il gradiente termico andrà via via diminuendo dalla punta della saldatrice verso le estremità dei due lembi dei pezzi. All'interno di quest'area possiamo individuare tre zone:

1. $T > T_{fus}$:

È la zona più prossima alla punta della saldatrice. È anche la zona in cui si forma il **CORDONE DI SALDATURA**. Se lavoriamo in atmosfera non controllata, durante la saldatura l'ossigeno ossida il cordone, l'ossido a sua volta entra nel cordone stesso e porta a difetti di saldatura.

2. $T > T_{ricristallizzazione}$:

In questa zona il materiale, in seguito al riscaldamento, prima si dilata, poi si restringe per il successivo raffreddamento. Sfortunatamente però, il materiale a lui adiacente, a temperatura più bassa, non subisce tutte queste deformazioni. La conseguenza è una sola: il materiale in questa zona (2) è soggetto a uno **STATO DI SFORZO DI TRAZIONE** che può portare a possibili cricche.

3. $T \approx T_{trattamentotermico}$:

In questa zona il materiale subisce un trattamento di **TEMPRA**. Quindi una lega d'Al diverrà molto cedevole, una di Fe-C molto fragile.

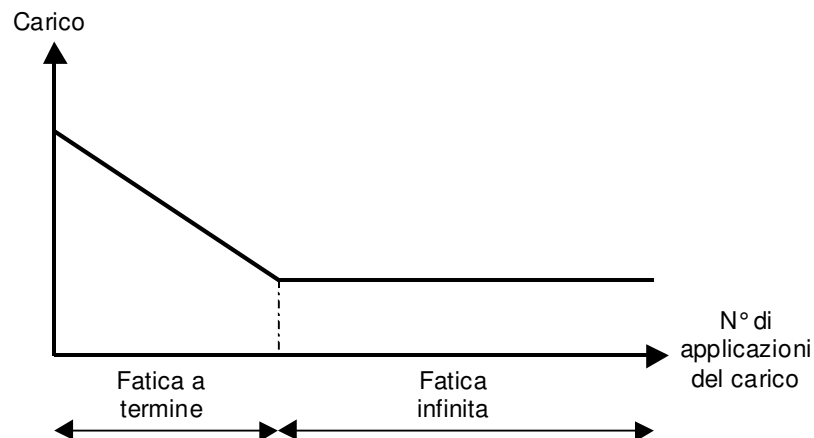


DIAGRAMMA DI VÖELER: il diagramma fornisce la capacità di un materiale a resistere a fatica (carichi applicati ripetutamente). Il diagramma può essere diviso in due parti:

1. **FATICA A TERMINE:** indica dopo quante volte l'applicazione di un certo carico il materiale arriva a rottura.
2. **FATICA ∞ :** se sono in questa zona e sotto un carico ben preciso il materiale non arriverà mai a rottura.

7.1.1.1. TECNICHE DI SALDATURA

1. SALDATURA AL CANNELLO (48r)

Si indirizza una fiamma (ossiacetilenica o ossipropanica) sulla zona da saldare.

Questa tecnica presenta notevoli svantaggi:

- La zona soggetta ad alto gradiente termico è molto vasta. Si hanno quindi tutti problemi tipici della saldatura.
- Non è adatta a saldare lamiere di piccolo spessore perché si rischia di bucarle. Questa tecnica infatti è prevalentemente usata in ambito navale.
- Non è adatta per le leghe d'Al, quelle che si usano in ambito aeronautico.

2. SALDATURA ALL'ARCO ELETTRICO CON APPORTO DI GAS NEUTRO (49)

Questa tecnica si divide in:

- **MIG**: metallic inert gas.
- **TIG**: tungsten inert gas.

MIG:

Il materiale da saldare costituisce un elettrodo, la saldatrice l'altro. Do tensione e, quando i due elettrodi si avvicinano, scocca l'arco elettrico. Il materiale si fonde ma anche l'elettrodo della saldatrice si fonde e fornisce **MATERIALE D'APPORTO** al cordone di saldatura. Il tutto viene investito da una nube di gas inerte che impedisce la presenza dell'ossigeno nella zona del cordone di saldatura. Il materiale d'apporto deve essere una via di mezzo tra i materiali dei due lembi da saldare.

TIG:

Il materiale da saldare costituisce un elettrodo, la saldatrice l'altro. Do tensione e, quando i due elettrodi si avvicinano, scocca l'arco elettrico. Il materiale si fonde, l'elettrodo della saldatrice no. Il **MATERIALE D'APPORTO** viene fornito al cordone di saldatura tramite una bacchetta metallica avvicinata all'elettrodo della saldatrice. Il tutto viene investito da una nube di gas inerte che impedisce la presenza dell'ossigeno nella zona del cordone di saldatura. Il materiale d'apporto deve essere una via di mezzo tra i materiali dei due lembi da saldare.

La saldatura all'arco elettrico è la più utilizzata per le leghe di Titanio e di Alluminio.

3. SALDATURA PER PUNTI (49r, 50)

È la più utilizzata in ambito aeronautico.

È l'unione di due saldature:

- Saldatura **ELETTRICA**: le lamiere sono tra due elettrodi. Quando do tensione la resistenza (R) delle due lamiere porta ad un riscaldamento locale dei materiali, che di conseguenza si fondono insieme.
- Saldatura **MECCANICA**: gli elettrodi esercitano una pressione sulle lamiere durante il processo per rendere la saldatura più forte.

Con macchine per saldature a punti si possono realizzare saldature continue o discontinue.

4. SALDATURA PER ATTRITO (51)

5. BRASATURA (51r)

Se devo saldare due materiali completamente diversi l'uno dall'altro come faccio? Con le tecniche appena viste non posso, con la brasatura si.

Procedimento:

- Posiziono i due pezzi nella configurazione finale.
- Preparo una polvere di materiale d'apporto basso fondente.
- Spalmo la polvere tra i due pezzi da saldare e riscaldo la stessa.
- Si fonde solo il materiale d'apporto.
- Una volta raffreddato il tutto ho la saldatura.

7.2. COLLEGAMENTI DISCONTINUI

I collegamenti discontinui si dividono in:

➤ Sistemi **NON SMONTABILI**

- **DOPPIA ACCESSIBILITÀ**: ribattini, bulloni non smontabili.
- **SINGOLA ACCESSIBILITÀ**: rivetti a strappo.

➤ Sistemi **SMONTABILI**

- **DOPPIA ACCESSIBILITÀ**: vite + dado (bullone), vite + inserto.
- **SINGOLA ACCESSIBILITÀ**: vite + olivetta, vite + dado a barilotto, vite + inserto.

N.B. I sistemi a doppia accessibilità garantiscono prestazioni migliori.

7.2.1. SISTEMI NON SMONTABILI A DOPPIA ACCESSIBILITÀ

A questa classe appartengono i **RIBATTINI** (41r, 42).

Il ribattino è una giunzione che lavora solo a taglio.

Procedimento:

- Si forano le due lamiere da collegare.
- Si inserisce il ribattino nel foro.
- Una persona preme la testa del ribattino ed un'altra colpisce il ribattino dalla parte opposta per creare la controtesta.

Più testa e controtesta premono le due lamiere e più il collegamento è efficace. Inoltre, durante la ribattitura, il gambo del ribattino si espande e riduce il suo gioco nel foro.

Il ribattino, con la sua testa, sporca aerodinamicamente il profilo alare. Per questo motivo esistono dei ribattini **A TESTA SVASATA** (42r) particolarmente adatti per i bordi d'attacco delle ali.

I ribattini possono essere in:

- **Lega d'ALLUMINIO**: allo stato ricotto o temprato.
- **Lega di TITANIO**.

Se impianto un ribattino a $T > T_{\text{ricristallizzazione}}$, quando questi si raffredda, il gambo si restringe e la testa e controtesta premono fortemente le lamiere. La conseguenza è che il ribattino lavora più ad attrito che a taglio.

Parliamo ora dei **BULLONI NON SMONTABILI** o **Hi-Lok** (174).

Un problema che da sempre affligge i collegamenti discontinui è: "Riuscirò a serrare i bulloni tutti allo stesso modo?". Gli **Hi-Lok** risolvono questo problema!

Procedimento:

- Si forano le due lamiere da collegare.
- Si inserisce nel foro la vite.
- Con una chiave speciale si avvita il dado (formato da una parte conica ed una esagonale) sulla vite.
- Arrivati ad un certo punto del serraggio la parte esagonale del dado si spezza, e non si può più continuare a serrare.

Questo sistema assicura che tutti i bulloni siano serrati nello stesso modo.

L'unico inconveniente dell'utilizzo di bulloni Hi-Lok è il loro costo: 2÷3\$ l'uno. Inoltre ogni dado è molto pesante.

7.2.2. SISTEMI NON SMONTABILI A SINGOLA ACCESSIBILITÀ

A questa classe appartengono i **RIVETTI A STRAPPO** (41r, 43r).

Quali sono i vantaggi/svantaggi nei confronti dei ribattini?

Vantaggi:

- Possono essere utilizzati in luoghi accessibili solo da una parte.

Svantaggi:

- Costituzionale bassa resistenza al taglio.
- La controtesta dei rivetti non può esercitare la stessa pressione di quella dei ribattini.

7.2.3. SISTEMI SMONTABILI A DOPPIA ACCESSIBILITÀ

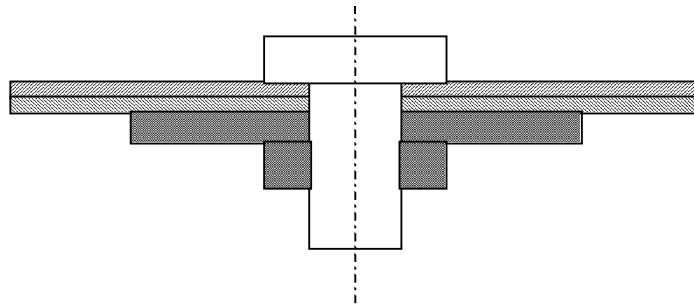
A questa classe appartengono i **BULLONI** (41r).

Nell'ambito aeronautico non sono molto usati perché:

- Non vanno molto bene con lamiere di piccolo spessore (come quelle aeronautiche).
- Normalmente, nell'ambito aeronautico, non ho la doppia accessibilità.

7.2.4. SISTEMI SMONTABILI A SINGOLA ACCESSIBILITÀ

Appartengono a questa classe le **VITI + OLIVETTA** (46).



7.2.5. PROBLEMATICHE GENERALI

- Forma della testa,
- Tipo di materiale e problemi di corrosione,
- Effetti della concentrazione di sforzo,
- Effetti dell'interferenza,
- Cold Working,
- Serraggio,
- Riscaldamento localizzato,
- Fretting,
- Errori d'installazione (45r),
- Tempi e costi d'installazione (46r).

7.2.5.1. FRETTING

Il **FRETTING** è un danneggiamento tipico di parti in movimento mutuamente compresse (sotto testa del rivetto e lamiera).

A livello microscopico sono presenti:

- Saldature;
- Deformazioni plastiche;
- Reazioni chimiche;
- Abrasioni.

Il fretting è associato a:

- Fatica;
- Corrosione;
- Usura.

I parametri che lo influenzano sono:

- Entità del moto relativo;
- Entità e distribuzione delle pressioni di contatto;
- Stato di tensione;
- Numero di cicli accumulati;
- Materiali a contatto e loro condizioni superficiali;
- Frequenza del moto relativo;
- Temperatura;
- Ambiente.

Le conseguenze sono:

- Nucleazione prematura di difetti e sviluppo di cricche superficiali ortogonali alla direzione del moto relativo.
- Perdita di materiale a causa dell'abrasione, con riduzione dell'interferenza e del serraggio.

Il lucido (185r) riporta il comportamento di coppie di materiali nei confronti del fretting.

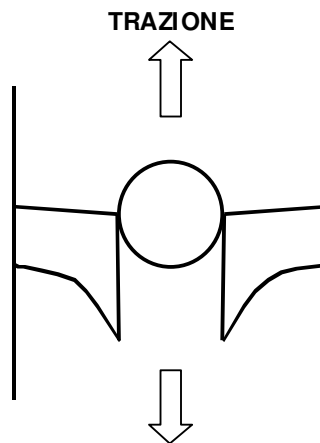
7.2.5.2. TIPO DI MATERIALE E PROBLEMI DI CORROSIONE

Per evitare che le teste e controteste dei ribattini/rivetti si corrodano vengono ricoperte con un **ELASTOMERO SILICONICO** (183).

Inoltre tra una lamiera e l'altra si inserisce un **FILM** che evita la corrosione reciproca delle lamiere.

7.2.5.3. EFFETTI DELL'INTERFERENZA

Inserisco un ribattino/rivetto con il gambo più largo del foro. Ottengo sul foro una reazione positiva: il picco di sforzo all'estremità del foro (che è normalmente 3 volte più elevato del valore ad una certa distanza dal foro stesso) si abbassa notevolmente. Ciò significa che sarà più difficile che dal foro partano delle cricche, visto che i valori di sforzo sono più piccoli (179).



7.2.5.4. COLD WORKING

Ottingo lo stesso risultato dell'effetto dell'interferenza, ma lo realizzo con una tecnica diversa.

8. ELASTOMERI (GOMME)

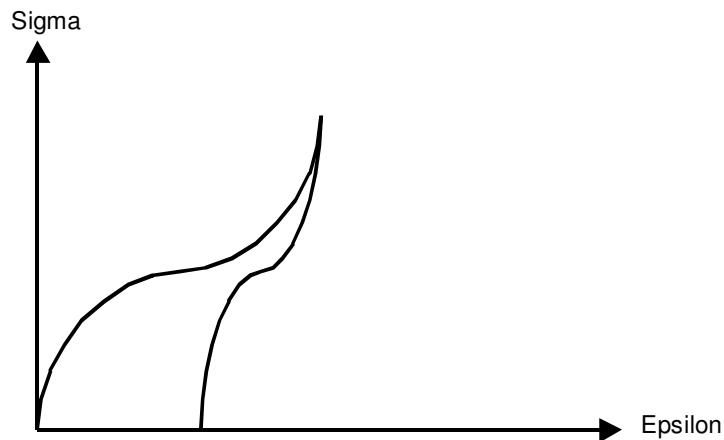
Un elastomero è definito dalla **LEGGE COSTITUTIVA IPERELASTICA**.

È un materiale che a temperatura ambiente può essere ripetutamente deformato, stirato, fino ad almeno il doppio della sua lunghezza originale e, sotto immediato rilascio dello sforzo, ritorna immediatamente alla sua lunghezza originale.

Un esempio di legame σ - ϵ di un elastomero è il lucido (65r, 63r).

Gli elastomeri hanno le seguenti caratteristiche:

1. Hanno elasticità non lineare.
2. Hanno resistenza allo sforzo molto bassa.
3. Presentano un ciclo di isteresi: la gomma se continuamente sottoposta ad uno sforzo e rilasciata, percorre continui cicli di isteresi, ovvero compie lavoro senza variare la sua energia. La conseguenza è che la gomma si scalda.

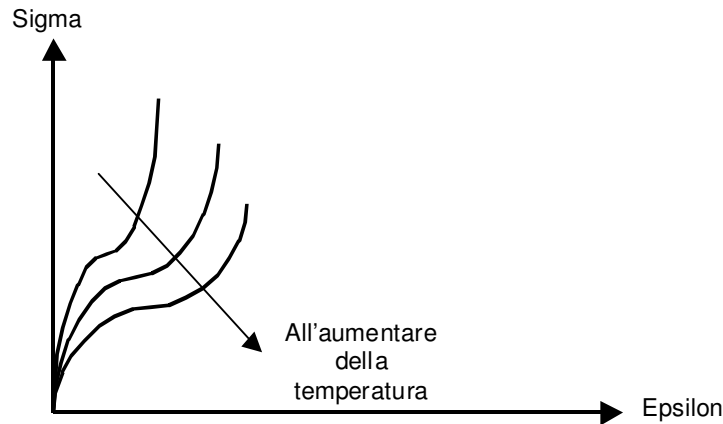


4. Sono materiali incomprimibili: se sottoposti ad uno sforzo si deformano ma mantengono il volume (come una gelatina).
5. Per gli elastomeri non viene definito un Modulo di Young (E): infatti essendo E la tangente alla curva σ - ϵ , varierebbe in continuazione e non avrebbe alcun senso utilizzarlo.
6. Per gli elastomeri si parla solo del Coefficiente di Poisson (ν): per le gomme $\nu=0.5$ sempre.
7. Sono materiali che risentono enormemente delle variazioni di temperatura:

$$\alpha \cdot \Delta T = \epsilon$$

dove:

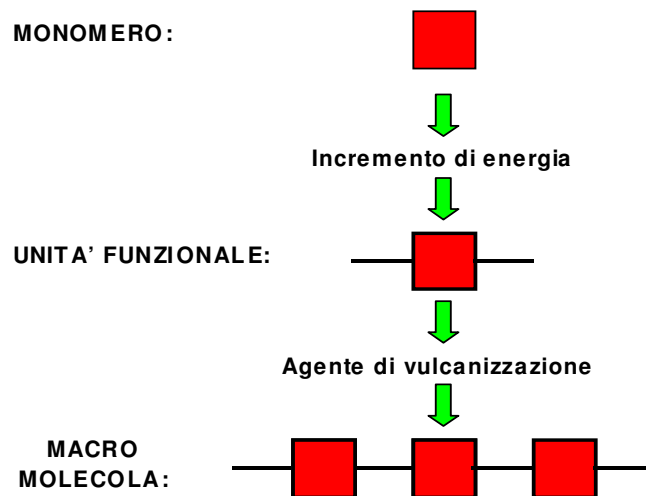
- α è il **COEFFICIENTE DI DILATAZIONE TERMICA** (due ordini di grandezza più grande di quello dei metalli).
- ΔT è la variazione di temperatura.
- ϵ è la deformazione.



8.1 COME È FATTO UN ELASTOMERO

Un elastomero è una gomma al 100%.

La gomma è formata da tanti monomeri che, se forniti di energia, sono in grado di creare delle **UNITÀ FUNZIONALI** che permettono loro di collegarsi in catene. Se a queste catene forniamo inoltre degli **AGENTI DI VULCANIZZAZIONE** (composti chimici), le catene stesse possono collegarsi tra di loro, attraverso i **CROSS LINKS**, per formare una **MACROMOLECOLA** (64, 64r).



Però l'elastomero non viene mai prodotto puro al 100% ma sotto forma di **MESCOLA**. Quest'ultima infatti presenta caratteristiche meccaniche più elevate della gomma pura.

MESCOLA: è una miscela meccanica di gomma e **CARICHE** (additivi).

CARICA: è una polvere di granometria molto fine che va aggiunta all'elastomero prima della vulcanizzazione.

Caratteristiche che deve avere una carica:

- Deve costare poco.
- Deve aumentare la rigidità, la resistenza – insomma le caratteristiche meccaniche – dell'elastomero.
- Deve promuovere il meccanismo di **VULCANIZZAZIONE**.

Tipi di cariche:

- **NEROFUMO**: è sostanzialmente carbonio in polvere. Quando usato conferisce alla miscela un colore nero.

PRO	CONTRO
Migliora la resistenza e rigidità della gomma a compressione.	Aumenta la densità della gomma.

- **CAOLINO**: è di colore bianco e si usa se la miscela deve essere colorata.

Abbiamo detto che la miscela è una miscela di gomma e cariche. In realtà il discorso è un po' più complesso:

Composizione di una miscela:

34%	ELASTOMERO PURO	
50%	CARICA	Migliora le caratteristiche meccaniche della gomma.
1%	ANTI OSSIDANTI	Evitano l'abrasione superficiale della miscela durante il funzionamento (es. rotolio del pneumatico).
5%	AGENTI DI VULCANIZZAZIONE	Rendono possibile la formazione di cross link tra catene di monomeri.
4%	ACCELERANTI	Sono dei catalizzatori degli agenti di vulcanizzazione.
3%	PLASTIFICANTI	Facilitano la formatura della miscela da parte delle macchine.
3%	DISTACCANTI INTERNI	Evitano che la miscela durante la formatura si attacchi allo stampo.

8.2. PROCESSO DI VULCANIZZAZIONE

Il processo di vulcanizzazione si realizza attraverso il **VISCOSIMETRO DI MOONEY**.

Il viscosimetro di Mooney è un recipiente con le pareti ad una data temperatura T, costante durante tutto il processo.

In esso si versa l'elastomero, le cariche e tutti gli altri additivi.

Il calore del viscosimetro fornisce alla miscela l'energia necessaria per realizzare la vulcanizzazione.

All'interno del viscosimetro è presente un rotore che misura la coppia reagita alla miscela. Al trascorrere del tempo la miscela, in seguito alla vulcanizzazione, si indurisce, e quindi la coppia reagita alla miscela aumenta. Quando arriviamo al valore di coppia che ci interessa, e quindi alla durezza della miscela che vogliamo, possiamo terminare il processo (65).

Osservazioni sul lucido (65):

- Voglio che il **TEMPO DI VULCANIZZAZIONE** sia il più breve possibile, così da rendere il processo breve e quindi più economico.
- Voglio che il valore del **PLATEAU** sia il più alto possibile, così da avere una miscela con caratteristiche meccaniche più elevate.
- Voglio che il **PLATEAU** non sia troppo breve, perché altrimenti avrei valori di durezza della miscela troppo influenzati da piccole variazioni di tempo.

8.3. TIPOLOGIE DI ELASTOMERI

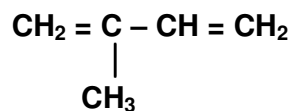
Gli elastomeri si dividono in:

- **NATURALI.**
- **SINTETICI:**
 - **USO GENERALE;**
 - **USO PARTICOLARE.**

8.3.1. GOMMA NATURALE

È la gomma più antica che conosciamo. È usualmente chiamata **CAUCCIÙ**. Viene estratta dalla **PIANTA DELLA GOMMA** ma non viene più prodotta per l'eccessivo costo.

In termini chimici è definita **POLIPROPILENE**. Il suo monomero ha la seguente struttura:



Il polipropilene, in base all'energia fornitagli, può formare due diverse configurazioni di unità funzionali, chiamate:

- **ISOMERO CIS.**
- **ISOMERO TRANS.**

Il polipropilene allo stato CIS ha una rigidità più bassa di quello allo stato TRANS.

Caratteristiche del polipropilene:

- *Peso specifico relativo* = 0.92
- *Vulcanizzabile*: Sì.
- *Solubilità*: in oli lubrificanti.
- *Ossidabilità* (=deteriorabilità): alla luce solare.

8.3.2. GOMME SINTETICHE – USO GENERALE

1. POLI-ISOPRENE (omo-polimero)

È la versione sintetica della gomma naturale. Ha quindi le stesse caratteristiche ma un costo di produzione notevolmente più basso.

2. POLI-BUTILENE (omo-polimero)

Caratteristiche:

- *Impermeabile ai gas* (⇒ viene utilizzato per produrre le **CAMERE D'ARIA**).
- *Vulcanizzabile*: sì.
- *Solubilità*: insolubile ai solventi, oli lubrificanti...
- *Ossidabilità*: inossidabile alla luce solare.
- *Caratteristiche meccaniche*: scarse.

3. POLI-BUTADIENE (omo-polimero)

Caratteristiche:

- *Ciclo di isteresi con area molto ristretta* ⇒ si riscalda molto poco sotto continue sollecitazioni ⇒ si consuma poco (non a caso viene utilizzato per ricoprire la parte esterna dei pneumatici).
- *Caratteristiche meccaniche*: molto elevate.

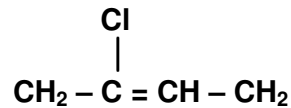
4. STIRENE-BUTADIENE RUBBER (SBR) (co-polimero)

È un esempio di miscela fatta da disposizioni di unità funzionali diverse (co-polimero).

