



centroappunti.it

CORSO LUIGI EINAUDI, 55/B - TORINO

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: **2588A**

ANNO: 2025

APPUNTI

STUDENTE: Andrea Forno

MATERIA: Tecnologie Aerospaziali - Prof. Zappino

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti. Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

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

Sommario

1 How to build an aircraft.....	6
1.2 Market Requirement	6
1.3 Design Requirement	6
1.4 Material selection	6
1.5 Manufacturing phase	7
1.6 Strucutral Test.....	7
2 Major Aircraft Materials	9
3 Mechanical Properties of Materials.....	12
3.1 Tensile Properties	12
3.2 Compression Properties.....	15
3.3 Bending Test	15
3.4 Shear Properties.....	15
3.5 Durezza.....	16
3.6 Effetto della temperatura	16
3.7 Temperatura di ricristallizzazione	17
3.8 Proprietà dei fluidi.....	17
4 Physical properties of materials	19
4.1 Proprietà volumetriche	19
4.2 Melting Characteristics.....	19
4.3 Calore specifico e conducibilità	20
4.4 Diffusione in massa	20
4.5 Proprietà elettriche.....	21
5. Metallic Material Manufacturing	22
5.1 Bulk deformation processes.....	22
5.2 Comportamento del materiale	23
5.2.1 Lavorazioni a freddo.....	24
5.2.2 Lavorazioni a tiepido (warm working)	24
5.2.3 Lavorazioni a caldo	25
5.2.4 Isothermal Working	25
5.2.5 Strain Rate	25
5.2.6 Attrito.....	26
5.3 Rolling	26
5.4 Forgiatura	28
5.4.1 Stampo aperto	29
5.4.2 Stampo chiuso	31
5.4.3 Stampo chiuso senza residui.....	32
5.4.4 Altri processi di forgiatura	33

5.4.5 Componenti forgiati sui velivoli	33
5.5 Estrusione	34
5.5.1 Estrusione Diretta	34
5.5.2 Estrusione inversa.....	34
5.5.3 Altri tipi di estrusione	35
5.5.4 Difetti di estrusione	35
5.6 Trafilatura	35
6 Polymeric Materials	37
6.1 Polimerizzazione	38