8.3.3. GOMME SINTETICHE – USO PARTICOLARE

1. POLI-CLORO-PRENE o NEOPRENE

Ha la seguente struttura:

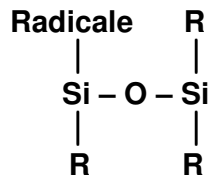


Caratteristiche:

- *Caratteristiche meccaniche:* resistente alle alte temperature.
- *Stabile alla fiamma.*
- *Non produce fumi tossici.*
- *Isolante termico ed elettrico.*
- *La più utilizzata in campo aeronautico (per le guarnizioni).*

2. ELASTOMERI SILICONICI

Hanno la seguente struttura:



Caratteristiche:

- *Vulcanizzabili:* si.
- *Solubilità:* insolubilità.
- *Ossidabilità:* no.
- *Cariche utilizzate:* silice.
- *Resistenza termica ed elettrica.*
- *Buona costante dielettrica.*
- *Resistenti alla fiamma.*
- *Studiati appositamente per le applicazioni aeronautiche.*

8.4. LAVORAZIONI DEGLI ELASTOMERI

Produzione della mescola:

1. Prendo l'elastomero, le cariche e gli additivi e li mescolo meccanicamente con pale, rotorii...
2. Il mescolamento crea calore che favorisce ulteriormente il mescolamento stesso.
3. A fine lavorazione la mescola esce in fogli (**CREP**) pronti per le lavorazioni.

❖ **ESTRUSIONE** (a caldo) (187r)

È la classica estrusione: la mescola viene forzata a passare tramite un orifizio che ha la forma finale del pezzo che vogliamo ottenere.

❖ **CO-ESTRUSIONE** (a caldo)

È un'estrusione composta: permette di realizzare contemporaneamente tubi forati con l'anima in metallo e la copertura in mescola.

❖ **STAMPAGGIO PER INIEZIONE** (a caldo) (187r)

Si usa la stessa macchina per l'estrusione, ma a valle dell'orifizio, c'è una conchiglia che viene riempita a pressione dalla mescola. Si possono realizzare forme 3D anche molto complesse.

❖ **STAMPAGGIO PER COMPRESSIONE** (a caldo) (188)

Nello stampo si mette una certa quantità di mescola. Lo stampo è caldo cosicché, all'atto della chiusura, forma e vulcanizza la mescola stessa.

❖ **STAMPAGGIO PER TRASFERIMENTO** (a caldo) (188)

Nello stampo si mette una certa quantità di mescola. All'atto della chiusura lo stampo obbliga la mescola, attraverso un orifizio, a riempire una conchiglia e ad assumere, quindi, la forma della conchiglia stessa.

❖ **BLOW MOLDING** (Stampaggio per soffiatura) (a caldo) (188r)

Questa tecnica viene utilizzata per realizzare pezzi in mescola vuoti all'interno (es. rivestimenti interni dei serbatoi).

❖ **LAMINAZIONE** (a caldo)

È la stessa utilizzata per i metalli.

9. POLIMERI (PLASTICHE)

I **SOLIDI ELASTICI** si comportano seguendo la **LEGGE DI HOOKE**:

$$\sigma = E(T) \cdot \varepsilon$$

I **FLUIDI VISCOSI** si comportano secondo la **LEGGE DI NEWTON**:

$$\sigma = \eta(T) \cdot \dot{\varepsilon}$$

I **POLIMERI** si comportano seguendo sia la legge di Hooke sia quella di Newton, ovvero sono dei **MATERIALI VISCOELASTICI**.

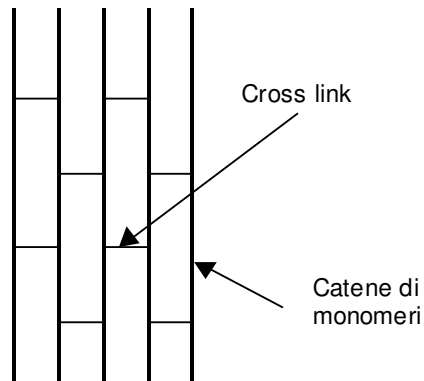
Di conseguenza la loro legge sarà data dalla legge di Hooke e da quella di Newton:

$$\sigma = E(T) \cdot \varepsilon + \eta(T) \cdot \dot{\varepsilon}$$

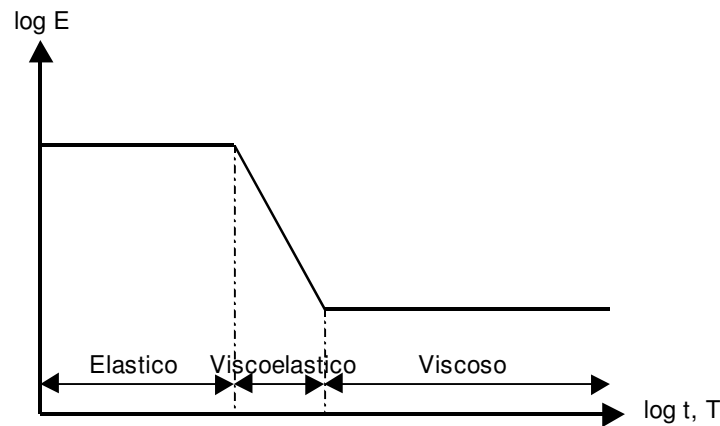
dove:

- T è la temperatura.
- $\dot{\varepsilon}$ è la velocità di deformazione.

Struttura di un polimero:



Analizziamo ora il seguente grafico:



Notiamo subito che è diviso in tre zone:

- **ELASTICA.**
- **VISCOELASTICA.**
- **VISCOSA.**

Il grafico ci dice che in base alla temperatura in cui il polimero si trova, varia la prevalenza del suo comportamento:

- *Per basse T :* prevale il comportamento elastico, e quindi la parte $E(T) \cdot \varepsilon$.
- *Per medie T :* prevale il comportamento viscoelastico, e quindi il materiale si comporta da plastica vera e propria.
- *Per alte T :* prevale il comportamento viscoso, e quindi la parte $\eta(T) \cdot \dot{\varepsilon}$.

Le particolarità dei polimeri sono:

- *Dipendenza dalla temperatura T :* in particolare all'aumentare di T le caratteristiche di rigidità (E) diminuiscono.
- *Dipendenza dallo "STRAIN RATE" $\dot{\varepsilon}$:* in particolare all'aumentare di $\dot{\varepsilon}$ le caratteristiche di rigidità (E) aumentano.
- *Fenomeno dello scorrimento viscoso (CREEP) (190):* applico una forza costante nel tempo, ma la deformazione varia nel tempo fino a rottura del materiale.

Il fenomeno si accentua all'aumentare della temperatura.

La deformazione è di tipo irreversibile: togliendo il carico la deformazione resta.

- *Fenomeno del rilassamento (190):* applico una deformazione costante nel tempo, ma lo sforzo diminuisce nel tempo.

9.1. CRITERI DI SNERVAMENTO

Abbiamo visto che esistono per i metalli due criteri di snervamento fondamentali:

- **VON MISES**: massima energia di deformazione che porta a rottura il provino.
- **GUEST-TRESCA**: massimo sforzo di taglio che porta a rottura il provino.

Però i metalli hanno le seguenti caratteristiche:

- Insensibilità agli sforzi idrostatici.
- Materiali isotropi.
- Relativa insensibilità alla temperatura.
- Stesso comportamento a trazione/compressione.

I polimeri invece:

- Sensibilità agli sforzi idrostatici.
- Materiali anisotropi.
- Sensibilità alla temperatura ed allo strain rate.
- Diverso comportamento a trazione/compressione.

Ne consegue che non possono essere usati i criteri di snervamento validi per i metalli!

Ci sono due nuovi criteri di snervamento:

- **COULOMB MODIFICATO**:

$$\tau = \tau_c + \mu \cdot \sigma_n$$

dove:

- τ è lo **SFORZO DI TAGLIO AMMISSIBILE**.
- τ_c è lo **SFORZO DI TAGLIO "CRITICO"**: termine dovuto ai **CROSS LINK**.
- μ è il **COEFFICIENTE D'ATTRITO**: termine dovuto all'attrito.
- σ_n è lo **SFORZO NORMALE AL PIANO DI SCORRIMENTO**: termine dovuto allo sforzo idrostatico.

- **MODELLO DI EYRING**:

$$\tau = \frac{2 \cdot k \cdot T}{V} \cdot \sinh^{-1} \left(\frac{\dot{\gamma}}{A} \cdot e^{\frac{E_0}{k \cdot T}} \right)$$

dove:

- **K** è la **COSTANTE DI BOLTZMAN**.
- **V** ed **A** sono due **COSTANTI**.
- **E₀** è l'**ENTALPIA**.
- **T** è la **TEMPERATURA**.

9.2. MODELLI

Un polimero può essere rappresentato, modellizzato, dall'unione di una **MOLLA** e di uno **SMORZATORE**.

La molla infatti ne rappresenta il comportamento puramente elastico secondo la legge di Hooke:

$$\sigma = E(T) \cdot \varepsilon$$

Lo smorzatore, invece, ne rappresenta il comportamento puramente viscoso secondo la legge di Newton:

$$\sigma = \eta(T) \cdot \dot{\varepsilon}$$

Vediamo quindi alcune rappresentazioni di polimeri:

- **MAXWELL CLASSICO** (198): serie di molla e smorzatore.
- **KELVIN-VOIGT** (199): parallelo di molla e smorzatore.
- **ALFREY** (202r): è la serie del modello di Maxwell classico e di quello di Kelvin-Voigt.
- **MAXWELL GENERALIZZATO** (203): è il parallelo del modello di Maxwell classico e di quello di Kelvin-Voigt.
- **MAXWELL-ZENER** (203r).

La scelta del modello da utilizzare dipende dalla condizione di vincolo o di carico, ma non dal materiale che si vuole modellare.

9.3. CURVA σ - ε

Grazie ai modelli possiamo ricavarci vari valori di σ ed ε per un polimero e, di conseguenza, tracciare la sua curva σ - ε .

Vogliamo però studiare la curva σ - ε al variare della velocità di deformazione $\dot{\varepsilon}$. Dobbiamo però sapere che:

- Se eseguiremo una **PROVA QUASI STATICA** il materiale sarà poco resistente ma molto deformabile.
- Se eseguiremo una **PROVA AD ALTE** $\dot{\varepsilon}$ il materiale sarà molto resistente ma poco deformabile (207).

Una prova come quella appena vista valuta la tenacità del materiale.

TENACITÀ: energia necessaria per portare a rottura il provino.

Vediamo ora come si fa a trovare la curva σ - $\dot{\epsilon}$ al variare di $\dot{\epsilon}$:

1. Devo fare innanzitutto una *Prova a strappo* (**INCRUDIMENTO DINAMICO**) (210): con tale prova riesco a trovare lo sforzo σ al variare della velocità di deformazione $\dot{\epsilon}$.
2. Fatta tale prova posso rappresentare i dati trovati in un grafico σ - $\dot{\epsilon}$ al variare di $\dot{\epsilon}$ (207).

Vediamo ora un altro tipo di grafico, quello del **RITORNO VISCOELASTICO** (211): tale grafico rappresenta la deformazione al variare del tempo. Si può notare che la deformazione imposta non rimane costante nel tempo, ma diminuisce. Questo perché in tempi lunghi la “deformazione plastica” non viene recuperata, mentre quella “viscosa” si.

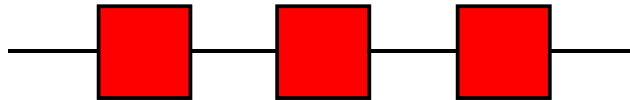
9.4. STRUTTURA DEI POLIMERI

TEMPERATURA DI TRANSIZIONE VETROSA: è la temperatura in corrispondenza della quale il materiale cessa di essere solido ed inizia a diventare fluido, ma non del tutto. È parente della *temperatura di funzionamento limite*, ovvero quella temperatura dopo la quale si ha la transizione da materiale a comportamento viscoelastico a quello viscoso.

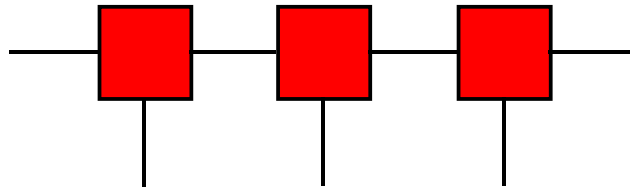
Tutte le caratteristiche dei polimeri dipendono dalla forza e dalla lunghezza dei legami tra le unità funzionali e tra le macromolecole.

Parliamo quindi dei legami tra le unità funzionali:

- **POLIMERI LINEARI:** unità funzionali con valenza uguale a 2.



- **POLIMERI RAMIFICATI:** unità funzionali con valenza superiore a 2.



N.B. Polimeri che hanno almeno a disposizione unità funzionali con valenza 3, riescono a formare plastiche con buone caratteristiche.

Inoltre i polimeri, come alcuni elastomeri, hanno la possibilità di formare **MONOMERI CIS/TRANS**.

Infine i polimeri, possono formare catene di **OMO-POLIMERI** o **CO-POLIMERI** (statistici, alternati, a blocchi alternati).

I polimeri si dividono in varie classi:

- Polimeri **D'ADDIZIONE**: sono tanti monomeri legati a formare una catena, ovvero un polimero.
- Polimeri **DI CONDENSAZIONE**: alla fine del processo di creazione della plastica ottengo il polimero e qualcos'altro (es. gas).
- Polimeri **TERMOPLASTICI**: sono dei polimeri che, dopo essersi consolidati, possono essere riportati ad uno stato deformabile con l'ausilio di calore.
- Polimeri **TERMOINDURENTI**: sono dei polimeri che, dopo essersi consolidati, non possono essere riportati ad uno stato deformabile con l'ausilio di calore.

Spiegazione chimica della differenza di comportamento tra polimeri termoplastici e termoindurenti:

- Polimeri **TERMOPLASTICI**: i cross link sono più deboli dei legami all'interno della macromolecola. Quindi con l'apporto di energia si rompono prima i cross link e poi gli altri.
- Polimeri **TERMOINDURENTI**: i cross link e i legami intermolecolari hanno la stessa forza. Quindi con l'apporto di energia rompo tutti e due i legami contemporaneamente, ovvero ottengo una **PIROLISI**.

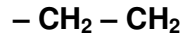
Una plastica non è formata solo dal polimero, ma anche da altri elementi. Non parlo, come per le gomme, di miscela ma di **FORMULAZIONE**:

POLIMERO	
RIEMPITIVO	Deve avere un basso costo, ma non deve peggiorare le caratteristiche meccaniche, anzi deve migliorarle (maggiore rigidità, minore viscosità).
RINFORZANTE	Migliora le caratteristiche meccaniche.
STABILIZZANTE	Protegge la plastica durante la produzione e nella sua vita operativa (inibisce i radicali liberi).
PLASTIFICANTE	Ha due funzioni: 1. Durante la lavorazione rende la plastica più lavorabile e deformabile. 2. Nella vita operativa aumenta la tenacità della plastica.
PIGMENTO	Colora la plastica, ma non deve variarne le caratteristiche meccaniche.
ANTIADESIVI	Permettono che la plastica non si attacchi allo stampo durante lo stampaggio.
ANTISTATICI	Il movimento della plastica forma delle cariche elettrostatiche dannose per la stessa. Gli antistatici evitano il formarsi delle suddette cariche.

9.5. TIPOLOGIE DI POLIMERI

1. POLIETILENE (PE) (termoplastico)

Il polietilene ha la seguente struttura chimica:

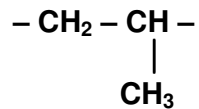


Caratteristiche:

- *Densità specifica relativa: 0.95*
- *Buon isolante elettrico.*
- *Buona resistenza meccanica.*
- *Molto utilizzato come semilavorato.*

2. POLIPROPILENE (PP) (termoplastico)

Il polipropilene ha la seguente struttura chimica:

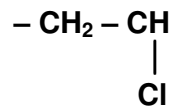


Caratteristiche:

- *Densità specifica relativa: 0.9*
- *Buona inerzia chimica.*
- *Buona resistenza termica.*
- *Buona resistenza meccanica.*

3. POLI VINIL CLORURO (PVC) (termoplastico)

Il PVC ha la seguente struttura chimica:

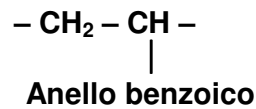


Caratteristiche:

- *Densità specifica relativa: 1.4*
- *Buona resistenza alla corrosione.*
- *Buonissima resistenza termica.*
- *Buonissima resistenza meccanica.*
- *Auto estinguente.*
- *Utilizzato soprattutto per impieghi aerospaziali.*

4. POLI STIRENE o POLI STIROLO (PS) (termoplastico)

Il poli stirolo ha la seguente struttura chimica:

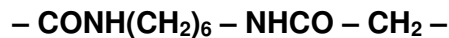


Caratteristiche:

- *Uno tra i polimeri con le prestazioni più alte:* resistenza, durezza superficiale, etc.
- *Molto fragile:* quindi per renderlo meno fragile viene polimerizzato da un co-polimero (**ABS**: Acrilnitrile Butadiene Stirolo).

5. POLIAMMIDE (PA) o NYLON (termoplastico)

Il Nylon ha la seguente struttura chimica:



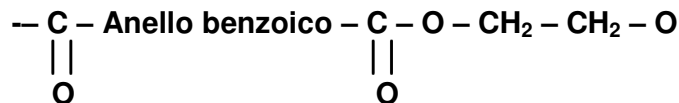
Caratteristiche:

- *Densità specifica relativa: 1.05*
- *È il polimero che massimizza tutte le caratteristiche meccaniche finora viste.*
- *Auto estinguente.*
- *Anti usura.*
- *Anti frizione.*
- *Assorbe le vibrazioni.*

Dagli ultimi tre punti si deduce che il Nylon è il polimero principe per cuscinetti, ingranaggi, boccole...

6. POLIESTERE (termoindurente)

Il poliestere ha la seguente struttura chimica:



Caratteristiche:

- *Elevatissime caratteristiche meccaniche.*
- *Inestensibile.*
- *Resistenza alla corrosione.*
- *Lavorabile in film o fibre.*

L'ultimo punto rende il poliestere adattissimo per paracaduti, palloni sonda, vele spaziali, antenne spaziali, vele nautiche...

Tipologie di lavorazioni:

❖ **ESTRUSIONE** (a caldo) (70r)

È la classica estrusione: la plastica viene forzata a passare tramite un orifizio che ha la forma finale del pezzo che vogliamo ottenere.

Se la forma dell'orifizio è rettangolare posso ottenere con la stessa tecnica anche dei laminati.

La velocità di estrusione può arrivare fino a 10 m/s.

❖ **CO-ESTRUSIONE** (a caldo)

È un'estrusione composta: permette di realizzare contemporaneamente fili in rame ricoperti in plastica.

❖ **STAMPAGGIO PER INIEZIONE** (a caldo) (70)

Si usa la stessa macchina per l'estrusione, ma a valle dell'orifizio, c'è una conchiglia che viene riempita a pressione dalla plastica. Si possono realizzare forme 3D anche molto complesse, ma non molto grandi perché si necessiterebbe di pressioni troppo elevate.

La conchiglia è riscaldata e, a pezzo stampato, viene fatta raffreddare molto lentamente per dare il tempo alla plastica di cristallizzare bene.

❖ **BLOW MOULDING** (Stampaggio per soffiatura) (a caldo) (71r)

Questa tecnica viene utilizzata per realizzare pezzi in plastica vuoti all'interno (es. serbatoi automobilistici).

Inoltre la tecnica del blow moulding viene anche utilizzata per trasformare cilindri in plastica di grande spessore e piccolo diametro in film trasparenti di piccolissimo spessore e diametro molto grande. La bobina così ottenuta viene tagliata, e si ottengono i fogli trasparenti.

❖ **TERMO FORMATURA (VACUM FORMING)** (a caldo) (71)

Questa tecnica è utilizzata per realizzare i tettucci trasparenti, le cappelliere degli aerei...

Il processo è il seguente:

1. Fisso la lastra di plastica, che deve essere deformata, alla macchina per termo formatura.
2. Riscaldo la lastra.
3. All'interno della macchina faccio il vuoto d'aria. Di conseguenza la lastra è attirata dallo stampo a deformarsi come lo stampo stesso.

4. Se voglio ottenere grandi deformazioni un punzone aiuta la lastra a deformarsi come lo stampo.

❖ **STAMPAGGIO PER SOFFIATURA** (a caldo)

È simile alla termo formatura, solo che l'aria non viene aspirata, ma soffiata. L'aria, ovvero, spinge la lastra a deformarsi secondo la forma da noi voluta. Se si vogliono realizzare manufatti trasparenti, questa tecnica è da preferire alla termo formatura.

❖ **STAMPAGGIO ROTAZIONALE** (75)

Questa tecnica è utilizzata per realizzare pezzi vuoti all'interno senza giunzioni di alcuna sorta, come serbatoi (con forme anche molto complicate).

Tutte le lavorazioni viste sono effettuate a caldo. Le temperature si aggirano sui 150÷200°C, con tempi ciclo di 10÷100s.

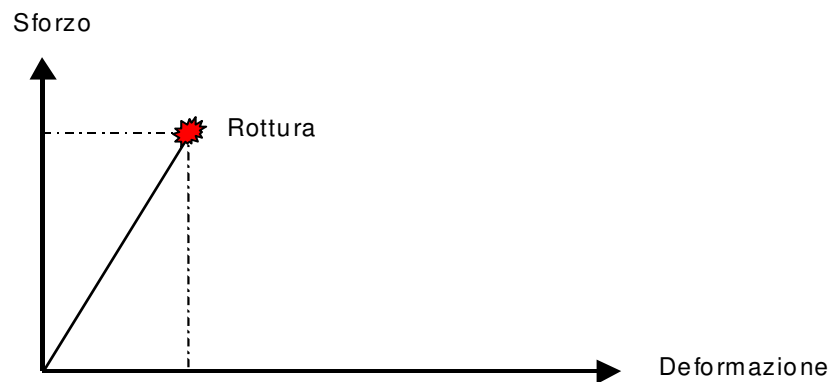
I polimeri sono molto sensibili al fenomeno del **RITIRO VOLUMETRICO** (fino al 10%). Per minimizzare tale problema si sono create alcune **CARICHE**, che inserite nella formulazione, riducono il ritiro del polimero a fine processo.

10. MATERIALI COMPOSITI

Def: i compositi sono costituiti da più materiali diversi (in forma solida) che operano in comune assolvendo a funzioni diverse.

I materiali compositi sono caratterizzati dall'averne una **LEGGE COSTITUTIVA ELASTICA-ORTOTROPA**.

I materiali **ELASTICI LINEARI** (elasto-fragili) sono caratterizzati dall'averne un diagramma σ - ϵ rappresentabile come una retta passante per l'origine degli assi. Questo vuol dire che il materiale si deforma fino ad un certo punto e poi si rompe immediatamente, senza passare prima per una fase plastica.



I materiali **ORTOTROPI** sono caratterizzati dall'averne caratteristiche dipendenti dalle direzioni considerate.

Questo significa che, usando un materiale composito, potrò avere prestazioni molto elevate lungo una determinata direzione, e molto basse lungo un'altra.

10.1. LEGGE COSTITUTIVA ELASTICA-ORTOTROPA

Vediamo ora come la legge costitutiva di un materiale possa influenzare le sue caratteristiche.

Nella forma più generale la legge costitutiva di un materiale può essere scritta così:

$$\{\sigma\} = [D] \cdot \{\epsilon\}$$

Dove $\{\sigma\}$ è una matrice 3x3, formata dalle 9 componenti dello sforzo, di cui solo 6 componenti sono linearmente indipendenti.

❖ $\{\sigma\}$ ha la seguente forma:

$$\{\sigma\} = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{bmatrix}$$

Dove $\{\varepsilon\}$ è una matrice 3x3, formata dalle 9 componenti della deformazione, di cui solo 6 componenti sono linearmente indipendenti.

❖ $\{\varepsilon\}$ ha la seguente forma:

$$\{\varepsilon\} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x & \gamma_{xy} & \gamma_{xz} \\ \gamma_{yx} & \varepsilon_y & \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} & \gamma_{zy} & \varepsilon_z \end{bmatrix}$$

Ne consegue che nella forma estesa, la legge costitutiva appena citata, può essere così scritta:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} x & x & x & x & x & x \\ x & x & x & x & x & x \\ x & x & x & x & x & x \\ x & x & x & x & x & x \\ x & x & x & x & x & x \\ x & x & x & x & x & x \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}$$

Dove per $\{\sigma\}$ e per $\{\varepsilon\}$ vengono riportate solo le componenti indipendenti.

Si può notare inoltre che [D], **MATRICE DI RIGIDEZZA**, è una matrice 6x6, formata quindi da 36 componenti.

Se tutte le componenti di [D] fossero presenti questo vorrebbe dire che, a fronte dell'applicazione di uno sforzo lungo una certa direzione, si otterrebbe una deformazione per tutte le componenti della matrice $\{\varepsilon\}$.

Classificheremo ora il materiale in funzione delle componenti di [D] che saranno indipendenti.

❖ **MATERIALE ANISOTROPO**

- ◆ 36 componenti $\neq 0$,
- ◆ 21 componenti linearmente indipendenti.

Questo vorrà dire che, al variare dell'orientazione con cui considererò il materiale, avrò caratteristiche diverse.

❖ **MATERIALE MONOCLINO**

- ◆ 20 componenti $\neq 0$,
- ◆ 13 componenti linearmente indipendenti.

Es. feldspato.

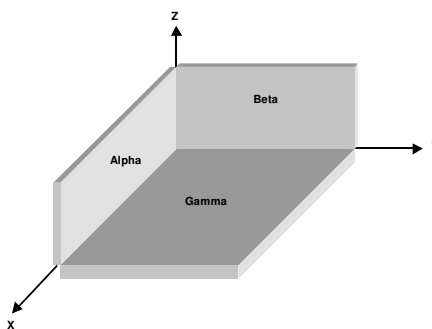
❖ **MATERIALE ORTOTROPO** (compositi)

- ◆ 12 componenti $\neq 0$,
- ◆ 9 componenti linearmente indipendenti.

Es. topazio.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} x & x & x & 0 & 0 & 0 \\ x & x & x & 0 & 0 & 0 \\ x & x & x & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & x & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & x \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}$$

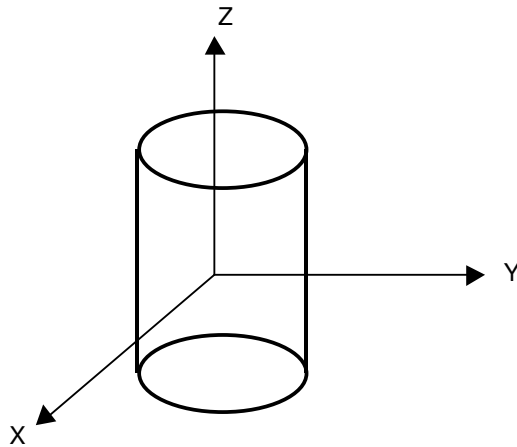
I materiali ortotropi sono caratterizzati dall'averne **3 PIANI DI SIMMETRIA ELASTICA** (α, β, γ).



❖ MATERIALE TRASVERSALMENTE ISOTROPO

- ◆ 12 componenti $\neq 0$,
- ◆ 5 componenti linearmente indipendenti.

Es. berillio.



Il materiale non varia al variare di z, ma solo al variare di x ed y.

❖ MATERIALE ISOTROPO

- ◆ 12 componenti $\neq 0$,
- ◆ 2 linearmente indipendenti.

Il materiale si comporta allo stesso modo lungo qualunque direzione scelta.

Concludiamo il paragrafo con un interrogativo: “Come facciamo a scegliere quale materiale utilizzare per realizzare un determinato pezzo?”.

La scelta del materiale sarà in funzione delle direzioni in cui il pezzo sarà soggetto a sollecitazione.

10.2. MATERIALI ORTOTROPI

Abbiamo capito quindi che i materiali compositi appartengono alla grande classe dei materiali ortotropi.

Con la tecnologia tuttora esistente non siamo in grado di realizzare manufatti ortotropi con forme prismatiche, ma solo laminari, ovvero forme in cui le dimensioni di lunghezza e larghezza sono nettamente prevalenti rispetto allo spessore.

Naturalmente questa limitazione tecnologia influisce sulla forma finale della legge costitutiva dei materiali ortotropi.

Non userò più una legge costitutiva valida per pezzi 3D (prismatici):

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} x & x & x & 0 & 0 & 0 \\ x & x & x & 0 & 0 & 0 \\ x & x & x & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & x & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & x \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}$$

ma bensì una legge costitutiva valida per pezzi 2D (laminari):

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} x & x & 0 & 0 & 0 & 0 \\ x & x & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}$$

Se inoltre considero che il materiale possa essere sollecitato solo da uno **STATO DI SFORZO PIANO**, la legge costitutiva appena scritta si riduce ulteriormente:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} x & x & 0 \\ x & x & 0 \\ 0 & 0 & x \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

Dove si può vedere chiaramente che:

- ◆ $\{\sigma\}$ è formata solamente da 3 componenti,
- ◆ $[D]$ è una matrice 3x3, formata da 5 componenti $\neq 0$, di cui solo 4 componenti linearmente indipendenti.
- ◆ $\{\epsilon\}$ è formata solamente da 3 componenti.

Analizziamo uno per uno i 5 elementi costituenti le 5 componenti della matrice [D]:

- ◆ E_x : **MODULO ELASTICO** in direzione x.
- ◆ E_y : **MODULO ELASTICO** in direzione y.
- ◆ ν_{xy} : **MODULO DI POISSON** sollecitato in direzione y e deformato in direzione x.
- ◆ ν_{yx} : **MODULO DI POISSON** sollecitato in direzione x e deformato in direzione y.
- ◆ **G**: legame tra τ_{xy} e γ_{xy} .

Inserendo questi termini nella [D], si ottiene *la matrice di rigidezza dei materiali ortotropi 2D sottoposti ad uno stato di sforzo piano*:

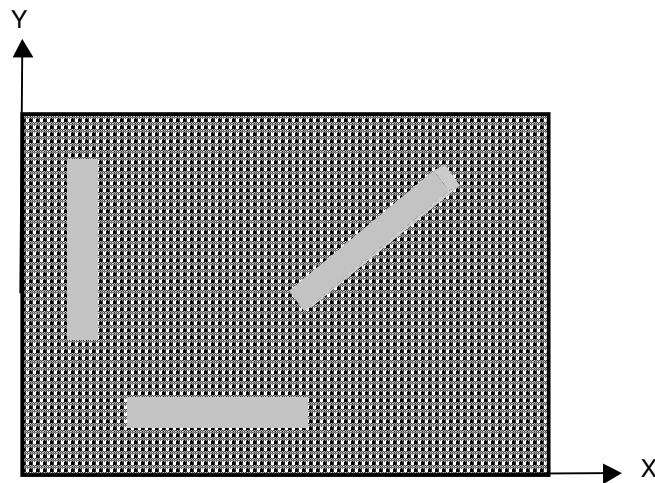
$$[D] = \frac{1}{1 - \nu_{xy} \cdot \nu_{yx}} \cdot \begin{bmatrix} E_x & E_x \cdot \nu_{xy} & 0 \\ E_x \cdot \nu_{xy} & E_y & 0 \\ 0 & 0 & G \cdot (1 - \nu_{xy} \cdot \nu_{yx}) \end{bmatrix}$$

È importante notare che, a differenza dei materiali isotropi, la G dei materiali ortotropi non può essere calcolata attraverso una semplice formula ma va misurata.

Inoltre esiste una relazione che, dato un valore tra i moduli elastici ed i moduli di Poisson, ci permette di ricavare gli altri tre:

$$E_x \cdot \nu_{xy} = E_y \cdot \nu_{yx}$$

Vediamo come:



1. Preparo un laminato del materiale composito di cui voglio conoscere le componenti di [D].
2. Ritaglio dal laminato un primo provino, secondo una direzione parallela ad y.
3. Faccio una prova di trazione sul provino ed ottengo E_y e ν_{xy} .
4. Ritaglio dal laminato un secondo provino, secondo una direzione parallela ad x.

5. Faccio una nuova prova di trazione sul provino ed ottengo E_x e ν_{yx} .
6. Ritaglio dal laminato un terzo provino, secondo una direzione a 45° tra x ed y.
7. Faccio un'ultima prova di trazione sul provino ed ottengo G.

10.3. TEORIA DELLA LAMINAZIONE

Per come abbiamo ricavato la legge costitutiva dei materiali compositi ci rendiamo conto che questi possano sopportare solamente solo stati di sforzo piano o **MEMBRANALI**.

E se volessimo sollecitare con sforzi flessionali o torcenti la lamina in composito?

Questa non sarebbe in grado di sopportare tali sforzi.

Però se sommiamo ad una lamina, tante altre lamine, otteniamo un laminato con uno spessore considerevolmente più grande della lamina stessa.

Il laminato risultante è in grado di sopportare anche sforzi flessionali o torcenti.

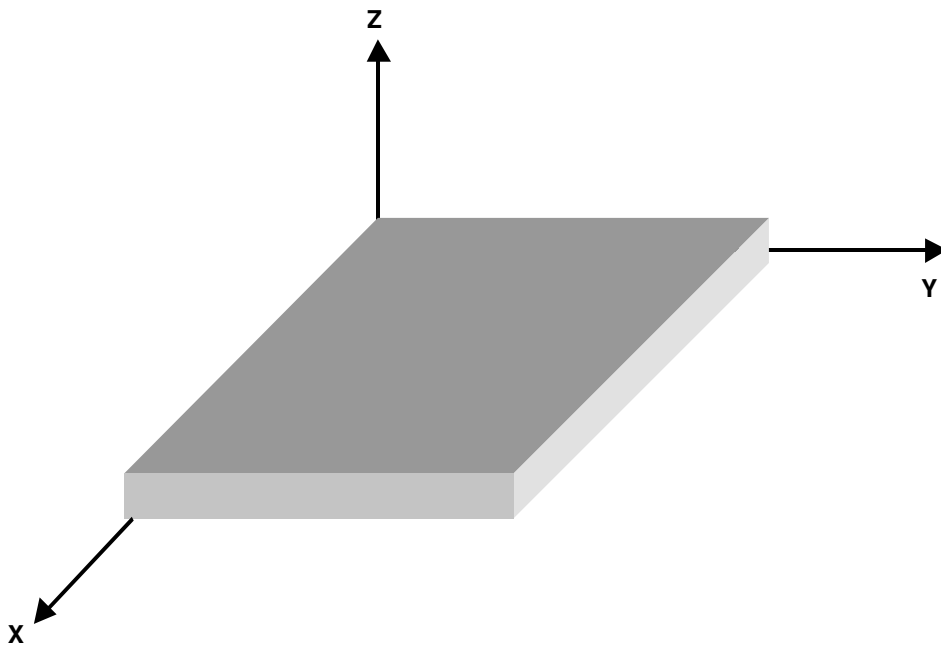
Ma come si fa a passare dalla lamina al laminato?

Per spiegare ciò dobbiamo ricorrere alla **TEORIA DELLA LAMINAZIONE**.

Innanzitutto dobbiamo capire quali sono i parametri importanti all'interno di un laminato:

- ✓ Il numero delle lamine.
- ✓ Lo spessore di ogni lamina.
- ✓ L'orientazione di ogni lamina (indicata secondo un sistema di riferimento comune).
- ✓ La modalità di sovrapposizione o impaccamento.

Dai parametri sopra detti ne deriva una **LEGGE COSTITUTIVA PER I LAMINATI**:



$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix}$$

dove:

- Le N sono degli sforzi assiali o di taglio.
- Le M sono dei momenti flettenti o torcenti.
- Le ϵ e le γ sono delle deformazioni.
- Le k sono delle curvature.

Prima di ricavare le matrici [A], [B] e [D] (tutte di dimensioni 3x3), introduciamo i termini che utilizzeremo:

- $[Q]_j$: matrice di rigidezza della lamina j-esima che appartiene al laminato.
- n: numero delle lamine.
- s_j : spessore della lamina j-esima.
- z_j : quota della j-esima lamina.
- α_j : angolo formato dalla j-esima lamina rispetto al sistema di riferimento del laminato (globale).
- h: spessore totale del laminato.

A. Hp: il laminato è:

- Elastico lineare.
- Simmetrico: ha un numero pari di lamine.
- Sottile: lo spessore è molto minore rispetto alle altre dimensioni.
- $\{\epsilon\}_j = \{\epsilon_0\}$: le deformazioni di ciascuna lamina coincidono con le deformazioni del laminato.

Procedimento:

$$\{N\} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \{\sigma\} \cdot dz$$

$$\text{ma } \{\sigma\} = [Q] \cdot \{\epsilon\}$$

$$\Rightarrow \{N\} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot \{\epsilon\} \cdot dz = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot \{\epsilon_0\} \cdot dz = \{\epsilon_0\} \cdot \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot dz$$

il nostro problema, però, è discreto non continuo, quindi:

$$\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot dz = \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot [z_j - z_{j-1}]$$

$$\Rightarrow \{N\} = \{\epsilon_0\} \cdot \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot [z_j - z_{j-1}]$$

$$\text{dove } [\mathbf{A}] = \sum_{j=1}^n [\mathbf{Q}]_j \cdot [\mathbf{z}_j - \mathbf{z}_{j-1}]$$

D. Hp: il laminato è:

- Elastico lineare.
- Simmetrico.
- Sottile.
- $\{\varepsilon\}_j = z_j \cdot \{k\}$.

Procedimento:

$$\{M\} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \{\sigma\} \cdot z \cdot dz$$

$$\text{ma } \{\sigma\} = [\mathbf{Q}] \cdot \{\varepsilon\}$$

$$\Rightarrow \{M\} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [\mathbf{Q}] \cdot \{\varepsilon\} \cdot z \cdot dz = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [\mathbf{Q}] \cdot z^2 \cdot \{k\} \cdot dz = \{k\} \cdot \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [\mathbf{Q}] \cdot z^2 \cdot dz$$

il nostro problema, però, è discreto non continuo, quindi:

$$\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [\mathbf{Q}] \cdot z^2 \cdot dz = \sum_{j=1}^n [\mathbf{Q}]_j \cdot \left[\frac{z_j^3 - z_{j-1}^3}{3} \right]$$

$$\Rightarrow \{M\} = \{k\} \cdot \sum_{j=1}^n [\mathbf{Q}]_j \cdot \left[\frac{z_j^3 - z_{j-1}^3}{3} \right]$$

$$\text{dove } [\mathbf{D}] = \sum_{j=1}^n [\mathbf{Q}]_j \cdot \left[\frac{z_j^3 - z_{j-1}^3}{3} \right]$$

B. Hp: il laminato è:

- Elastico lineare.
- Simmetrico.
- Sottile.
- $\{\varepsilon\}_j = \{\varepsilon_0\} + z_j \cdot \{k\}$.

Procedimento:

$$\{N\} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \{\sigma\} \cdot dz$$

$$\{M\} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \{\sigma\} \cdot z \cdot dz$$

$$\text{ma } \{\sigma\} = [\mathbf{Q}] \cdot \{\varepsilon\}$$

$$\begin{aligned}
 \{N\} &= \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot \{\epsilon\} \cdot dz = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot (\{\epsilon_0\} + z \cdot \{k\}) \cdot dz = \\
 \Rightarrow &= \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot \{\epsilon_0\} \cdot dz + \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot z \cdot \{k\} \cdot dz = \\
 &= \{\epsilon_0\} \cdot \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot dz + \{k\} \cdot \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot z \cdot dz \\
 \{M\} &= \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot \{\epsilon\} \cdot z \cdot dz = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot (\{\epsilon_0\} + z \cdot \{k\}) \cdot z \cdot dz = \\
 \Rightarrow &= \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot \{\epsilon_0\} \cdot z \cdot dz + \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot \{k\} \cdot z^2 \cdot dz = \\
 &= \{\epsilon_0\} \cdot \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot z \cdot dz + \{k\} \cdot \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot z^2 \cdot dz
 \end{aligned}$$

il nostro problema, però, è discreto non continuo, quindi:

$$\begin{aligned}
 \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot dz &= \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot [z_j - z_{j-1}] \\
 \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot z^2 \cdot dz &= \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot \left[\frac{z_j^3 - z_{j-1}^3}{3} \right] \\
 \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] \cdot z \cdot dz &= \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot \left[\frac{z_j^2 - z_{j-1}^2}{2} \right] \\
 \Rightarrow \{N\} &= \{\epsilon_0\} \cdot \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot [z_j - z_{j-1}] + \{k\} \cdot \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot \left[\frac{z_j^2 - z_{j-1}^2}{2} \right] \\
 \Rightarrow \{M\} &= \{\epsilon_0\} \cdot \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot \left[\frac{z_j^2 - z_{j-1}^2}{2} \right] + \{k\} \cdot \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot \left[\frac{z_j^3 - z_{j-1}^3}{3} \right]
 \end{aligned}$$

$$\text{dove } [A] = \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot [z_j - z_{j-1}]$$

$$[B] = \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot \left[\frac{z_j^2 - z_{j-1}^2}{2} \right]$$

$$[D] = \sum_{j=1}^n [Q]_j \cdot \left[\frac{z_j^3 - z_{j-1}^3}{3} \right]$$

A questo punto possiamo riscrivere la legge costitutiva per i laminati aggiungendo le matrici [A], [B] e [D].

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} x & x & \otimes & 0 & 0 & 0 \\ x & x & \otimes & 0 & 0 & 0 \\ \otimes & \otimes & x & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & x & x & \otimes \\ 0 & 0 & 0 & x & x & \otimes \\ 0 & 0 & 0 & \otimes & \otimes & x \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix}$$

Se $[B] = 0$ non ho accoppiamenti N-k e M- ϵ .

Per ottenere $[B] = 0$ il laminato deve essere **SPECULARE**, ovvero presa a riferimento una linea di mezzeria nel composito, tutte le lamine ad una determinata distanza da tale linea devono essere identiche (stesso materiale, spessore, stessa orientazione...).

Voglio inoltre che le componenti \otimes di [A] siano nulle.

Questo perché se accade questa condizione non ho accoppiamenti σ - γ .

⇒ **LAMINATO EQUILIBRATO**: se nel laminato c'è una lamina con angolo di orientazione α , deve essercene anche una con angolo di orientazione $-\alpha$.

Voglio infine che le componenti \otimes di [D] siano nulle.

Questo significa che se sollecito, ad esempio, con M_x ottengo solo k_x e non anche k_y e k_{xy} .

⇒ **LAMINATO BILANCIATO**: se da una parte del piano medio del laminato c'è una lamina con una certa orientazione, dall'altra parte ce ne deve essere un'altra con orientazione inversa.

Un laminato simmetrico non può essere bilanciato, ma solo equilibrato.

10.3.1. SISTEMA DI RIFERIMENTO DEL LAMINATO

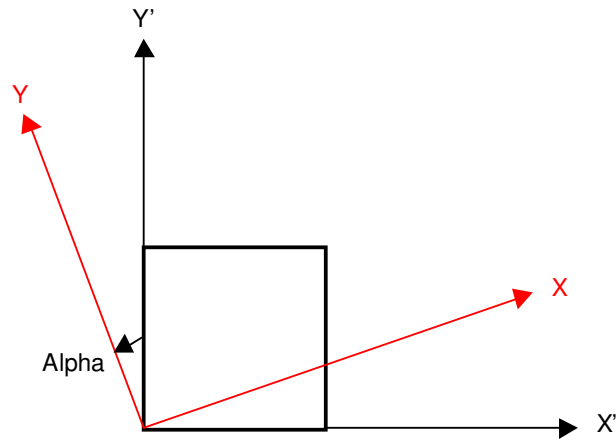
Le matrici di rigidezza delle singole lamine devono riferirsi al sistema di riferimento del laminato (globale).

Tali matrici però vengono calcolate, in prima battuta, riferite alla lamina stessa e devono quindi essere trasportate nel sistema di riferimento globale.

Per fare ciò è necessario ruotare i sistemi di riferimento delle lamine in modo da farli coincidere con quello globale. Ovviamente trasporteremo nel nuovo riferimento solo le quantità (lamine) che dipendono dalla direzione.

Vediamo ora tutto il processo di cambiamento di sistema di riferimento per una lamina:

Partiamo da una lamina riferita ad un sistema $x'-y'$ (locale).



Vogliamo vedere come cambiano le quantità ruotandole di un angolo α positivo se preso antiorario.

Tale rotazione va applicata ai vettori $\{\sigma\}$ ed $\{\epsilon\}$.

$$\{\sigma'\} = [J] \cdot \{\sigma\} \longrightarrow \{\sigma\} = [J]^{-1} \cdot \{\sigma'\}$$

$$\{\epsilon\} = [J]^T \cdot \{\epsilon'\} \longrightarrow \{\epsilon'\} = [J]^{T^{-1}} \cdot \{\epsilon\}$$

dove $[J] = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha & \sin^2 \alpha & 2 \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha \\ \sin^2 \alpha & \cos^2 \alpha & -2 \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha \\ -\sin \alpha \cdot \cos \alpha & \sin \alpha \cdot \cos \alpha & \cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha \end{bmatrix}$ è la **MATRICE DI ROTAZIONE**.

Quello che vogliamo trovare è la modalità per passare da $[L]_j$ a $[L]$ e viceversa.

Abbiamo:

1. $\{\sigma\} = [L] \cdot \{\epsilon\} \leftarrow$ nel riferimento del laminato (globale)
2. $\{\sigma'\} = [L]' \cdot \{\epsilon'\} \leftarrow$ nel riferimento della lamina (locale)

Partiamo dalla 2:

$$\{\sigma\} = [L]^T \cdot \{\varepsilon\}$$

Sostituendo le relazioni precedentemente trovate, otteniamo che:

$$[J] \cdot \{\sigma\} = [L]^T \cdot [J]^{T^{-1}} \cdot \{\varepsilon\}$$

Dalla quale segue che:

$$\{\sigma\} = [J]^{-1} \cdot [L]^T \cdot [J]^{T^{-1}} \cdot \{\varepsilon\}$$

Confrontando quest'ultima relazione con la 1. ricaviamo che:

$$[L] \cdot \{\varepsilon\} = [J]^{-1} \cdot [L]^T \cdot [J]^{T^{-1}} \cdot \{\varepsilon\}$$

$$\Rightarrow [L] = [J]^{-1} \cdot [L]^T \cdot [J]^{T^{-1}}$$

A questo punto possiamo anche ricavare $[L]^T$:

$$[L]^T = [J] \cdot [L] \cdot [J]^T$$

In questo modo possiamo esprimere le matrici [A], [B] e [D] nel sistema di riferimento globale.

10.3.2. VERIFICA DEL LAMINATO

Vogliamo verificare che il laminato, di cui conosciamo la matrice di rigidezza e gli sforzi ad esso applicati, si deformi entro certi valori massimi.

Sappiamo che:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_0 \\ k \end{Bmatrix}$$

Dove le azioni che gravano sul laminato, N ed M, sono note e dove [A], [B] e [D] sono noti. Dove invece ε_0 e k sono incogniti, ma calcolabili.

Possiamo infatti scrivere:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_0 \\ k \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix}$$

In questo modo siamo in grado di trovare le deformazioni a cui il laminato è soggetto dato il vettore degli sforzi e la matrice di rigidezza del laminato stesso.

Quello che si vuole verificare è che le sollecitazioni non portino a rottura il laminato, oppure che portino a rottura solo alcune lamine del laminato. La verifica dovrà essere eseguita su ogni singola lamina essendo questa dotata di un proprio sforzo di rottura e di proprie particolari caratteristiche.

Per ogni lamina la deformazione è data dalla relazione:

$$\{\varepsilon\}_j = \{\varepsilon_0\} + z_j \cdot \{k\}$$

Dove tale relazione significa che:

- Tutte le lamine si allungano allo stesso modo di una quantità $\{\varepsilon_0\}$.
- Tutte le lamine si flettono in modo differente in funzione della loro quota $z_j \cdot \{k\}$.

Vedendo che la deformazione $\{\varepsilon\}_j$ è data da due contributi, possiamo dividere il vettore deformazione $\{\varepsilon\}_j$ in due parti:

- $\{\varepsilon_0\}$.
- $z_j \cdot \{k\}$.

Vogliamo esprimere il vettore deformazione della j-esima lamina nel riferimento del laminato, passando da un vettore a 6 componenti ad uno a 3 essendo lo stato di sforzo della lamina piano.

Per fare ciò:

$$\begin{aligned} \{\varepsilon'\}_j &= [J]^T \cdot \{\varepsilon\}_j \\ \Rightarrow \{\varepsilon'\}_j &= [J]^T \cdot (\{\varepsilon_0\} + z_j \cdot \{k\}) \end{aligned}$$

Possiamo anche ricavare lo stato di sforzo sulla lamina nel riferimento della lamina stessa:

$$\{\sigma'\}_j = [L]_j \cdot \{\varepsilon'\}_j$$

Vediamo a questo punto, lamina per lamina, se il laminato è in grado di resistere agli sforzi applicati.

Una lamina in composito è compiutamente definita da E_x , E_y , ν_{xy} , ν_{yx} e G .

$$[L]_j = \frac{1}{1 - \nu_{xy} \cdot \nu_{yx}} \cdot \begin{bmatrix} E_x & E_x \cdot \nu_{xy} & 0 \\ E_x \cdot \nu_{xy} & E_y & 0 \\ 0 & 0 & G \cdot (1 - \nu_{xy} \cdot \nu_{yx}) \end{bmatrix}$$

Per effettuare la verifica abbiamo bisogno di conoscere i **VALORI DI SFOZO AMMISSIBILI**, ovvero i valori massimi (sforzi, deformazioni...) che la lamina può sopportare.

Tali valori sono:

- x_T lo sforzo ammissibile a trazione lungo x .
- x_C lo sforzo ammissibile a compressione lungo x .
- y_T lo sforzo ammissibile a trazione lungo y .
- y_C lo sforzo ammissibile a compressione lungo y .
- δ lo sforzo ammissibile a taglio.³

Trovati tali valori, possiamo valutare la resistenza delle singole lamine attraverso vari criteri:

- **CRITERI LINEARI:**
 - **CRITERIO DEL MASSIMO SFORZO.**
 - **CRITERIO DELLA MASSIMA DEFOMAZIONE.**
- **CRITERI QUADRATICI.**

Oppure valutare la resistenza di tutto il laminato attraverso altri criteri:

- **FPF.**
- **LPF.**

I criteri di resistenza ci devono fornire indicazioni su:

- *Componenti totali di sforzo.*
- *Modalità di cedimento:*
 - **DELAMINAZIONE:** le lamine si separano tra di loro.
 - **CEDIMENTO DELLE LAMINE INTRALAMINARE:** le lamine cedono ed in ogni lamina si formano delle cricche.

Naturalmente la modalità di cedimento dipenderà dal tipo di sforzi applicati al laminato. Inoltre la cricca potrà essere parallela od ortogonale alle fibre.

10.3.2.1. CRITERI LINEARI (per le lamine)

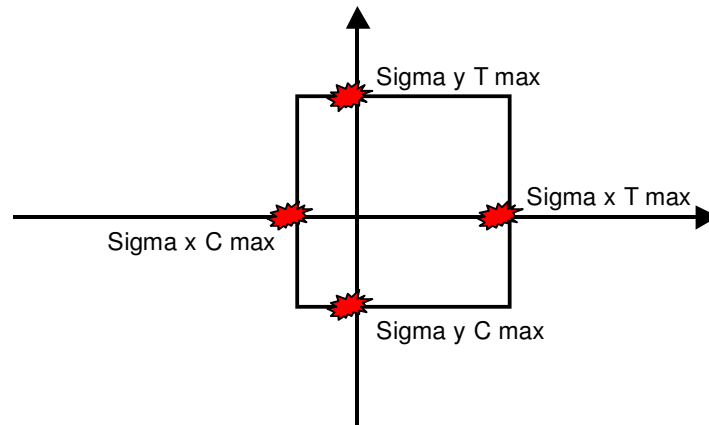
Ipotesi:

- *Trascuriamo le mutue interazioni tra sforzi e deformazioni con direzioni diverse.* Non consideriamo, ad esempio, le deformazioni ϵ_x dovute agli sforzi σ_y .
- *Inoltre trascuriamo gli effetti della contemporaneità di applicazione di sforzi in direzioni diverse.* Non applichiamo, in pratica, degli sforzi lungo x ed y contemporaneamente e, quindi, non possiamo valutare gli effetti globali. Questo è dovuto al fatto che le prove sono eseguite applicando i carichi in una direzione e valutandone la deformazione lungo quella direzione, in seguito applicando i carichi nell'altra direzione e valutandone nuovamente la deformazione lungo quest'altra direzione, ma non applicando contemporaneamente gli uni e gli altri.

³ I valori x_T , x_C , y_T , y_C e δ sono misurabili ma non calcolabili.

10.3.2.1.1. CRITERIO DEL MASSIMO SFORZO

La lamina si rompe quando lo sforzo, componente per componente, raggiunge il valore massimo ammissibile.



$$x_C < \sigma_x < x_T$$

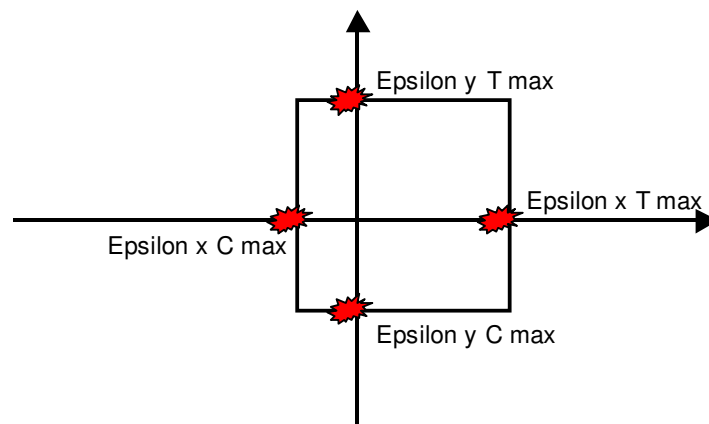
$$y_C < \sigma_y < y_T$$

$$|\tau_{xy}| < \delta$$

Il dominio 2D che otteniamo è un quadrato con le intersezioni sugli assi pari a x_C , x_T , y_C e y_T .

10.3.2.1.2. CRITERIO DELLA MASSIMA DEFORMAZIONE

La lamina si rompe quando la deformazione, componente per componente, raggiunge il valore massimo ammissibile.



$$\frac{x_C}{E_x} < \varepsilon_x < \frac{x_T}{E_x}$$

$$\frac{y_C}{E_y} < \varepsilon_y < \frac{y_T}{E_y}$$

$$|\gamma_{xy}| < \frac{\delta}{G}$$

Questo criterio è più utile del precedente ai fini pratici poiché, quello che vogliamo ottenere dalla lamina è che, oltre a non arrivare a rottura, abbia deformazioni limitate.

Nel caso 3D il dominio è un parallelepipedo.

10.3.2.2. CRITERI QUADRATICI O ENERGETICI (per le lamine)

$$F_{ij} \cdot \sigma_i \cdot \sigma_j + F_i \cdot \sigma_i = 1$$

con $i, j = x, y, \delta$.

Dove F_{ij} e F_i sono coefficienti che indicano i massimi sforzi ammissibili.

Cosa che si vede immediatamente se riscriviamo la relazione in forma estesa:

$$\frac{\sigma_x^2}{x_T \cdot x_C} + \frac{\sigma_y^2}{y_T \cdot y_C} + \frac{\tau_{xy}^2}{\delta^2} + \text{termini_di_iterazione} + \sigma_x \cdot \left(\frac{1}{x_T} - \frac{1}{x_C} \right) + \sigma_y \cdot \left(\frac{1}{y_T} - \frac{1}{y_C} \right) + \frac{\tau_{xy}}{\delta} = 1$$

Infatti notiamo che:

$$F_{xx} = \frac{1}{x_T \cdot x_C}$$

$$F_{yy} = \frac{1}{y_T \cdot y_C}$$

$$F_{\delta\delta} = \frac{1}{\delta^2}$$

$$F_x = \frac{1}{x_T} - \frac{1}{x_C}$$

$$F_y = \frac{1}{y_T} - \frac{1}{y_C}$$

$$F_{xy} = F_{xy} \cdot [F_{xx} \cdot F_{yy}]^{\frac{1}{2}} \longrightarrow -\frac{1}{2} < F_{xy} < 0$$

Quali sono i vantaggi nell'usare questo criterio?

- Ho un'unica espressione per ogni lamina.
- Ho tutte espressioni scalari.

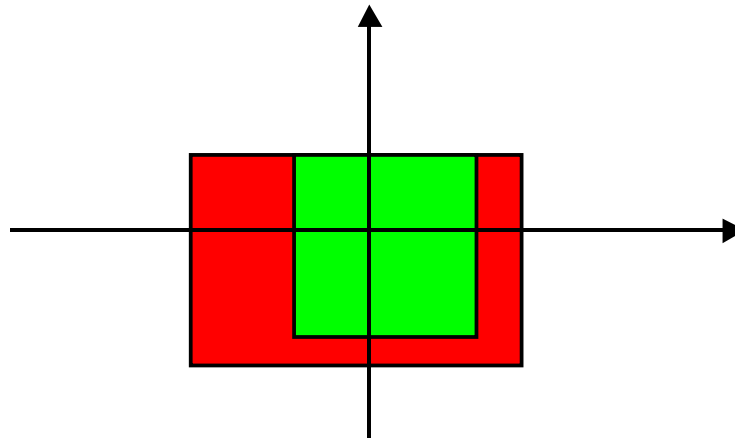
Ai vantaggi sopra elencati dobbiamo aggiungere un ulteriore pregio dei criteri energetici, non hanno le restrizioni (ipotesi) dei criteri lineari.

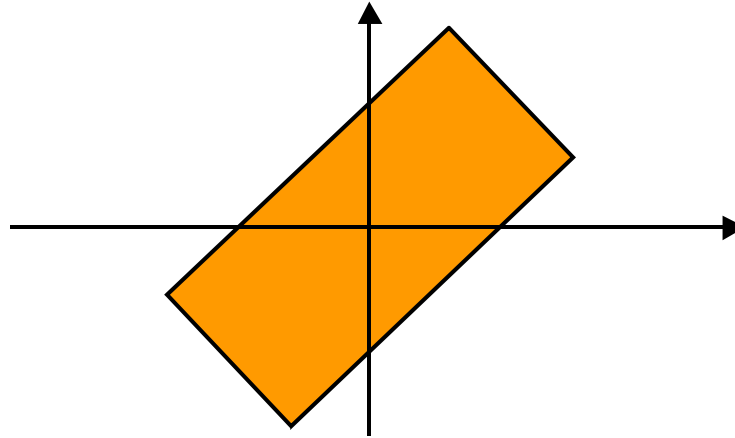
10.3.2.3. CRITERI DI RESISTENZA PER IL LAMINATO

Si conoscono due tipi di criteri di resistenza per il laminato:

- **FIRST PLY FAILURE (FPF)**: la verifica non è positiva quando anche una sola delle lamine del laminato si rompe.
- **LAST PLY FAILURE (LPF)**: la verifica non è positiva quando tutte le lamine del laminato si rompono.

Il **FPF** fornisce un diagramma sul quale sono presenti le intersezioni delle curve limite di ogni lamina.



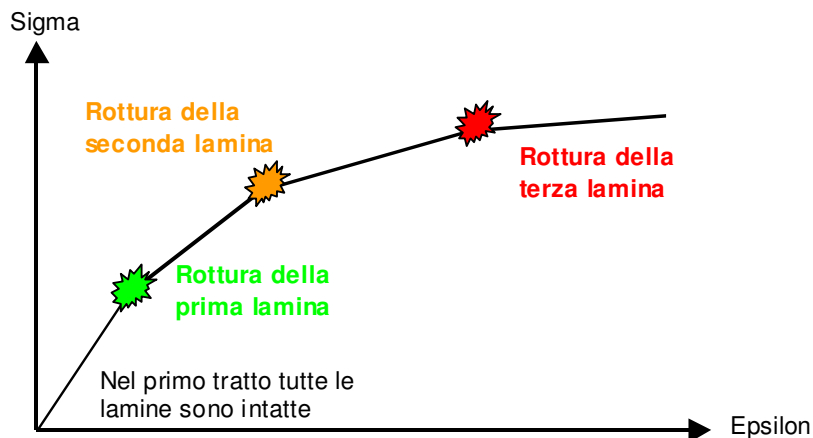


Il **LPF**, invece, fornisce un diagramma sul quale è presente una sola curva limite, questa rappresenta l'unione delle curve limite di ogni lamina.

Il metodo **FPF** viene usato nell'ambito del **SAFE LIFE**, ovvero il pezzo, durante la sua vita operativa, non può danneggiarsi. Per tale motivo i componenti safe life sono sempre molto massicci.

Il metodo **LPF** viene usato nell'ambito del **DAMAGE TOLLERANCE**, ovvero il pezzo, durante la sua vita operativa, può danneggiarsi a patto che le sue caratteristiche subiscano variazioni sotto una certa soglia. In questo secondo caso le cricche e la loro evoluzione vengono costantemente controllate, il pezzo viene sostituito quando arriva ad un punto limite prestabilito di rottura. Per tale motivo i componenti damage tolerance sono sempre abbastanza esili.

Da quanto detto si evince che la scelta del metodo di controllo dipenderà dalla tipologia di pezzo che voglio produrre. Se, ad esempio, devo realizzare un serbatoio per liquidi o gas userò il metodo **FPF**, infatti, in questo caso, anche la rottura di una sola lamina potrebbe provocare perdite. Se, invece, al pezzo è consentito perdere alcune caratteristiche, potrò utilizzare il metodo **LPF**. Ovviamente però, anche in questo secondo caso, dovrò definire, tramite un diagramma σ - ϵ , un valore minimo per la rigidità.



Nel diagramma notiamo solo tratti rettilinei poiché, pur avendo la rottura di alcune lamine provocato una diminuzione di rigidità e di pendenza della curva, le rimanenti lamine mantengono un comportamento perfettamente elastico.

10.3.2.4 EFFETTI DI BORDO

Tutti i calcoli finora eseguiti sono validi per carichi “asintotici”, ovvero carichi applicati in punti molto lontani da quelli di misura dello sforzo. Tramite questi calcoli siamo in grado di conoscere un generico stato di sforzo all’interno del laminato ma non al suo contorno. Se vogliamo conoscere tale stato di sforzo dobbiamo sommare ai precedenti sforzi, in fase di calcolo, un nuovo tipo di sforzi: gli **SFORZI AL CONTORNO**. Questi nuovi sforzi vengono calcolati solo al contorno, ovvero dove generalmente i carichi sono applicati e, per questo motivo, prendono il nome di **EFFETTI DI BORDO**.

Studiamo la teoria degli effetti di bordo prendendo come esempi due diversi tipi di laminati:

- **LAMINATI CROSS PLY**

Prendo due lamine⁴ con orientazione delle fibre a 90° l’una rispetto all’altra.



- **LAMINATI ANGLE PLY**

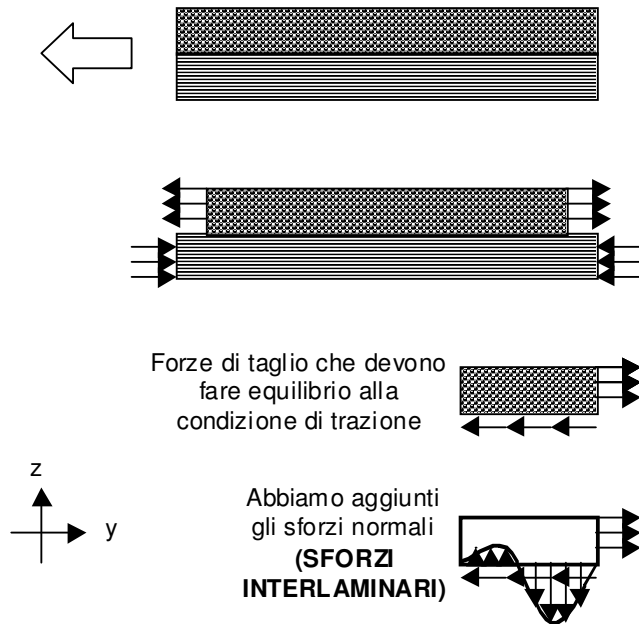
Prendo due lamine⁵ con entrambe orientazione delle fibre di 45°, ma inversa l’una rispetto all’altra.



⁴ Tali lamine hanno identiche caratteristiche meccaniche.

⁵ Vedi nota 5.

I laminati **CROSS PLY**, avendo le lamine ruotate di 90° l'una rispetto all'altra, presentano un'incompatibilità elastica. Infatti le lamine, se sottoposte entrambe allo stesso carico, si contraggono in modo diverso, essendo i coefficienti di Poisson per la singola lamina funzioni della direzione.



Quale è la conseguenza di tale incompatibilità elastica?

Se le due lamine non facessero parte del laminato, queste, sottoposte ad un certo carico, sarebbero libere di deformarsi a loro piacimento. Purtroppo, appartenendo entrambe al laminato, si “tengono” l’una con l’altra. Ne consegue che entrambe le lamine non possono deformarsi liberamente e devono assumere una deformazione intermedia tra l’iniziale – ovvero deformazione nulla – e quella che vorrebbero.

Da quanto detto ne consegue che le lamine rimangono unite ma, a seguito delle deformazioni al contorno, nascono degli effetti di bordo.

Ovvero ho la nascita di sforzi che devo sommare a quelli “asintotici”. Il fatto che le lamine rimangano unite implica che le condizioni di compatibilità (congruenza) siano soddisfatte. Ci restano quindi da soddisfare solo le condizioni di equilibrio. Una volta fatto questo otterremo un’unica soluzione del problema elastico.

Per trovare le condizioni di equilibrio possiamo usare una qualsiasi parte del laminato purché in questa siano indicate tutte le forze esterne e quelle scambiate con il resto del sistema.

Prendiamo quindi il volumetto di materiale scelto, questi deve avere spessore pari a quello della lamina e lunghezza pari a quella necessaria affinché non si sentano più le sollecitazioni di bordo.

Perché l'equilibrio sia soddisfatto la risultante lungo l'asse y deve essere nulla:

$$R_y = 0$$

Tramite l'imposizione di $R_y = 0$ abbiamo introdotto una coppia. Quindi, per mantenere l'equilibrio, ci occorrono degli sforzi normali con l'unica funzione di contrastare la coppia. Tali sforzi devono dunque produrre una coppia non nulla ma una risultante lungo l'asse z nulla:

$$\begin{cases} R_z = 0 \\ M_{yz} = 0 \end{cases}$$

Quella appena trovata è la soluzione del problema elastico. Si noti però che gli sforzi aggiuntivi trovati non sono sforzi uguali a quelli trattati sinora, che sono intralaminari, perché questi sono interlaminari.

Gli sforzi interlaminari sono molto pericolosi poiché la loro tendenza è quella di aprire le lamine.

Riassumendo: se vogliamo trovare lo stato di sforzo in una zona centrale del laminato, o comunque, in una zona del laminato lontana dai carichi, usiamo solo gli **sforzi intralaminari** (σ_x , σ_y , τ_{xy}). Se invece vogliamo trovare lo stato di sforzo sui bordi del laminato, o comunque, nei pressi della zona di applicazione dei carichi, dobbiamo usare sia gli sforzi intralaminari (σ_x , σ_y , τ_{xy}) sia gli **sforzi interlaminari** (σ_z , τ_{xz} , τ_{yz}).

Quali sono le conseguenze degli sforzi interlaminari?

- *Apertura delle lamine.*
- *Distaccamento delle lamine.*
- *Scorrimento delle lamine.*

Raggruppando le conseguenze appena citate in un unico termine potremmo dire che gli effetti di bordo danno luogo a **DELAMINAZIONE INTERLAMINARE**, ovvero le lamine, in corrispondenza dei bordi, si staccano.

È importante notare che, se eseguiamo sul laminato delle forature, saranno anch'esse soggette agli effetti di bordo.

Gli effetti di bordo si verificano anche nei materiali omogenei. Infatti, se eseguiamo una foratura su un materiale omogeneo, troveremo degli sforzi concentrati in corrispondenza del foro. Però, per un materiale omogeneo, troviamo che gli sforzi concentrati sono al massimo 3 volte maggiori di quelli degli sforzi distribuiti, ovvero troviamo un **FATTORE DI INTAGLIO** pari a 3. Nel caso dei materiali compositi, invece, troviamo che il fattore di intaglio dipende dal grado di ortotropia del materiale. Dove:

$$\text{GRADO DI ORTOTROPIA} = \frac{E_x}{E_y}$$

Dove il grado di ortotropia, e quindi il fattore di intaglio, può variare da 3 a 10. Ovvero gli sforzi concentrati possono arrivare a 10 volte il valore degli sforzi distribuiti!

È importante notare che la delaminazione non è un effetto statico, ovvero una volta innescato rimane inalterato nel tempo, ma dinamico, ovvero una volta innescato si propaga in funzione delle sollecitazioni a fatica.

10.3.2.5. EFFETTI IGROTERMICI

Alle sollecitazioni subite dal laminato a causa degli sforzi meccanici⁶, vanno aggiunte quelle dovute a un possibile assorbimento di umidità o variazione di temperatura.

Introduciamo innanzitutto le equazioni che governano tutto il discorso:

$$\{\epsilon\}_T = \Delta T \cdot \begin{Bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}_T$$

$$\{\epsilon\}_U = C \cdot \begin{Bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}_U$$

Dove la prima equazione indica come il laminato si deformi per effetti di temperatura, la seconda per effetti di umidità.

Gli effetti igrotermici sono variabili nel tempo, con una scala dei tempi di variazione di qualche minuto per gli effetti di temperatura, e di qualche anno per quelli di umidità.

Gli effetti igrotermici, inoltre, sono in funzione del materiale considerato. Portiamo alcuni esempi:

- *Matrice polimerica*: igroscopica.
- *Fibre di carbonio*: non igroscopiche.
- *Fibre di vetro*: igroscopiche solo superficialmente.
- *Fibre di kevlar*: molto igroscopiche.

Temperatura e umidità non solo aumentano gli sforzi applicati al laminato, ma ne riducono anche gli sforzi ammissibili, diminuendone quindi la resistenza.

⁶ Oggetto del precedente paragrafo.

10.3.2.5.1. UMIDITÀ

Un laminato in composito ha sempre una certa percentuale (>1%) di umidità assorbita. Per eliminare tale umidità si deve effettuare un **PROCESSO DI ESSICCAZIONE** della durata di 800÷900 ore.

Se vogliamo studiare la percentuale di acqua che il laminato è in grado di assorbire dobbiamo attuare un **PROCESSO DI UMIDIFICAZIONE** della durata di 800÷900 ore. Normalmente si vede che il composito assorbe il 3÷4% di acqua. Nel caso del kevlar si può arrivare fino al 7%.

Cosa accade se il laminato assorbe umidità?

Abbiamo due tipi di effetti:

- **EFFETTI MECCANICI:** il materiale si gonfia.
- **EFFETTI CHIMICI:** si ottiene un abbattimento fino al 50% della rigidità del materiale.

Infatti il **GRUPPO OSSIDRILICO OH⁻**, derivante da H₂O, va a saturare i cross link tra una macro molecola e l'altra del composito, così che i legami trasversali non possono formarsi ed il materiale peggiora le proprie caratteristiche.

Per risolvere tale effetto basta utilizzare matrici metalliche o ceramiche, e fibre di carbonio o vetro.

Se all'umidità aggiungiamo l'alta temperatura otteniamo effetti ancora più negativi per il composito.

10.4. MATRICI E FIBRE

Il materiale composito è **BIFASE** perché formato dalla:

- **FASE FIBRA:** conferisce le caratteristiche meccaniche al composito.
- **FASE MATRICE:** funziona da sostegno per le fibre.

10.4.1. MATRICI

I compositi prendono il nome dalla matrice con cui sono realizzati:

- **COMPOSITI A MATRICE POLIMERICA (PMC).**
- **COMPOSITI A MATRICE METALLICA (MMC).**
- **COMPOSITI A MATRICE CERAMICA (CMC).**

Gli ultimi sono più prestanti dei primi.

10.4.1.1. COMPOSITI A MATRICE POLIMERICA

I compiti della matrice polimerica sono:

- Soddisfare tutte le prestazioni di tipo chimico: resistenza, reattività...
- Soddisfare tutte le caratteristiche di tipo termico: temperatura di funzionamento...
- Soddisfare gran parte delle caratteristiche di tipo tecnologico e di lavorabilità.

Le matrici polimeriche si dividono in:

- **MATRICI TERMOINDURENTI:** non posso partire dal laminato in composito e lavorarlo.
- **MATRICI TERMOPLASTICHE:** posso partire dal laminato in composito e lavorarlo.

Il composito realizzato con matrice polimerica termoindurente ha caratteristiche più elevate che non quello con matrice termoplastica.

10.4.1.1.1. MATRICI TERMOINDURENTI

Sono le più utilizzate.

Le matrici polimeriche termoindurenti si dividono in:

- **EPOSSILICHE:**

Sono le più utilizzate nel settore aerospaziale.

Hanno le seguenti caratteristiche:

- Buona resistenza.
- Buona rigidità.
- Buona bagnabilità (*capacità di legarsi alle fibre*).
- Buona compatibilità (*tra fibre e matrice si forma un legame di tipo chimico*).
- Buona inerzia chimica.
- Altissima fragilità.
- Temperature di funzionamento più basse rispetto a quelle delle leghe di alluminio.
- Possono essere co-polimerizzate così da rendere la matrice più tenace.
- Possono essere aggiunti additivi così da migliorare alcune caratteristiche.

- **POLIESTERE:**

Sono le più utilizzate negli altri settori (automobilistico, ciclistico...).

Hanno le seguenti caratteristiche:

- Tutte le caratteristiche sono più basse rispetto alle epossiliche.
- Costano molto poco.
- Possono essere meglio lavorate delle epossiliche.
- Possono essere co-polimerizzate.
- Possono essere aggiunti additivi.

In generale le matrici polimeriche termoindurenti hanno le seguenti caratteristiche:

- Hanno una bagnabilità ottimale, il che significa che tra matrice e fibra si crea un legame quasi chimico.
- Presentano una bassa viscosità della resina alle alte temperature. Ciò significa che la matrice riempie bene le fibre e quindi migliora ancor più il legame tra fibre e matrice. Questo comporta inoltre che possiamo usare pressioni di polimerizzazione abbastanza basse (4 bar).
- Sono fragili o poco tenaci.

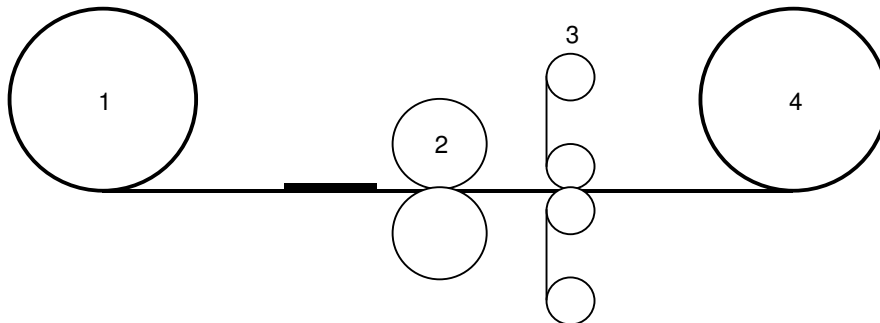
10.4.1.1.1. TECNOLOGIE PRIMARIE PER I PMC TERMOINDURENTI

L'impregnazione è la tecnica che si usa per unire la resina alla matrice. L'impregnazione è una tecnologia primaria.

Nel caso delle matrici termoindurenti durante l'impregnazione si riesce anche ad unire la matrice alle fibre.

Vediamo come si fa:

1. Una bobina ad inizio macchina srotola le fibre.
2. Le fibre vengono unite alla matrice tramite la pressione di due rulli.
3. Un film (resina) ricopre la lamina ottenuta, poiché, non essendo la matrice completamente polimerizzata, va protetta.
4. Una bobina ad uscita macchina avvolge la lamina.
5. La bobina, in attesa di essere utilizzata, va conservata in frigorifero per un tempo massimo di sei mesi.



È importante precisare che la lamina ottenuta è un semilavorato preimpregnato.

10.4.1.1.1.2. TECNOLOGIE SECONDARIE PER I PMC TERMOINDURENTI

Le tecnologie per i compositi sono sempre **TECNOLOGIE ADDITIVE** e mai sottrattive. Il motivo è molto semplice: i materiali compositi costano molto e non possiamo permetterci di avere troppi scarti.

Inoltre la forza dei compositi risiede nell'avere fibre continue, se le tagliassimo, perderebbero la loro caratteristica vincente.

10.4.1.1.1.2.1. FORMATURA IN AUTOCLAVE

La formatura in autoclave ci permette di realizzare forme molto complicate e raffinate, costa poco ma non posso avere grandi tirature.

Il processo della formatura in autoclave si divide in varie fasi:

1. TAGLIO DELLE LAMINE (73)

Procedimento:

- Si prende la bobina di lamine conservata in frigorifero e la si monta ad inizio macchina.
- La bobina viene srotolata su un tavolo da taglio.
- La bobina viene tagliata manualmente od automaticamente nelle forme desiderate. Durante questa fase devo cercare di minimizzare gli sprechi di materiale (**SFRIDO**) (100r). Per questo i tavoli da taglio automatici di ultima generazione usano algoritmi che minimizzano lo sfrido (101r, 101).

Tutta l'operazione di taglio delle lamine viene effettuata in una **CLEAN ROOM**: un ambiente asettico che impedisce che le lamine si rovinino durante il taglio.

La clean room è:

- **PRESSURIZZATA**: impedisce l'accesso ad eventuali pulviscoli che potrebbero rovinare le lamine.
- **TERMO REGOLATA**: ad una temperatura di circa 18°C.
- **UMIDIFICATA**: con una quantità d'acqua nell'aria del 50%.

2. LAMINAZIONE (73, 102r)

Procedimento:

- Posiziono sullo stampo come primo strato un **FILM SEPARATORE**: questo evita l'incollaggio tra le lamine e lo stampo stesso.
- Posiziono un secondo strato chiamato **PEEL PLY** (strato spellicolabile): è una pelle che protegge il laminato durante tutte le lavorazioni, viene eliminata solo prima della verniciatura del composito.
- Posiziono, nelle direzioni che mi interessano, le lamine al fine di ottenere il laminato.
- Metto nuovamente uno strato di peel ply.

- Metto come quinto strato un **FILM SEPARATORE MICROFORATO**: i fori permetteranno, durante la fase di polimerizzazione, la fuoriuscita dal laminato della resina in eccesso delle matrici.
- Posiziono un sesto strato chiamato **BLEEDER** (feltro): questi ha il compito di assorbire la resina in eccesso.
- Posiziono un settimo strato chiamato **BREATHER**: ha la funzione di assorbire i gas che usciranno dal laminato durante la polimerizzazione.
- Infine chiudo il tutto, stampo compreso, in un sacco da vuoto in nylon.

Il laminato risultante può avere qualunque forma, anche molto complessa.

Il processo di laminazione si esegue su uno **STAMPO** che è la rappresentazione al negativo della forma che voglio ottenere.

Lo stampo non è solo responsabile della forma finale del pezzo, ma anche della sua rugosità, delle sue caratteristiche...

Anche l'operazione di laminazione è effettuata in clean room.

• POLIMERIZZAZIONE

La polimerizzazione è un'operazione che consiste in un aumento di temperatura e pressione al fine di consolidare il composito nella sua forma finale.

Avviene in autoclave (103, 103r, 104, 104r, 105).

Se lo stampo fosse in metallo potrei avere dei problemi durante la fase di polimerizzazione: il metallo a seguito dell'innalzamento di temperatura si espande il laminato no. Cosa fare?

Si può utilizzare uno stampo in legno o carbonio.

Valori caratteristici dei **CICLI DI POLIMERIZZAZIONE** (105r, 106, 106r, 107, 107r):

- Temperatura: 120÷180 °C.
- Pressione: 4÷6 bar.

10.4.1.1.1.2.2. POLTRUSIONE

La poltrusione è una tecnologia nella quale il materiale viene trascinato e costretto a passare attraverso una trafilatura sagomata (108r). Si usa questa tecnica perché non possiamo eseguire una semplice estrusione, infatti i compositi, essendo formati da esili fibre, cristallizzerebbero durante la compressione.

Dobbiamo fare in modo che la polimerizzazione avvenga contemporaneamente alla formatura poiché le resine usate sono termoindurenti.

I materiali comunemente usati per la poltrusione sono:

❖ **RESINE:**

- ◆ Poliestere.
- ◆ Epossiliche.
- ◆ Fenoliche.

❖ **FIBRE:**

- ◆ Vetro.

Una macchina per la poltrusione è composta da tante unità in linea, ognuna delle quali ha un compito ben preciso.

Studiamo le unità principali:

• **BOBINE DI ROVING, MAT O TESSUTI:**

La prima stazione è formata da centinaia di bobine di roving, alle quali si aggiunge anche materiale composito in nastri o tessuti (**MAT**). È da notare che non ho mai singole fibre.

Posso arrivare ad avere castellature con più di 800 bobine diverse, tutte usate nella produzione di un unico manufatto.

• **VASCA DI RESINA:**

La seconda stazione è una vasca contenente resina allo stato semi liquido nella quali i roving/mat sono costretti ad immergersi. Alla fine di questo stadio otteniamo roving/mat impregnati di resina. Poiché la polimerizzazione avviene in contemporanea alla trafilatura la resina dovrà contenere già il catalizzatore.

Se nella resina inseriamo del colorante possiamo ottenere dei manufatti colorati. Questa tecnica prende il nome di **PIGMENTAZIONE DI MASSA**.

• **MATRICI DI PREFORMATURA:**

Sono delle matrici forate nelle quali i fori sono disposti in modo da avere la geometria del pezzo finale e i roving/mat impregnati sono costretti a passare. In questo modo i roving/mat, prima di entrare nella trafila, assumono già la forma finale del manufatto.

Le matrici di preformatura sono disposte in serie e, man mano che ci si avvicina alla trafila, hanno la forma sempre più simile a quella finale.

Le matrici di preformatura hanno inoltre un'altra importante funzione: eliminano la resina in eccesso dai roving/mat.

- **TRAFILA RISCALDATA** (109r, 110):

I roving/mat impregnati vengono convogliati all'interno di una trafilata riscaldata nella quale il materiale assume la forma da noi voluta e contemporaneamente polimerizza. La trafilata è un parallelepipedo metallico nel quale è ricavato un foro della forma e delle dimensioni finali del pezzo. La trafilata ha una lunghezza tale da garantire che, nel tempo in cui il materiale scorra in essa, la polimerizzazione si completi.

- **CINGOLI CONTRO ROTANTI:**

All'uscita della trafilata il materiale, formato e polimerizzato, passa attraverso dei cingoli contro rotanti che hanno la funzione principale di trascinare il materiale stesso. Tali cingoli sono praticamente il motore di tutto il processo poiché trascinano il materiale fin dalla sbobinatura. La trazione avviene per attrito.

- **STAZIONE DI TAGLIO:**

Tale stazione ha la funzione di tagliare le barrette ottenute nella lunghezza desiderata.

La tecnologia della poltrusione è l'unica tecnologia in continuo per i compositi. La sostituzione delle bobine e della resina è manuale. Quando una bobina è da sostituire, si giunta il vecchio roving a quello della nuova bobina; questo per non fermare la linea.

I manufatti ottenibili possono avere solo sezione costante ed asse rettilineo (109). Non ho però vincoli sulla lunghezza del manufatto.

Il modo con cui roving o mat sono usati non è casuale, ma dipende dal pezzo che si vuole ottenere.

In base al tipo di materiale usato otterremo diversi comportamenti alle sollecitazioni.

Se, ad esempio, il nostro pezzo dovrà sopportare delle azioni assiali useremo dei roving, se la torsione dei mat.

Particolare attenzione deve essere posta al problema dell'**AFFIORAMENTO DELLE FIBRE**. Questo fenomeno infatti può aumentare l'assorbimento di umidità da parte del composito.

Per prevenirlo usiamo, negli strati esterni del manufatto, un tessuto particolare in grado di impregnarsi maggiormente degli altri di resina. Così facendo otteniamo uno strato molto spesso di resina che proteggerà le fibre.

La poltrusione viene utilizzata principalmente per realizzare strutture reticolari come i tralicci per l'alta tensione.

10.4.1.1.2.2.1. LA TRAFILA

Di tutta la macchina, la trafila è l'unico attrezzo da sostituire nel momento in cui cambi il manufatto da produrre. Questa è in acciaio o metallo cromato in modo da resistere all'abrasione dovuta allo scorrimento dei roving/mat impregnati.

Le dimensioni trasversali della trafila sono di circa 600 mm sia per l'altezza sia per la larghezza. Mentre la lunghezza dipende dai seguenti fattori:

- Velocità di poltrusione.
- Quantità e tipo di catalizzatore usato nella resina.
- Spessore del pezzo.
- Tempo di polimerizzazione.
- Temperatura di polimerizzazione.

Ciascuna porzione di materiale deve rimanere nella trafila il tempo necessario alla polimerizzazione dello stesso. Vediamo ora come possiamo variare i fattori che determinano la polimerizzazione e la formatura per ottenere un risultato migliore.

In primo luogo possiamo scegliere il tipo e la quantità di catalizzatore da usare. Naturalmente, per la poltrusione, si utilizzano quantità di catalizzatore elevate e, quest'ultimo, è molto potente. Si fa ciò per ridurre il tempo di polimerizzazione e, quindi, velocizzare la poltrusione stessa. Le velocità di polimerizzazione vanno da pochi secondi a pochi minuti.

Possiamo inoltre scegliere la velocità di poltrusione.

Dobbiamo sempre trovare un buon compromesso tra catalizzatore usato e velocità di poltrusione scelta. Infatti una quantità troppo elevata di catalizzatore renderebbe il processo estremamente critico, e, ad ogni minimo inghippo, si avrebbero dei problemi. Allo stesso modo un'elevata velocità di poltrusione potrebbe provocare la mancata polimerizzazione del manufatto.

Normalmente si cerca di usare, per problemi economici e funzionali (generazione di attriti enormi), trafile non esageratamente lunghe con velocità di poltrusione medie (1 m/min) e quantità di catalizzatore adatte.

Il tempo in cui un manufatto deve rimanere nella trafila dipende non tanto dalla grandezza del pezzo quanto dal suo spessore. Questo vuol dire che se sceglieremo spessori molto elevati i tempi di permanenza saranno molto lunghi e, quindi, la velocità di poltrusione sarà talmente lenta da essere inaccettabile. Inoltre, non solo abbiamo limitazioni sugli spessori massimi, ma anche su quelli minimi: 1mm.

La temperatura necessaria alla polimerizzazione del manufatto viene fornita alla trafila, per conduzione, tramite due piastre, poste ai lati di questa, e riscaldate tramite resistenze.

In tutto questo dobbiamo tenere conto del **RISCALDAMENTO ENDOTERMICO**: è un fenomeno provocato dal fatto che la reazione di polimerizzazione è **ESOTERMICA** e quindi sviluppa calore. Se a questo aggiungiamo il fatto che l'attrito tra roving/mat e trafila provoca un riscaldamento della stessa, ci rendiamo subito conto come sia difficile regolare la temperatura delle piastre in funzione della temperatura finale che vogliamo ottenere. Se si sbaglia tale regolazione si ottiene una pirolisi del manufatto.

10.4.1.1.2.3. FILAMENT WINDING (AVVOLGIMENTO)

Con tale tecnica si possono ottenere esclusivamente forme cilindriche o prismatiche rigide e cave all'interno. Con macchinari particolarmente complessi si possono realizzare anche forme sferiche (114).

PRO	CONTRO
Si ottengono pezzi con elevate % di fibre.	Ho il problema della rimozione del mandrino.
Tecnica adatta alla produzione in serie.	

La tecnica del filament winding è utilizzata per realizzare:

- Case dei missili,
- Serbatoi automobilistici.

Il processo di lavorazione si divide in varie fasi:

- **DEPOSIZIONE DEL MATERIALE,**
- **POLIMERIZZAZIONE,**
- **ESTRAZIONE DEL MANDRINO.**

10.4.1.1.2.3.1. DEPOSIZIONE DEL MATERIALE

La macchina per la deposizione dei trefoli di composito ha le seguenti caratteristiche (113r):

- Ha un **FEEDER**, che può montare varie bobine di materiale composito in trefoli, che ha la funzione di fornire il materiale necessario alla deposizione. Il feeder si muove di moto rettilineo alterno parallelo al mandrino.
- La testina del feeder permette di regolare la pressione di deposizione dei trefoli.
- Ha un **MANDRINO** che ha la funzione di sostegno dei trefoli prima che questi vengano polimerizzati. Il mandrino si muove di moto rotatorio lungo il proprio asse principale.

Il macchinario presenta varie regolazioni:

- La scelta della modalità di deposizione delle fibre, può essere fatta **A MERIDIANI** o **A SCACCHIERA** (è la più classica).
- Una volta scelta la modalità di deposizione, ad esempio a scacchiera, si può scegliere l'**ANGOLO DI AVVOLGIMENTO DELL'ELICA**.
- La velocità di deposizione del materiale: da decine a centinaia di kg/h.

Tale tecnologia è estremamente efficiente dal punto di vista strutturale.

Le fibre, infatti, lavorano nel modo ottimale: trazione pura lungo il loro asse. Inoltre queste sono continue e si usa il minimo materiale possibile.

10.4.1.1.1.2.3.2. POLIMERIZZAZIONE

Come sappiamo la polimerizzazione è la tecnica che permette al materiale composito di consolidarsi nella forma finale.

Per polimerizzare il materiale posso utilizzare due tecniche diverse:

- **IN AUTOCLAVE:** a fine deposizione del materiale aggiungo al pezzo gli strati necessari per la polimerizzazione in autoclave e chiudo il tutto (mandrino compreso) in un sacco a vuoto di nylon. Quindi polimerizzo secondo un determinato ciclo.
- **IN FORNO:** per l'ultimo avvolgimento uso delle **FIBRE DI KEVLAR NON PREBAGNATE**. Il kevlar ha la proprietà di avere un coefficiente di dilatazione termica negativo (si stringe all'aumentare della temperatura). Quindi una volta messo il tutto in forno, questi mi fornirà la temperatura necessaria alla polimerizzazione, ed il kevlar la pressione necessaria. Questa tecnica mi permette di evitare di utilizzare un'autoclave.

10.4.1.1.1.2.3.3. ESTRAZIONE DEL MANDRINO

Esistono varie tecniche per l'estrazione del mandrino a polimerizzazione ultimata.

- **MANDRINO A PERDERE:** alla fine di ogni polimerizzazione non si rimuove il mandrino dall'interno del pezzo ma lo si distrugge. Si possono utilizzare varie tecniche:
 - **DISTRUZIONE CON ULTRASUONI.**
 - **DISTRUZIONE CHIMICA.**
- **MANDRINO SMONTABILE:** tale mandrino è diviso in varie parti scorrevoli l'una nell'altra. Così a fine polimerizzazione può essere chiuso (quindi si rimpicciolisce) ed essere estratto dal pezzo.
- **MANDRINO LINER:** a fine polimerizzazione il mandrino non viene estratto del pezzo. Per utilizzare una tecnica come questa il liner deve:
 - Essere il più leggero possibile,
 - Dare un vantaggio funzionale: impedire cioè l'innescò di cricche interne,
 - Avere una rigidità più bassa del pezzo che voglio ottenere.
- **MANDRINO PER APPLICAZIONI MISSILISTICHE:** il mandrino è direttamente il **GRANO PROPELLENTE** del missile. Così non sussiste il problema della sua estrazione a fine polimerizzazione.

10.4.1.1.2.4. BRAIDING

È una tecnologia antichissima che veniva utilizzata per realizzare i cordami navali (120r). Ora è realizzata tramite macchine automatiche (120).

Le fibre secche vengono deposte su un tubo dalla macchina. Alla fine della deposizione si inietta la resina nelle fibre secche e si polimerizza il tutto in autoclave.

È una tecnica molto simile al filament winding, fatta eccezione che il manufatto è flessibile e non rigido.

10.4.1.1.2. MATRICI TERMOPLASTICHE

Le matrici polimeriche termoplastiche si dividono in:

- **POLI ETERE CHETONE (PEEK).**
- **POLI FENIL SOLFURO (PPS).**
- **POLI ETERE IMIDE (PEI).**
- **POLI AMIDE IMIDE (PAI).**

Se sulle matrici appena menzionate applichiamo un raffreddamento lento otteniamo una struttura cristallina, altrimenti amorfa.

In generale le matrici polimeriche termoplastiche hanno le seguenti caratteristiche:

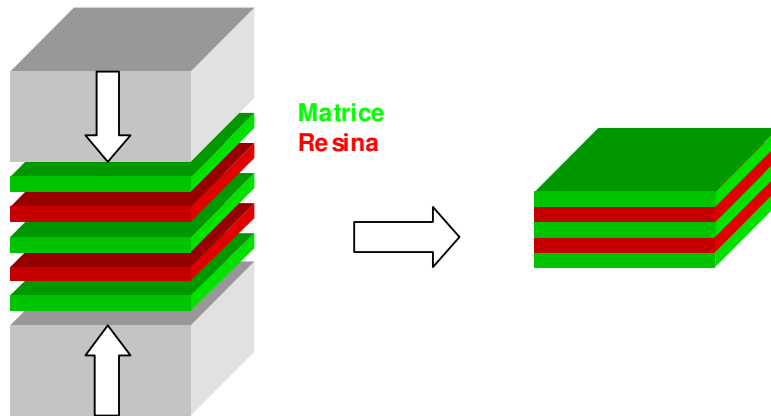
- *Presentano caratteristiche meccaniche (resistenza, durezza) più basse di quelle delle termoindurenti.*
- *Tra fibre e matrice si crea un legame solo meccanico, e quindi più debole di quello delle termoindurenti.*
- *Presentano una viscosità della resina estremamente elevata alle alte temperature. Il che significa che la matrice non riempie bene le fibre e quindi dobbiamo utilizzare pressioni di polimerizzazione molto elevate (16 bar).*
- *Sono meno fragili delle matrici termoindurenti.*
- *Possiamo utilizzare su di esse tutte le tecnologie tipiche dei metalli.*
- *Sopportano bene temperature di funzionamento molto elevate.*

10.4.1.1.2.1. TECNOLOGIE PRIMARIE PER I PMC TERMOPLASTICI

❖ RESIN FILM INFUSION:

Si depositano alternativamente uno strato di matrice ed uno di resina. Fatto ciò, si schiaccia il tutto in una pressa a piani caldi.

Con tale tecnica si ottiene un semilavorato sotto forma di laminato rigido secco.



❖ CO-WONING:

Si intrecciano alternativamente una striscia di matrice ed una di resina. Fatto ciò, polimerizzo il tutto.

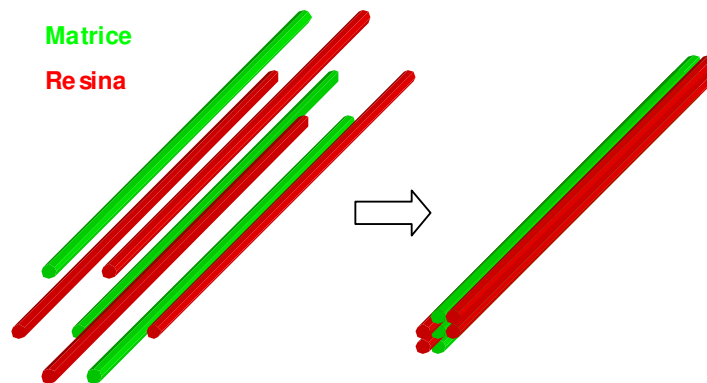
Con tale tecnica si ottiene un semilavorato sotto forma di laminato rigido secco.



❖ CO-MINGLIN:

Creo un trefolo con filamenti di matrice alternati a filamenti di resina. Fatto ciò, polimerizzo il tutto.

Con tale tecnica si ottiene un trefolo semilavorato secco.



10.4.1.1.2.2. TECNOLOGIE SECONDARIE PER I PMC TERMOPLASTICI

Trattiamo i semilavorati termoplastici, ai quali abbiamo già aggiunto le fibre, come tratteremmo i metalli. Solo che a differenza di questi ultimi, prima di iniziare la lavorazione dovremo **RISCALDARE LA MATRICE**.

Sulle matrici termoplastiche possiamo eseguire le seguenti lavorazioni:

❖ **STAMPAGGIO** (141):

- ◆ **STAMPO E CONTRO STAMPO,**
- ◆ **STAMPO E CUSCINO IN GOMMA,**
- ◆ **STAMPO E CUSCINO IN ACQUA.**

❖ **FORMATURA IN DIAFRAMMA** (140r):

Innanzitutto si protegge il semilavorato con un film che ne evita il degrado ambientale. Fatto ciò si introduce il semilavorato in autoclave e lo si vincola a due morse.

A questo punto si chiude l'autoclave, la si manda in temperatura, e contemporaneamente, all'interno della stessa, un punzone conferisce al pezzo la forma finale.

Terminata la formatura e la polimerizzazione si estrae dall'autoclave il pezzo finito.

❖ **FILAMENT WINDING:**

È lo stesso filament winding visto per i compositi a matrice polimerica termoindurente, con in più la possibilità di variare l'angolo d'elica al procedere del processo di deposizione del trefolo. Inoltre, durante la deposizione, forniamo già il calore e la pressione necessaria alla polimerizzazione. Ne consegue che non abbiamo bisogno dell'autoclave.

❖ **FUSION BOLDING (140r):**

Questa tecnologia mi permette l'incollaggio di nastri paralleli di composito con il solo apporto di calore e pressione.

10.4.1.2. COMPOSITI A MATRICE METALLICA

Quali sono gli svantaggi dei compositi a matrice polimerica:

- *Non resistono alle alte temperature.*
- *Presentano un'ortotropia esagerata:* resistono eccellentemente lungo una direzione e praticamente niente lungo l'altra.
- *Sono eccessivamente sensibili all'umidità.*
- *Presentano il fenomeno dell'**OUTGASSING**:* degassano alle alte temperature e, quindi, perdono materiale.
- *Presentano il fenomeno del **CREEP**.*

Per questo motivo sono nati i compositi a matrice metallica (MMC), ovvero per risolvere i problemi dei PMC.

Un MMC è formato da (135):

❖ Matrici metalliche.

❖ Fibre:

- ◆ Carbonio;
- ◆ Metalliche;
- ◆ Carburo di silicio;
- ◆ Ceramiche;
- ◆ Monocristalline o Whiskers: tutta la fibra è fatta da un solo cristallo (135r).

10.4.1.2.1. TECNOLOGIE PER OTTENERE IL COMPOSITO A MATRICE METALLICA

Le tecniche si dividono in tecnologie:

- **ALLO STATO SOLIDO.**
- **ALLO STATO FLUIDO.**

10.4.1.2.1.1. TECNOLOGIE ALLO STATO SOLIDO

❖ SINTERIZZAZIONE (132r)

Mettiamo nello stampo una miscela di polvere di metallo e fibre di rinforzo discontinue. Forniamo calore (500°C) e pressione (qualche migliaio di bar) ed otteniamo un composito a matrice metallica.

Il semilavorato così ottenuto può essere lavorato alle macchine utensili o stampato come sia fa per i metalli.

Eventuali incompatibilità tra fase fibra e matrice potrebbero innescare problemi o debolezze nel semilavorato.

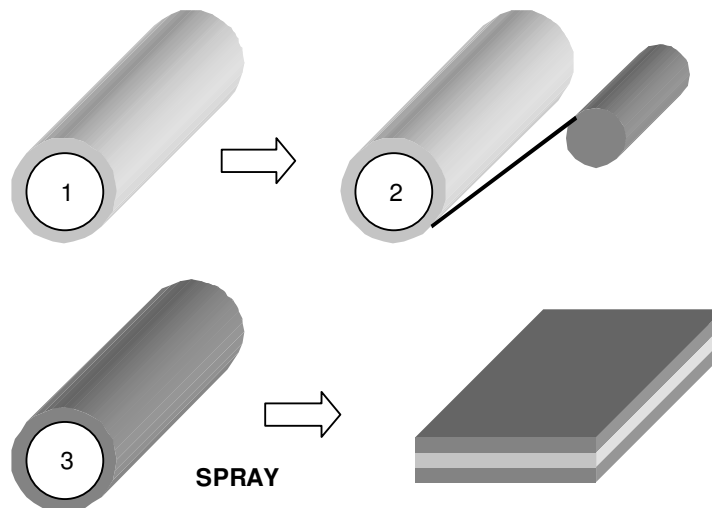
10.4.1.2.1.2. TECNOLOGIE ALLO STATO FLUIDO

❖ FUSIONE (133r)

Mettiamo in un mescolatore a pareti calde metallo allo stato fuso e fibre discontinue. Coliamo il tutto in uno stampo. Terminato il raffreddamento otteniamo un composito a matrice metallica.

❖ DIFFUSION BONDING

Procedimento:



1. Prendiamo un tubo metallico.
2. Su di esso avvolgiamo una fibra metallica continua.
3. Spruzziamo sul tutto del metallo liquido.
4. Solidificato il metallo liquido, tagliamo il tubo.
5. Otteniamo un sandwich di materiale composito a matrice metallica e fibre metalliche.

❖ STAMPAGGIO

Mettiamo tra due lamine metalliche delle fibre continue metalliche e pressiamo il tutto. Fatto ciò otteniamo un composito a matrice metallica e fibre metalliche.

❖ INFILTRAZIONE (133)

Procedimento:

1. Il metallo fuso è contenuto in un forno.
2. Il rinforzo continuo è contenuto in uno stampo riscaldato.
3. Il metallo fuso viene aspirato dal forno per riempire lo stampo.
4. Lo stampo è pressurizzato per favorire l'unione tra metallo e fibre.
5. Una volta raffreddato il tutto otteniamo un composito a matrice metallica.

10.4.1.3. COLLEGAMENTI

I collegamenti tra pezzi in composito richiedono molta attenzione, è in queste zone, infatti, che nascono la maggior parte delle cricche e dei cedimenti.

Come per i metalli i collegamenti si dividono in:

- **DISCONTINUI**: chiodature, bullonature.
- **CONTINUI**: incollaggi.

10.4.1.3.1. COLLEGAMENTI DISCONTINUI

Prima di addentrarci nella trattazione dei collegamenti discontinui studiamo le differenze di comportamento degli sforzi attorno ad un foro in una lamina metallica e in un laminato composito.

➤ **CONCENTRAZIONE DEGLI SFORZI INTORNO AL FORO IN UNA LAMINA METALLICA**

Quella presentata nel lucido (219.1) è la distribuzione teorica degli sforzi, nella realtà sappiamo di non poter caricare il metallo con sforzi superiori al σ_{sn} . Ne consegue che la distribuzione degli sforzi reale è quella del lucido (219.2).

Ovviamente la parte degli sforzi superiore al σ_{sn} , non viene eliminata ma ridistribuita sulla lamina (219.3).

➤ **CONCENTRAZIONE DEGLI SFORZI INTORNO AL FORO IN UN LAMINATO COMPOSITO**

Quella presentata nel lucido (220.1) è la distribuzione teorica degli sforzi, nella realtà sappiamo di non poter caricare il composito con sforzi superiori al $\sigma_{rottura}$. Ne consegue che la distribuzione degli sforzi reale è la quella del lucido (220.2).

A differenza dei metalli, però, la parte degli sforzi superiori a $\sigma_{rottura}$, non si ridistribuisce sul laminato, ma va a danneggiare il laminato stesso producendo delaminazioni.

Le delaminazioni, inoltre, una volte originate tendono ad estendersi all'area circostante il foro.

In prossimità del foro possiamo dividere il laminato in due zone, A e B (220.3):

- **A:** è la zona più lontana dal foro, quella dove non sono presenti delaminazioni.
- **B:** è la zona intorno al foro, quella dove sono presenti delaminazioni. Qui il materiale presenta caratteristiche meccaniche inferiori che in A.

Da quanto detto consegue che avremo diversità nei moduli di Young tra A e B, in particolare:

$$E_B < E_A$$

Resta il fatto, però, che in caso di deformazione del laminato, A e B si comporterebbero allo stesso modo:

$$\varepsilon_B = \varepsilon_A$$

Calcolando gli sforzi nelle due zone otteniamo:

$$\begin{aligned}\sigma_A &= E_A * \varepsilon_A \\ \sigma_B &= E_B * \varepsilon_B\end{aligned}$$

Dalle osservazioni precedentemente fatte consegue che:

$$\sigma_B < \sigma_A$$

Questo significa che il materiale in B, danneggiato, ridistribuirà nella sua zona meno sforzi di quello in A, non danneggiato. Di conseguenza la distribuzione di sforzi reale sarà quella del lucido (220.4).

Per ridurre le delaminazioni provocate dai fori possiamo adottare le seguenti tecniche:

10.4.1.3.1.1. TECNICA DEL SOFTENING STRIPS

❖ I METODO

In corrispondenza dei fori del laminato facciamo in modo che il materiale sia più cedevole. Questo ci permette di avere in questa regione sforzi di minore entità.

Per fare ciò inseriamo, durante la laminazione, del tessuto di vetro nelle zone dei fori, questi è molto più cedevole di una generica lamina.

Con questo metodo riusciamo a prevenire la formazione di picchi di sollecitazione che provocano la delaminazione del materiale.

L'unico problema sta nella laminazione del pannello, che diventa più difficile e costosa.

❖ II METODO

Produciamo un laminato più spesso nei punti in cui abbiamo le forature andando a fare una specie di cornice.

❖ III METODO

Sapendo che il valore dello sforzo in prossimità del foro dipende dall'ortotropia del materiale, e che ad una maggiore ortotropia corrisponde uno sforzo maggiore, possiamo operare nel seguente modo.

Facciamo in modo che la "cornice", più spessa in corrispondenza dei fori, sia prodotta con lamine disposte in modo da dare la migliore isotropia possibile, e quindi, il minor carico possibile.

In questo modo oltre a rendere il pezzo più robusto in corrispondenza dei fori grazie all'ispessimento, riduciamo anche l'entità degli sforzi in modulo.

In corrispondenza dei fori conviene posizionare le lamine con fibre orientate a (-45°; +45°), (-30°; +30°)... che garantiscono una migliore isotropia.

10.4.1.3.1.2. TECNICA DI FORATURA

Se forassimo un laminato in composito con la stessa tecnica usata per i metalli rischieremmo di produrre delle microfrazture e dei danneggiamenti al laminato stesso. Per evitare ciò si realizza, in prima battuta, un foro nel composito più piccolo di quello voluto. A questo punto si **ALESA** il foro appena realizzato con utensili in diamante fino a raggiungere le dimensioni di progetto. Con tale tecnica non eliminiamo completamente i danneggiamenti ma li riduciamo notevolmente.

10.4.1.3.1.3. PROBLEMA DELL'INCOMPATIBILITÀ ELETTROCHIMICA

È un problema di un certo rilievo quando si utilizzano fibre di carbonio, queste infatti sono elettricamente conduttive.

I conseguenti problemi di corrosione possono comunque essere evitati utilizzando uno dei seguenti modi:

- **RIVETTI IN LEGA D'ALLUMINIO RIVESTITI:** così facendo i rivetti sono elettricamente isolati. Tale metodo è il meno costoso, ma anche il meno sicuro, perché può capitare che parte del rivestimento salti e, in questo caso, la protezione voluta va a farsi benedire.
- **SCARSA DIFFERENZA ELETTROCHIMICA:** eseguiamo delle giunzioni con materiali che differiscono elettrochimicamente poco dal carbonio, in particolare con: titanio, acciaio INOX, nichel, leghe di nichel.
- **NON CONTATTO:** evitiamo il contatto tra laminato e giunzione e l'ingresso dell'elettrolita. Per fare ciò utilizziamo come ultima lamina del composito una lamina in kevlar o fibra di vetro, questi sono materiali non conduttivi. Per evitare invece l'ingresso dell'elettrolita rivestiamo la giunzione con del silicone.

10.4.1.3.1.4. EFFETTI DEL SERRAGGIO

La forza del serraggio dipende dall'attrito trasmesso tra i due pannelli e quindi da quanto sono stati tirati i bulloni.

Con i compositi, però, si presenta un problema che non esiste per le lamine metalliche: l'eccessivo attrito tra le lamine dei laminati può provocare delaminazioni.

Per risolvere tale problema è sufficiente ispessire i laminati in questione.

Nasce però un altro problema: essendo il composito un materiale bifase, non possiamo pensare di applicare localmente forze troppo elevate, in quanto potremmo danneggiare il materiale stesso. Per evitare ciò si usano dei rivetti speciali a strappo chiamati **RIVETTI MAXI FOOT** (154).

Questi rivetti sono dotati di una testa molto ampia che permette di distribuire le forze su una superficie maggiore di quella di un normale rivetto; in questo modo i laminati, a parità di forza fornita, sentono degli sforzi locali più bassi ed, in ultima analisi, non si danneggiano.

Supponiamo ora di fare una giunzione con un serraggio insufficiente.

I laminati così giuntati avrebbero la possibilità di compiere dei micromovimenti, soprattutto con un basso carico. L'entità dei micromovimenti dipende dal tipo di chiodi o bulloni utilizzati.

Lo scorrimento nel caso dei rivetti a strappo è decisamente maggiore di quello dei bulloni. Ovviamente un serraggio corretto ridurrebbe i giochi ma, essendo parte di tali giochi dato dalla deformazione del foro, non sono mai completamente eliminabili.

Lo scorrimento dovuto ai giochi inoltre comporta un innalzamento locale della temperatura (155r, 156). Tale fenomeno contribuisce ulteriormente al danneggiamento della zona circostante il foro.

10.4.1.3.2. COLLEGAMENTI CONTINUI

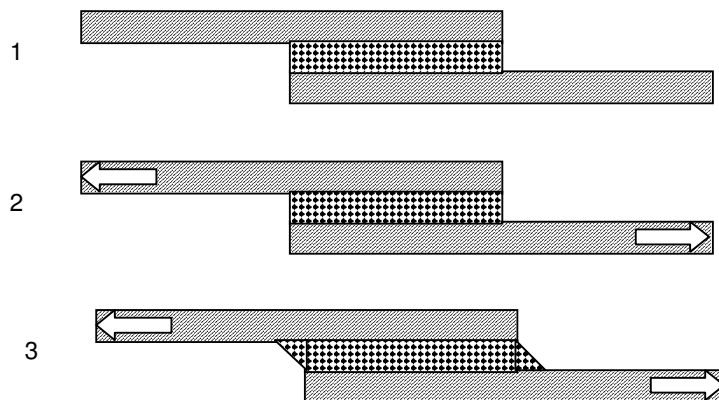
Vantaggi dell'incollaggio:

- *È un isolante termico.*
- *È un isolante elettrico.*
- *Smorza discretamente le vibrazioni.*
- *Se lo si utilizza al posto della chiodatura od imbullonatura si hanno risparmi in peso del 25% per le strutture secondarie e del 10% per le strutture primarie.*
- *Le strutture sono aerodinamicamente efficienti.*
- *Non esistono problemi di corrosione galvanica dell'incollaggio.*
- *Il costo è indipendente dalla lunghezza dell'incollaggio.*

Svantaggi dell'incollaggio:

- *Presenta basse temperature di funzionamento.*
- *Presenta scarsa resistenza agli agenti atmosferici (es. umidità).*
- *Presenta il fenomeno del creep.*
- *Una volta effettuato l'incollaggio il pezzo non è più smontabile, ispezionabile.*
- *Le superfici, prima di essere incollate tra di loro, devono subire dei trattamenti chimici molto complessi.*

Vediamo come lavora un incollaggio:



1. Prendiamo due pannelli incollati tra di loro.
2. Applichiamo a questi una forza di trazione.
3. L'incollaggio si deformerà alle estremità di un tratto Δl per seguire lo spostamento dei pannelli stessi (lo sforzo trasmesso è di puro taglio). Così facendo l'incollaggio mantiene l'equilibrio e garantisce la congruenza.
4. Possiamo osservare lo stato di sforzo nell'incollaggio nel lucido (161). Notiamo subito che alle estremità questi è molto sollecitato. Nella realtà, per le caratteristiche intrinseche del polimero, lo stato di sforzo agli estremi risulta più basso perché tende a distribuirsi al centro.

Esistono vari tipi di taglio per i pannelli che devono essere incollati (160r). Il migliore però è quello a **BISELLO**, questi infatti riduce di molto le sollecitazioni sui bordi dell'incollaggio.

Il cedimento di un incollaggio può essere di 3 tipi:

➤ **ADESIVO**

L'incollaggio si stacca da uno dei due pannelli (laminati). Ciò significa che l'incollaggio ha retto il carico, ma la superficie da cui si è staccato non è stata trattata bene chimicamente.

➤ **COESIVO**

L'incollaggio si apre in due pezzi. Ciò significa che l'incollaggio non ha retto il carico.

➤ **INTERLAMINARE**

L'incollaggio non si rompe ma uno dei due pannelli si apre in due pezzi in qualche sua lamina. Ciò significa che l'incollaggio ha retto il carico, la matrice del pannello no.

Quali sono i tipi di adesivi che possono essere utilizzati per effettuare un incollaggio (164r)?

<u>POLIMERICI</u>	TERMOPLASTICI	VINILICI: limitazioni alle alte temperature.
		NITRILI: limitazioni alle alte temperature.
	TERMOINDURENTI	POLIESTERE: costa poco.
		EPOSSILICI: presentano alte prestazioni.
		FENOLICI: studiati per le alte temperature.
		SILICONICI: studiati per le alte temperature e buon rendimento a fatica.

Come si effettua un incollaggio?

1. Si preparano chimicamente le superfici che devono essere incollate.
2. Si distribuisce su di queste la colla. In questo caso abbiamo due possibilità:
 - **COLLA IN PASTA:** non garantisce uno spessore costante su tutto l'incollaggio (52).
 - **COLLA IN FILM:** garantisce l'uniformità di spessore su tutto l'incollaggio.
3. I pannelli così incollati vanno polimerizzati in autoclave (se non voglio utilizzare l'autoclave posso fare come nel lucido 53).

10.4.1.4. ATTREZZI PER PMC E MMC

Se, durante la polimerizzazione lo stampo si dovesse deformare, otterremmo dei manufatti con una forma diversa da quella di progetto.

Questo può accadere solo se lo stampo non è stato ben progettato.

Stampi ben progettati sono come quelli del lucido (150).

L'autoclave, per sua stessa natura, non si presta a produzioni in grande serie.

Se però vogliamo farlo lo stesso, come si fa?

Si usa la tecnologia dello

❖ STAMPO IN NICHEL ELETTRODEPOSTO (148)

Procedimento:

1. Realizzo un stampo in gesso o stucco complementare al modello.
2. Grazie allo stampo realizzo tanti pezzi in fibra di vetro uguali al modello.
3. Ricopro con una vernice conduttiva (argento) i pezzi appena realizzati.
4. Metto i pezzi in una vasca e depongo per elettrolisi sugli stessi uno strato di nichel di qualche mm.
5. Collego i pezzi ad una struttura di sostegno ed irrigidimento.
6. Elimino la parte in fibra di vetro ed ottengo tanti stampi identici in nichel.

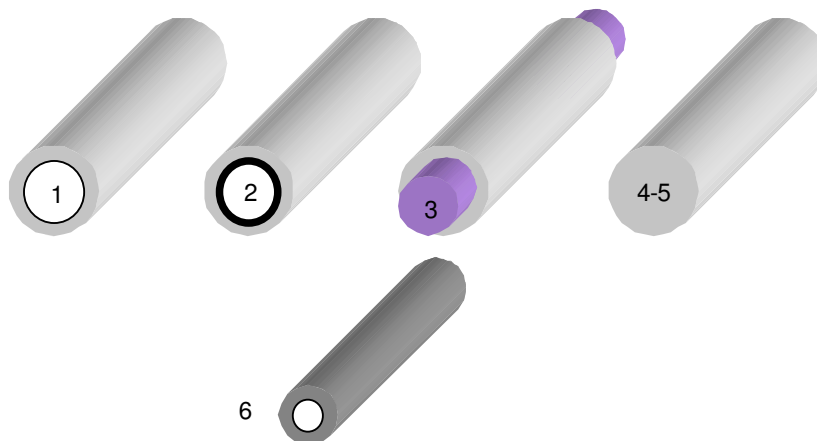
Tutti questi stampi potranno essere così utilizzati per produzioni in serie in autoclave di manufatti in composito.

A questo punto facciamoci un'altra domanda.

Se volessimo realizzare manufatti in composito senza avere però un'autoclave, come potremmo fare?

Useremmo la tecnologia dell'

❖ ELASTOMERIC TOOLING



Vediamo la tecnica del **FIXED VOLUME**:

1. Prendiamo lo stampo.
2. Depositiamo al suo interno delle lamine preimpregnate.
3. Inseriamo nello stampo un mandrino in gomma più lungo dello stampo stesso.
4. Chiudiamo lo stampo con dei tappi.
5. Il mandrino alla chiusura dello stampo, inizierà ad esercitare una pressione perpendicolare alle pareti dello stampo stesso. La pressione, combinata ad un riscaldamento con lampade IR, fornirà l'ambiente necessario alla polimerizzazione del manufatto.
6. Finita la polimerizzazione, apriamo lo stampo ed estraiamo il manufatto finito.

10.4.2. FIBRE

Le fibre si dividono in:

- **CONTINUE.**
- **DISCONTINUE.**

10.4.2.1. FIBRE CONTINUE

- **FIBRE DI VETRO (81)**

Nel lucido si vede la tecnica con cui si realizzano le fibre di vetro.

La trafilatura del macchinario ha una velocità di 50÷60 m/s.

Alla fine del processo avviene il raffreddamento delle fibre e queste vengono protette da un film che renderà compatibile la fibra alla matrice.

Le fibre di vetro si dividono in:

- **S:** buone caratteristiche strutturali.
- **C:** buone caratteristiche chimiche.
- **E:** buone caratteristiche elettriche.

- **FIBRE DI CARBONIO (82r)**

Nel lucido si possono vedere due diverse tecniche per ottenere le fibre di carbonio:

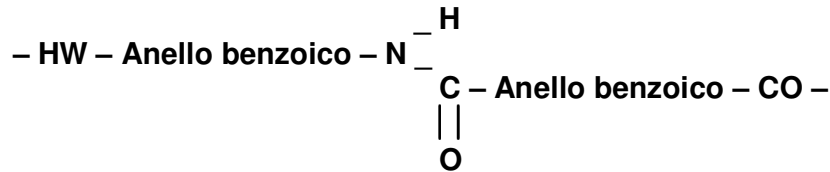
- **PAN PROCESS:** si ottengono fibre ad alta rigidità ma poco resistenti e tenaci.
- **PITCH PROCESS:** si ottengono fibre a bassa rigidità ma molto resistenti e tenaci.

- **FIBRE DI KEVLAR**

Il kevlar è un polimero termoindurente.

Per ottenere la fibra uso la tecnica della trafilatura.

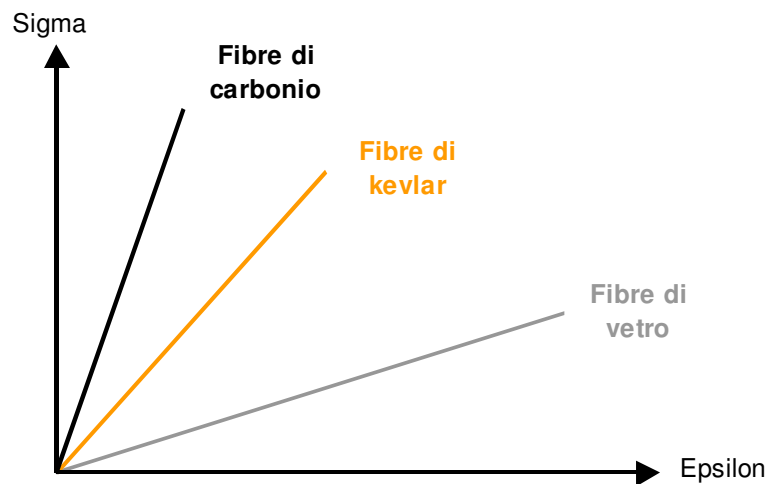
La fibra è formata da tante macro molecole di **POLI ARAMIDE** che hanno la seguente struttura chimica:



Il kevlar ha le seguenti caratteristiche:

- *Temperature di funzionamento basse.*
- *Fibre idrofile.*
- *Diversità di comportamento a trazione e compressione.*
- *Fibre isolanti termicamente ed elettricamente.*
- *Alte caratteristiche di tenacità.*

Analizziamo il diagramma σ - ϵ per le fibre finora viste:



• **FIBRE CERAMICHE** (82r)

Si utilizzano per realizzare materiali compositi a matrice ceramica per soddisfare requisiti di alte temperature.

Nel lucido di può vedere la tecnica per realizzare le fibre.

Alla fine del processo il filo di tungsteno è ricoperto dalle particelle dei gas del reattore.

Le fibre ceramiche hanno grande resistenza e rigidezza, ma altissima fragilità.

- **FIBRE METALLICHE**

Per ottenere la fibra uso la tecnica della trafilatura.

Le fibre possono essere di:

- Acciaio,
- Titanio,
- etc.

10.4.2.2. FIBRE DISCONTINUE

Sono discontinue tutte quelle fibre con rapporto della fibra lunghezza/diametro pari a $2.3 \div 3$.

10.4.2.2.1. TECNOLOGIE DELLE FIBRE DISCONTINUE

- ❖ **RESIN INJECTION MOULDING (RIM)** (tecnologia secondaria) (138)

Tale tecnologia si applica ai compositi a matrice polimerica termoplastica.

Il macchinario utilizzato è la classica macchina da estrusione con vite senza fine.

Il prodotto viene caricato dall'alto in forma di granuli allo stato solido nelle seguenti percentuali:

- ◆ 30% fibre,
- ◆ 70% matrice.

All'interno della macchina il materiale viene scaldato e fatto passare attraverso una trafilatura nella conchiglia, dove assumerà la forma da noi voluta. Dopo il raffreddamento il processo ha termine ed il manufatto è pronto.

Il manufatto così ottenuto ha caratteristiche più basse che se venisse fatto con fibre continue.

Con questa tecnologia non possono essere ottenuti pezzi troppo grandi perché, in quest'ultimo caso, le pressioni in gioco sarebbero enormi.

- ❖ **RESIN REACTION INJECTION MOULDING (RRIM)** (tecnologia secondaria) (138r)

Tale tecnologia si applica ai compositi a matrice polimerica termoindurente.

La tecnica e il macchinario sono uguali a quelli visti precedentemente, tranne che la resina viene unita alla matrice ed alle fibre solo immediatamente prima che questi passino nella conchiglia. Il perché è dovuto al fatto che stiamo utilizzando matrici polimeriche termoindurenti.

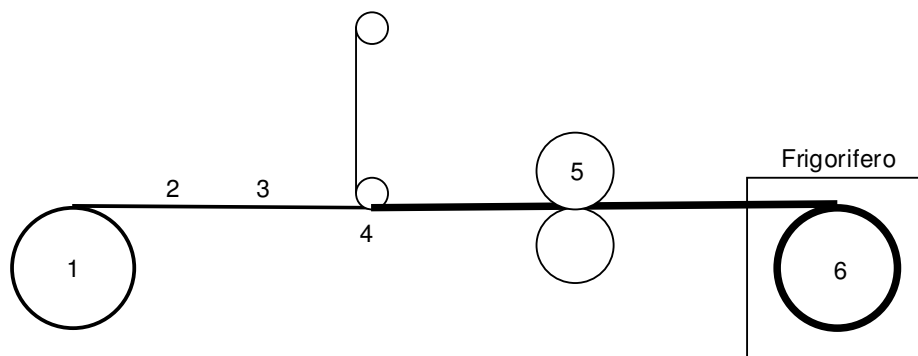
Un vantaggio di questa tecnologia consiste nel fatto di poter realizzare pezzi con dimensioni molto maggiori di quelle ottenibili con la precedente. La spiegazione risiede nel fatto che all'interno del macchinario il fluido è molto meno viscoso se si usano polimeri termoindurenti invece di termoplastici. Ne consegue che, in questo caso, le forze in gioco sono minori e quindi, a parità di potenza della macchina, si riescono ad ottenere pezzi più grandi col RRIM invece del RIM.

Un ulteriore vantaggio deriva proprio dall'uso di matrici polimeriche termoindurenti. Infatti questo garantisce al manufatto prestazioni meccaniche più elevate che se si usassero le termoplastiche.

❖ SHEET MOULDING COMPOUND (SMC) (tecnologia primaria) (139r)

Tale tecnologia si avvale normalmente di fibre discontinue in vetro e matrici polimeriche termoindurenti in poliestere.

Vediamo quale è il processo:



1. Una bobina ad inizio macchina srotola un film che fa da supporto a tutto il composito.
2. Sul film viene depositata la resina.
3. Sul film impregnato di resina si depositano le fibre.
4. Un altro film, uguale al primo, si attacca al tutto a chiudere il "sandwich".
5. Due rulli compattano il "sandwich" e, così facendo, favoriscono la miscelazione tra fibre e resina.
6. Il tutto (semilavorato preimpregnato) viene avvolto in una bobina a fine macchina.
7. Tale bobina può essere subito utilizzata per ulteriori lavorazioni o essere conservata in frigorifero per un periodo massimo di 6 mesi.

Con tale tecnologia si possono ottenere, applicando ulteriori lavorazioni, laminati fino a spessori di 6mm.

Vediamo come si fa:

1. Spellicolo da ambo le parti la bobina appena ottenuta.
2. Taglio la bobina in tante lamine delle dimensioni del laminato da me voluto.
3. Sovrappongo le lamine fino a raggiungere lo spessore da me voluto.
4. Presso il tutto in una pressa a piani caldi metallici per effettuare la polimerizzazione.
5. Alcune presse sono inoltre in grado di:
 - ◆ verniciare (con inchiostri epossilici) il laminato contemporaneamente alla pressatura.
 - ◆ inglobare nel laminato parti metalliche contemporaneamente alla pressatura.

Vediamo ora i dati caratteristici del processo:

Tempi ciclo:	2÷3 min
Temperature:	120÷180 °C
Pressioni di esercizio:	100 bar

Tale tecnologia è conveniente fino a produzioni di 200.000 pezzi.

La tecnica del SMC è utilizzata soprattutto in ambito automobilistico per realizzare cofani, portiere, spoiler o per le carenature dei velivoli.

❖ **RESIN TRANSFER MOULDING (RTM) (139)**

Tale tecnologia si applica ai compositi a matrice polimerica termoindurente con fibre secche continue o discontinue.

La tecnica dell'RTM è eseguita in stampo chiuso.

Vediamo come avviene:

1. Posiziono il rinforzo secco a riempire tutto lo stampo.
2. Inietto la resina che mi fornisce la pressione necessaria (5÷15 bar) alla formatura e contemporaneamente mi crea la miscela del composito.

La velocità ottimale di iniezione della resina si calcola con la **LEGGE DI DARCY**:

$$V_{AN}=(S/\mu)*(dP/dn)$$

Dove:

V_{AN} : è la velocità d'iniezione.

S: è la porosità del rinforzo.

μ : è la viscosità della resina.

P: è la pressione di esercizio.

Tale tecnologia è molto utilizzata in ambito automobilistico ed aeronautico.

❖ RESIN FILM INFUSION (RFI)

È la tecnica che traduce l'RTM per i compositi a matrice polimerica termoplastica, l'unica eccezione è che la resina non viene iniettata nello stampo.

10.4.3. RIEMPITIVO

Abbiamo parlato del composito come solido bifase, perché formato da fibre e matrice; in realtà a queste ultime si aggiunge sempre una terza componente chiamata **RIEMPITIVO**.

Prima di parlare di questi dobbiamo però porci una domanda: "Cosa vogliamo dal composito?".

Vogliamo massimizzare alcune sue caratteristiche come:

- la rigidità flessionale,
- la resistenza,
- la resistenza ai carichi di compressione (**BACKLING**).

Ed inoltre questa massimizzazione deve avvenire con il minore aggravio di peso possibile!

Per soddisfare i requisiti di massimizzazione delle prestazioni e minimizzazione dei pesi possiamo aumentare lo spessore del laminato, non aggiungendo lamine, ma allontanandole tra di loro per mezzo di un riempitivo.

Requisiti del riempitivo:

- Deve avere la densità più bassa possibile.
- Deve distanziare e collegare le lamine (pelli).
- Deve avere buone caratteristiche di resistenza e rigidità.

Abbiamo vari tipi di riempitivi:

- **NIDO D'APE** (92r)

È un materiale ortotropo. Presenta quindi caratteristiche diverse lungo tutte e tre le direzioni principali.

Può essere realizzato in:

- **METALLO** (93r),
- **POLIMERI**.

Le celle possono avere diverse morfologie (93, 95).

Le tecnologie per ottenere i fogli di nido d'ape non mi permettono di realizzare fogli di grandissime dimensioni. Se avessi un'esigenza di questo tipo l'unica soluzione consisterebbe nel collegare più fogli singoli (97r).

Il **SANDWICH** è un manufatto formato da nido d'ape e pelli. Ha questo nome perché è come un panino, la farcitura è rappresentata dal nido d'ape ed il pane dalle pelli (92r).

I bordi dei pannelli sandwich vengono sempre chiusi per (98, 99):

- Evitare l'ingresso nei pannelli di liquidi.
- Fornire degli ancoraggi per i collegamenti: in questo caso il bordo va anche rinforzato per trasmettere senza danno le azioni dei pannelli tramite i collegamenti.

- **SCHIUME** (96r)

Le schiume possono essere:

- **POLIMERICHE**

Per realizzarle si scalda un certo volume di polimero fino a portarlo allo stato fluido e lo si fa espandere. Quando ha raggiunto il livello di espansione da noi voluta lo si polimerizza.

Le schiume polimeriche sono i materiali che mi permettono di ottenere le densità più basse.

Hanno il problema di tutti i polimeri: assorbono umidità.

- **METALLICHE**

Possono essere realizzate in:

- Magnesio,
- Alluminio,
- Titanio.

Per realizzarle si porta il metallo a completa fusione, a questo punto gli si inietta dell'aria che lo espande. Raggiunta l'espansione da noi voluta lo si fa solidificare.

Vantaggi delle schiume metalliche rispetto alle polimeriche:

- Non risentono di problemi ambientali: umidità...
- Hanno le stesse temperature di funzionamento dei metalli da cui provengono.
- Sono elasto-plastici e non elasto-fragili.

Le schiume sono isotrope.

Anche con le schiume ho possibilità di realizzare manufatti sandwich.

- **LEGNO**

Il legno che viene usato come riempitivo è la **BALSA**. Si usa questa perché internamente ha la stessa morfologia del nido d'ape.

La balsa ha lo svantaggio di risentire, per sua stessa natura, dei problemi ambientali.

10.4.4. LAVORAZIONI DEI COMPOSITI PER ASPORTAZIONE DI MATERIALE

Abbiamo tre possibili lavorazioni:

- **CON UTENSILE SOLIDO.**
- **WATER JET.**
- **LASER.**

Con le quali possiamo eseguire le seguenti operazioni:

- *Foratura;*
- *Contornatura;*
- *Taglio.*

10.4.4.1. CON UTENSILE SOLIDO

➤ FORATURA

L'utensile (punta) della macchina si usura molto di più a lavorare un composito che non un metallo.

Per tale ragione, nelle forature dei materiali compositi, si usano punte in diamante. Anche con questo accorgimento, però, vanno sostituite o affilate dopo soli 10÷20 fori.

Quali sono i problemi derivanti dalla foratura di un laminato?

- La punta innesca delle vibrazioni nelle lamine del composito. Queste, quindi, tendono a delaminarsi. Per risolvere tale problema, prima di iniziare la foratura, il laminato viene impaccato tra due pannelli di legno che ridurranno, durante la lavorazione, le vibrazioni tra le lamine e quindi la delaminazione.
- La punta, durante la foratura, tende ad espellere alcune fibre dal laminato. È il cosiddetto fenomeno del **PULL OUT DELLE FIBRE**.
- Il continuo contatto tra punta e composito provoca un riscaldamento localizzato. La temperatura deve essere inferiore a quella massima sopportabile dalla matrice. Per ottenere questo dobbiamo usare dei metodi di raffreddamento durante la lavorazione. Non possiamo però, come si fa per i metalli, usare lubrificanti di raffreddamento perché questi sono solventi per le matrici. Possiamo invece usare sistemi di raffreddamento aerodinamico forzato.

➤ CONTORNATURA

Si esegue con l'ausilio di seghe rotanti o lineari con passo alternato.

10.4.4.2. WATER JET

La macchina per il water jet è composta da un serbatoio, contenente acqua distillata, in grado di pressurizzare quest'ultima fino a 4000÷5000 bar. L'acqua, così in pressione, viene unita ad una polvere abrasiva ed eiettata da un ugello (ha 2 gdl) di diametro di 0.8÷5mm. All'uscita dell'ugello l'acqua raggiunge velocità di 800÷900m/s, ed è quindi in grado di forare, contornare o tagliare qualunque materiale. Gli spessori di materiale lavorabili dipenderanno ovviamente dalla potenza del macchinario (possibile **TRAIL BACK**).

Vantaggi del water jet:

- *Non si usa un utensile solido che si usura e che va quindi sostituito.*
- *Non si hanno i problemi tipici dell'uso dell'utensile solido: delaminazione, pull out, riscaldamento localizzato.*
- *Non si hanno produzioni di polveri.*
- *La larghezza del taglio è molto piccola.*

10.4.4.3. LASER

Il raggio laser è una radiazione monocromatica sotto forma di gas (CO₂ o neodimio) con elevata energia specifica (40.000.000 W/m²).

La macchina laser ha un ugello di 20mm di diametro in grado di focalizzare il raggio in un certo punto, la zona che ci interessa tagliare, con un diametro di 10 decimi di mm.

Il taglio del materiale avviene perché, data l'alto valore energetico che investe la zona, questi sublima⁷.

10.4.5. COMPOSITI COMPOSITI

Questi laminati sono così chiamati perché sono due volte compositi, infatti sono formati da lamine metalliche alternate a lamine in materiale composito (137).

Normalmente si hanno lamine di alluminio a base di rame e compositi con fibre di vetro o kevlar. Il laminato così ottenuto prende il nome di **ARALL** o **GLARE**.

La tecnologia per la loro realizzazione è molto semplice: sovrapponiamo le due tipologie di lamine e pressiamo il tutto.

Il laminato così ottenuto può avere spessori da pochi decimi di mm a qualche mm.

Il vantaggio di questi materiali è che resistono molto bene ai carichi di fatica.

Inoltre, data la diversità delle lamine, se si dovesse innescare una cricca, questa si fermerebbe alla prima discontinuità di materiale.

Infine, durante la creazione del laminato le fibre del composito vengono tese. In questo modo l'alluminio esercita una trazione sulle fibre che, a loro volta, esercitano una compressione su quest'ultimo. Ne consegue che si riducono le possibilità di creazione di cricche di fatica.

⁷ Sublimazione: passaggio di stato da solido a gassoso senza passare per quello liquido.

11. SMART MATERIALS

Gli smart materials possono essere definiti come **MATERIALI ATTIVI**: sono in grado, in conseguenza di uno stimolo esterno (input), di fornire un output.

Gli smart materials si comportano come il corpo umano (122):

- Hanno dei “nervi” (sensori integrati) in grado di recepire un input.
- Hanno un “cervello” (centro di controllo distribuito) capace di elaborare l’informazione acquisita e di fornire una risposta.
- Hanno dei “muscoli” (attuatori integrati) in grado di fornire un output.

Un materiale è considerato “smart” anche se presenta solo due dei tre punti elencati. Non a caso esistono smart materials che funzionano:

- solo da sensori;
- solo da attuatori;
- sia da sensori sia da attuatori.

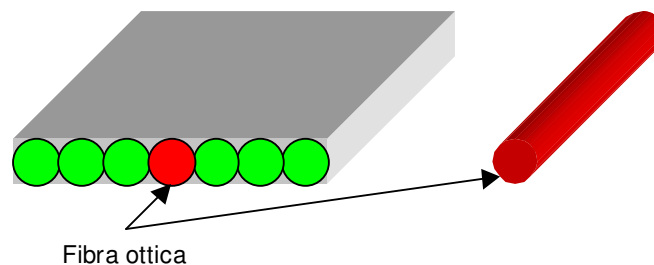
Vediamo ora varie tipologie di smart materials.

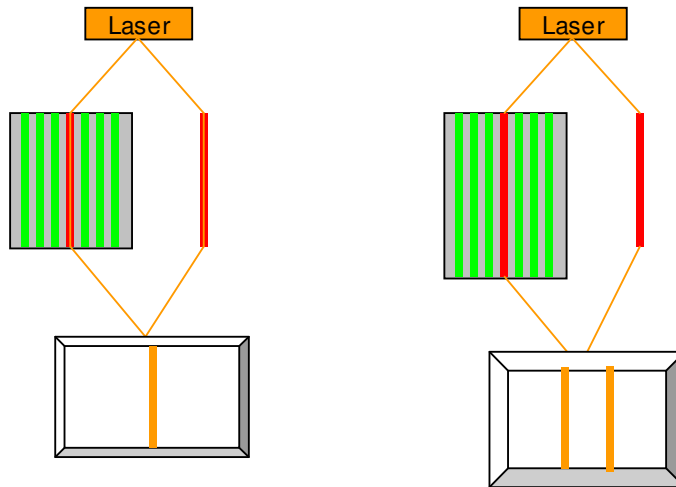
11.1. MATERIALI COMPOSITI CON FIBRE OTTICHE

La **FIBRA OTTICA** è una fibra di vetro rivestita capace di trasmettere un segnale luminoso.

I materiali in questione vengono utilizzati per monitorare costantemente le deformazioni di un pannello in composito.

Vediamo come si fa:





1. Nella fabbricazione del laminato in composito poniamo tra tutte le fibre una fibra ottica.
2. Montiamo il pannello ed affianchiamogli un'altra fibra ottica.
3. Un laser emette un raggio e, tramite un disaccoppiatore, questi si divide e passa per entrambe le fibre ottiche.
4. Attraversate le due fibre ottiche, un accoppiatore riunisce i raggi e li proietta su uno schermo: se il pannello non si sarà deformato dalla forma originaria, i due raggi avranno percorso la stessa strada e si presenteranno esattamente in fase sullo schermo; se invece, il pannello si sarà deformato, uno dei due raggi avrà percorso più strada dell'altro e quindi si presenteranno sfasati sullo schermo.

Questa tecnica mi permette di monitorare la deformazione globale di un pannello. È anche possibile controllare deformazioni locali.

Il grande vantaggio di questa tecnologia è che non è soggetta ad interferenze elettromagnetiche.

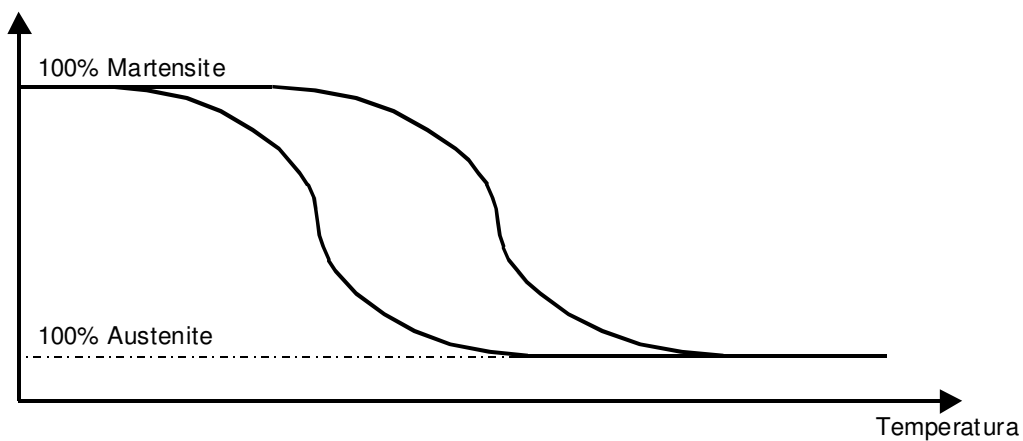
11.2. LEGHE A MEMORIA DI FORMA

Tali materiali vengono anche definiti **SHAPE MEMORY ALLOYS (SMA)**.

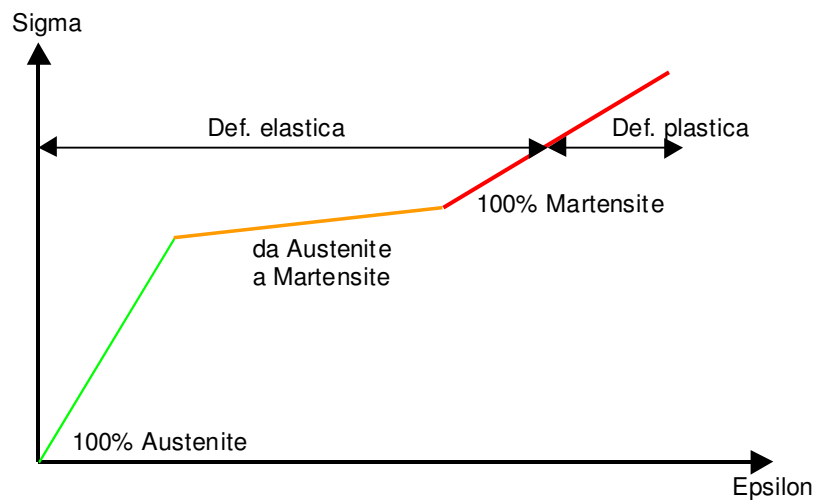
Sono leghe fatte al 50% di nichel e al 50% di titanio. Per loro caratteristiche intrinseche possono presentarsi in due sole forme cristalline:

- **AUSTENITE;**
- **MARTENSITE.**

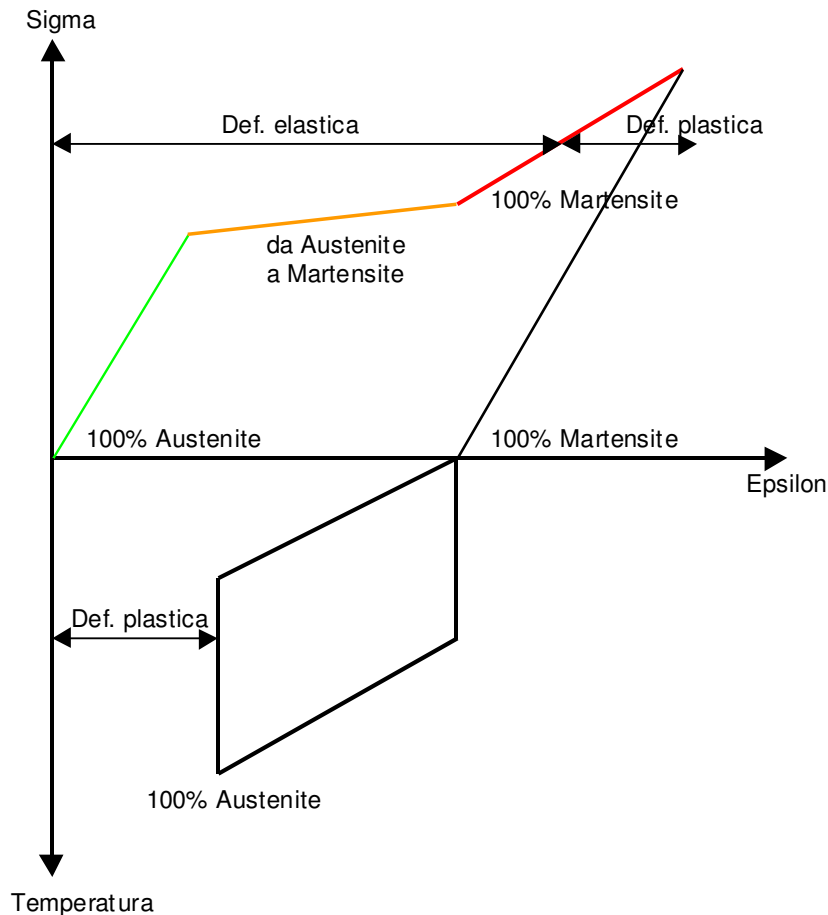
Vediamo come la **TEMPERATURA** sia un parametro che influenza la forma cristallina di queste leghe:



Vediamo ora come lo **STATO DI SFORZO** sia un altro parametro influenzante la forma cristallina delle leghe in questione:



Uniamo insieme i due grafici:



Il grafico va così interpretato: immaginiamo di prendere il materiale, che inizialmente è austenitico e presenta una certa forma, e di deformarlo a nostro piacimento. Durante la deformazione il materiale passerà dalla cristallizzazione austenitica a quella martensitica. Se, a questo punto, togliamo lo sforzo che ha prodotto la deformazione e riscaldiamo il materiale, ci accorgeremo che questi tornerà alla sua prima forma, quella caratterizzata dalla cristallizzazione austenitica.

Che applicazioni trova un materiale del genere?

Ipotizziamo di realizzare un pannello di un'ala di un velivolo in materiale composito. Inseriamo alle estremità del pannello delle fibre ottiche ed al centro delle fibre a memoria di forma, inizialmente in forma cristallina austenitica.

Pensiamo che il pannello, in seguito ad un carico sull'ala, si fletta e di conseguenza le fibre SMA passino dalla forma cristallina austenitica a quella martensitica. A questo punto le fibre ottiche informano subito della deformazione la CPU; questa ricevuto l'input elabora un output e fa ritrasformare le fibre a memoria di forma in austenitiche. Conseguenza: il pannello ritorna dritto e così abbiamo eliminato automaticamente la sua flessione.

11.3. ALTRE TIPOLOGIE DI SMART MATERIALS

❖ MATERIALI PIEZOELETTRICI

Sono materiali che se sottoposti ad una corrente alternata si deformano anch'essi in modo alternato.

❖ MATERIALI MAGNETOSTRITTIVI OD ELETTROSTRITTIVI

Sono materiali che se sottoposti ad un campo elettrico o magnetico si contraggono geometricamente.

❖ FLUIDI ELETTRO-REOLOGICI

Fluidi nei quali è presente una **DISPERSIONE COLLOIDALE METALLICA**. Tali fluidi, in stato di quiete, presentano una certa viscosità; se sottoposti invece ad una tensione la cambiano. Vengono utilizzati per gli ammortizzatori degli aerei.

12. LEGNO

Vantaggi del legno:

- È molto lavorabile.
- È molto leggero.
- Presenta delle eccellenti prestazioni meccaniche.

Svantaggi del legno:

- Si degrada eccessivamente all'ambiente.
- Le lavorazioni del legno sono difficilmente automatizzabili.

Utilizzi del legno in ambito aeronautico:

- Ipotizziamo di dover progettare e realizzare un nuovo manufatto in composito. Essendo in fase preliminare di progetto, sappiamo che il pezzo finale sarà molto diverso da quello pensato inizialmente. Quindi non vogliamo investire troppo negli attrezzi. Allora come si fa? Si realizza l'attrezzo, per la deposizione delle lamine, in legno.
- Questo materiale è molto utilizzato per la realizzazione degli aerei acrobatici e degli alianti.
- Viene inoltre utilizzato per settori di nicchia con piccole tirature dei manufatti.

Il legno non viene mai utilizzato in forma massiccia ma in forma di **COMPENSATO**.

Il compensato è un laminato formato da più strati di legno dello spessore di 2÷3mm sovrapposti, incollati e poi pressati.

Vediamo ora la **curva sforzo-deformazione** del legno: (131).

La zona non lineare è dove il legno si sfilaccia fino a rottura.

12.1. UMIDITÀ

La struttura interna del legno (126r) è responsabile nel bene e nel male delle sue caratteristiche: nel bene perché gli conferisce proprietà tipiche dei materiali ortotropi (grado di ortotropia: 20), e quindi, a buon ragione, il legno può essere considerato un materiale composito naturale; nel male perché, presentando questa delle cavità per il trasporto della linfa (127), rende il legno facilmente intaccabile dall'umidità.

Per quest'ultimo motivo il legno, prima di essere utilizzato, va sempre sottoposto ad un **PROCESSO DI ESSICCAZIONE DELL'UMIDITÀ**.

Il legno inoltre, al variare della percentuale d'umidità assorbita, cambia forma.

Il legno varia la percentuale d'umidità contenuta in funzione dello stadio di lavorazione in cui si trova:

- Appena estratto dal terreno il 75% del peso del legno è dato da umidità.
- Eseguito lo svuotamento delle cavità interne dalla linfa la percentuale si riduce al 35%.
- Infine, dopo il processo di essiccazione, rimane solo il 15%.

La percentuale di umidità contenuta non viene mai resa inferiore al 15%, non perché la tecnologia non lo permetta, ma perché tale valore è quello che equilibra il legno con l'ambiente e che gli conferisce le migliori prestazioni meccaniche.

Osserviamo un po' di grafici:

- **Umidità atmosferica vs Umidità assorbita** (128).
- **Umidità contenuta rispetto al peso a secco vs Variazioni dimensionali** (128r).
- **Umidità contenuta rispetto al peso a secco vs Sforzo** (129).

12.2. TAGLIO DEL TRONCO

Un corretto taglio del tronco è fondamentale a garantire le buone caratteristiche meccaniche del legno. Il taglio, infatti, deve fare in modo che il legno sia il più omogeneo possibile e non contenga, quindi, un po' di durame, un po' di alborno, un po' di midollo tutti insieme.

Esistono tantissime tecniche di taglio (127r, 129r).

13. MATERIALI ISOLANTI, REFRATTARI ED ABLATIVI

Tutti questi sono materiali utilizzati per sopportare una sollecitazione termica elevata.

In particolare si usano per:

- Le aree vicino ai motori.
- In tutti i casi di riscaldamento cinetico: es. bordi d'attacco dei velivoli supersonici.
- Per isolare termicamente le cabine di pilotaggio.
- Nel settore spaziale: es. scudi termici degli shuttle.

13.1. MATERIALI ISOLANTI

Sono materiali che in virtù della loro bassa conduttività termica, sono in grado di evitare che le zone a loro circostanti raggiungano temperature non accettabili, ovvero sono degli isolanti termici (79).

I materiali isolanti si dividono in:

- **SOLIDI**: eseguono la loro funzione solo tramite la conduzione.
- **FIBROSI**: eseguono la loro funzione sia tramite la conduzione sia la convezione.

13.2. MATERIALI REFRATTARI

Sono materiali che non forniscono alcun isolamento termico.

Sono in grado, invece, di resistere e rimanere a contatto con alte fonti di calore (alte temperature).

13.3. MATERIALI ABLATIVI

Sono materiali disposti a sacrificarsi pur di proteggerne altri (66, 67r).

L'energia termica entrante viene spesa per promuovere la loro sublimazione e, di conseguenza, questa non riesce a raggiungere gli altri materiali disposti dopo quelli ablativi.

Tutti i materiali ablativi devono avere:

- Un elevato calore specifico, ovvero la temperatura deve innalzarsi di poco al crescere del calore.
- Un elevato calore latente⁸ di fusione.
- Un elevato punto di fusione.
- Un elevato calore latente di vaporizzazione.
- Un elevato punto di vaporizzazione.

Infatti più tali parametri saranno alti e più il materiale riuscirà ad assorbire energia.

⁸ Il calore latente è l'energia che dobbiamo spendere prima di effettuare un passaggio di stato.

14. RAPID PROTOTYPING

Introduciamo innanzitutto l'innovativo concetto di **TIME TO MARKET**: è il tempo che intercorre tra quando c'è l'idea di un bene e quando tale bene viene messo sul mercato.

Da tale discorso si deduce come il time to market debba essere il più breve possibile. Perché questo avvenga ogni fase della produzione, dalla progettazione preliminare di un bene alla sua realizzazione finale, va pianificata, compresa la fase di prototipizzazione.

Ne consegue che le fase di prototipizzazione, a differenza di come si faceva decenni orsono, debba essere completamente integrata in quella di produzione. Da qui nasce il problema di trovare delle tecnologie che rendano industrializzabile tale fase.

Il problema è risolto dai **RAPID PROTOTYPING**: sono delle tecniche che tramite processi rapidi, flessibili ed altamente automatizzabili sono in grado di realizzare il prototipo in tempi brevissimi e senza ausilio di attrezzature.

Inizialmente i macchinari per rapid prototyping presentavano uno svantaggio: non erano in grado di realizzare il prototipo nel materiale del pezzo reale. Ora, però, anche questo vincolo è stato eliminato. Si possono quindi realizzare prototipi metallici.

La tecnologia per realizzare un prototipo attraverso il rapid prototyping si divide in due fasi:

- Una fase di modellizzazione del pezzo al computer.
- La fase di realizzazione vera e propria del prototipo.

14.1. I FASE: MODELLIZZAZIONE AL PC

Vediamo come avviene:

1. Disegniamo tridimensionalmente il pezzo da prototipare attraverso un programma tipo **AUTOCAD**. Otteniamo un file con estensione .cad.
2. Effettuiamo delle verifiche del pezzo tramite gli elementi finiti attraverso un sistema **CAE**.
3. Traduciamo il file .cad in un file con estensione .stl. Tale operazione parametrizza il file precedentemente generato e ci permette di effettuare:
 - Lo **SLICING** del pezzo: taglio in fette del pezzo 3D.
 - La **TASSELLIZZAZIONE**: divisione della fetta in poligoni (triangoli).

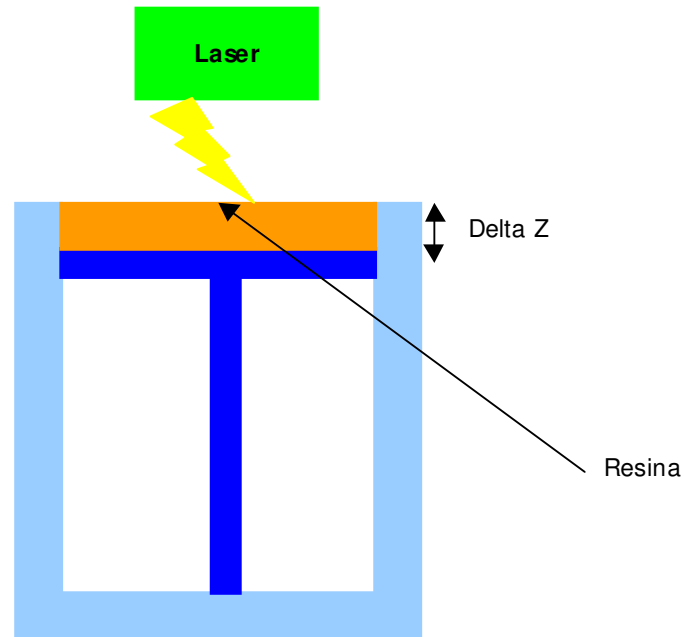
Naturalmente più l'altezza Δz della fetta sarà piccola meglio il disegno rappresenterà il pezzo reale. Lo stesso discorso vale per la grandezza dei triangoli della tassellazione.

14.2. II FASE: REALIZZAZIONE DEL PROTOTIPO

❖ STEREO LITOGRAFIA

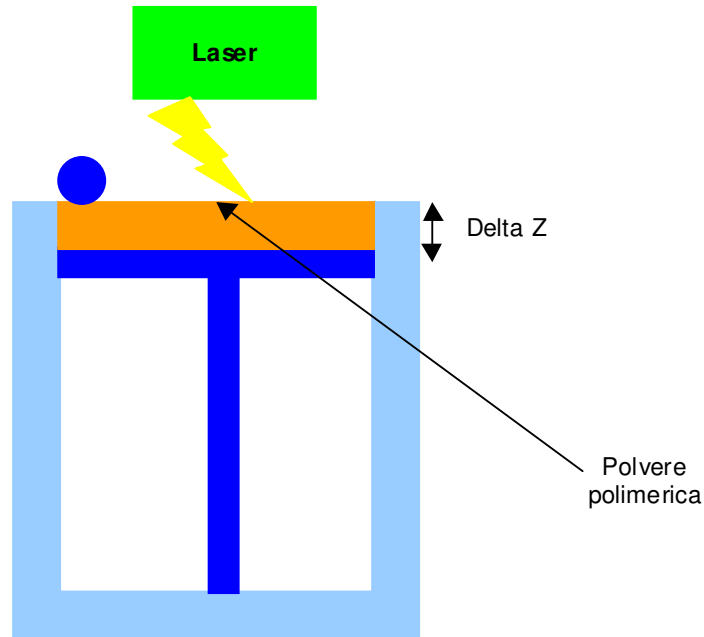
La macchina per stereo litografia consiste in un contenitore, all'interno del quale è presente un pistone con possibilità di movimento verticale.

Procedimento:



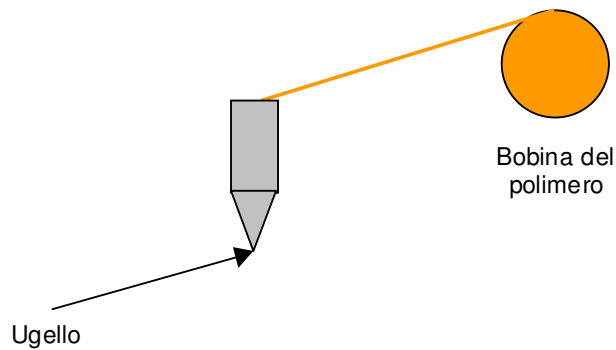
1. Ad inizio lavorazione il pistone è tutto estratto.
2. Della resina viene messa all'interno del contenitore.
3. Un laser, in base alle informazioni ricevute dal file .stl, disegna nella resina la prima fetta del pezzo.
4. Terminata questa fase, il pistone scende di una certa corsa Δz fornita dal file, e disegna nuovamente nella resina la seconda fetta del pezzo.
5. Ripetuto il punto 4 per tutte le fette del pezzo, otteniamo il prototipo finito.

❖ LASER SINTERING



È una tecnica parente della stereo litografia, l'unica differenza sta nel fatto che non si usa della resina liquida ma della polvere polimerica. Per tale motivo, prima che il laser disegni la fetta del pezzo, un rullo deve consolidare la polvere.

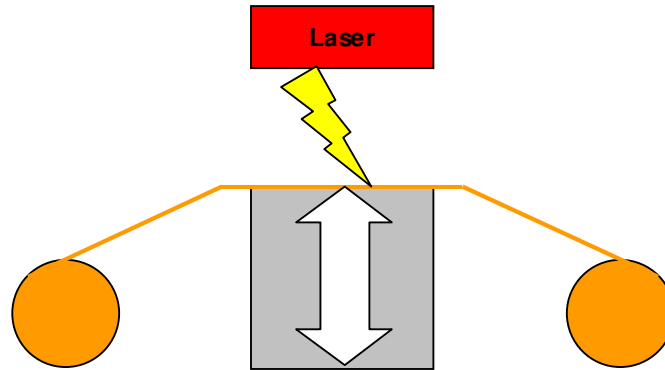
❖ FUSED DEPOSITION



Tale tecnica realizza il prototipo per deposizione del materiale (un polimero fuso) tramite un utensile con un ugello dal quale esce il materiale stesso. Il polimero viene fornito solido sotto forma di filo all'utensile che, prima di depositarlo, lo fonde.

❖ LAMINATED OBJECT MANUFACTURING (LOM)

Procedimento:



1. Una bobina polimerica srotola un foglio sopra un piano movibile verticalmente.
2. Il laser, seguendo le informazioni dategli dal file .stl, disegna la prima fetta sul foglio.
3. La bobina srotola un altro foglio sul piano che nel frattempo si è abbassato.
4. Il laser disegna la seconda fetta sul nuovo foglio.
5. Ripetendo il punto 3 e 4 più volte si ottiene il prototipo finito.

15. MANUTENIBILITÀ

I danneggiamenti dei componenti di un velivolo vengono divisi in due grandi classi:

❖ DANNEGGIAMENTI PER AGEING o WHEATHERING:

- ◆ *Corrosione od ossidazione.*
- ◆ *Problemi termici:*
 - Infragilimento alle basse temperature.
 - Deterioramento delle caratteristiche alle alte temperature.
 - Resistenza al fuoco ad altissime temperature.
- ◆ *Degrado elettrico:*
 - Accumulo di elettricità statica.
 - Ingresso fulmine⁹.
- ◆ *Assorbimento di umidità.*
- ◆ *Rain erosion:* erosione meccanica del velivolo che vola nella pioggia, nella grandine, nel pulviscolo atmosferico o tra la sabbia¹⁰.

❖ DANNEGGIAMENTI BALISTICI:

- ◆ *Barely visible impact damage (BVID):* danneggiamenti dovuti ad un impatto scarsamente visibile (es. ghiaia) con il velivolo.
- ◆ *Proiettili.*
- ◆ *Bird strike:* danneggiamenti dovuti ad un impatto di un volatile con il velivolo.
- ◆ *Crash.*

I danni subiti dai componenti (in sandwich compositi) di un velivolo si dividono in varie classi:

- **DANNO DI CLASSE 1:** si danneggia una pelle del sandwich. Si ripara il danno con l'applicazione di una nuova pelle sulla parte danneggiata.
- **DANNO DI CLASSE 2:** si danneggiano sia una pelle sia una parte del nido d'ape del sandwich. Si ripara il danno con la sostituzione del nido d'ape e della pelle danneggiata.
- **DANNO DI CLASSE 3:** si danneggiano sia tutte e due le pelli sia una parte del nido d'ape. Si ripara il danno con la sostituzione delle due pelli e del nido d'ape danneggiato.

Eseguite le riparazioni il pannello presenta le stesse caratteristiche di partenza.

⁹ Questi due problemi si risolvono con la copertura dei pannelli con una maglia conduttiva.

¹⁰ Questo problema si risolve con l'utilizzo di fasce o vernici anti abrasive.

16. QUALITÀ TOTALE

Fino a qualche anno fa il concetto di qualità aveva solo il significato di eliminazione dalla produzione dei pezzi difettosi.

Attualmente si parla invece di qualità nel senso di **QUALITÀ TOTALE**: continue verifiche che coinvolgono tutto il processo produttivo.

Prima di addentrarci meglio nel discorso dobbiamo fornire tre definizioni:

- **QUALITÀ**: la totalità delle caratteristiche di un prodotto che gli garantiscono la possibilità di rispondere a dei ben precisi requisiti.
- **CONTROLLO DI QUALITÀ**: l'insieme delle azioni intraprese per prevenire e rilevare le manchevolezze e i difetti di un prodotto.
- **ASSICURAZIONE DI QUALITÀ**: l'insieme delle azioni messe in atto per garantire che un prodotto soddisfi i propri requisiti.

Vediamo ora quali siano le fasi del processo di produzione che debbano essere viste alla luce della qualità per poter parlare di qualità totale.

❖ **QUALITÀ DEL PROGETTO:**

- ◆ *Ricerca di mercato preventiva;*
- ◆ *Progetto preliminare;*
- ◆ *Progetto esecutivo.*

❖ **QUALITÀ DELLA PRODUZIONE:**

- ◆ *Tecnologia di produzione;*
- ◆ *Personale addetto alla produzione;*
- ◆ *Dirigenza.*

❖ **DISPONIBILITÀ DEL PRODOTTO:**

- ◆ *Affidabilità;*
- ◆ *Manutenibilità;*
- ◆ *Supporto logistico.*

❖ **SERVIZIO SUL CAMPO:**

- ◆ *Prontezza;*
- ◆ *Competenza.*

Addentriamoci meglio sul punto “qualità della produzione”.

Per garantire la qualità totale di questa fase dobbiamo porci quattro domande fondamentali:

1. *Cosa ispezionare.*
2. *Come ispezionare:* in modalità continua o go–nogo.
3. *Quando ispezionare:* in modalità continua o per campioni a fine fase.
4. *Dove ispezionare:* il materiale all'ingresso, dopo le lavorazioni critiche o prima delle lavorazioni irreversibili.

Ovviamente l'introduzione della qualità totale in un processo produttivo non è gratis, ma la società dovrà sopportare dei costi aggiuntivi a quelli che già ha:

- *Costi di tipo preventivo*: per organizzare il processo alla luce della qualità totale.
- *Costi di mantenimento*: per mantenere il personale che si occupa della qualità.
- *Costi di aggiornamento*: per istruire il personale sui nuovi sviluppi della qualità.
- *Costi ricorrenti*: per eseguire la qualità.
- *Costi derivanti dai pezzi difettosi*.
- *Costi derivanti dai pezzi difettosi scoperti fuori dall'azienda*.

Gli americani parlano di qualità totale, i giapponesi invece preferiscono parlare di **PERDITA DI QUALITÀ**: si definisce il livello di qualità come la perdita totale in cui si incorre a causa del fatto che il prodotto tradisca le aspettative. Di conseguenza si avrà qualità totale solo nel momento in cui non esista perdita di qualità.

La perdita di qualità può essere valutata attraverso una funzione:

$$L(y) = k \cdot (y - m)^2 = A / (\Delta^2) \cdot (y - m)^2$$

Dove:

- L: è la funzione perdita di qualità.
- y: è il parametro di qualità che otteniamo.
- m: è il parametro di qualità atteso.
- k: è il coefficiente perdita di qualità.
- A: è il "costo" conseguente alla perdita di qualità.
- Δ : è il valore limite di accettabilità del parametro y.

16.1. IMPLEMENTAZIONE DI UN SISTEMA DI QUALITÀ TOTALE

Ipotizziamo di dover implementare un sistema di qualità totale per la produzione di un paraurti automobilistico.

Queste sono le fasi che dobbiamo seguire:

1. Ci accertiamo delle tipologie dei difetti e della loro frequenza.
2. Studiamo i dati ricavati dalla precedente fase e scegliamo di eliminare solo i difetti più rilevanti, ovvero quelli che si manifestano più spesso.
3. I difetti possono essere dovuti solo alle **4M**:
 - **MAN**:
 - Insufficientemente addestrati;
 - Intrinsecamente non adatti.
 - **MACHINE**:
 - Mal progettazione dell'impianto;
 - Scarsa manutenzione dell'impianto;
 - Regolazioni sbagliate dell'impianto.
 - **METHOD**

- **MATERIAL:**
 - Scelta sbagliata del materiale;
 - Variabilità eccessiva del materiale.
- 4. Individuate, all'interno delle 4M, le cause dei difetti, correggiamo il processo produttivo cosicché i difetti in questione non si ripetano più.
- 5. Controlliamo statisticamente l'effettiva riduzione dei difetti.
- 6. Eseguiamo il punto 3 e 4 finché i dati statistici forniti dal punto 5 non ci soddisfano completamente.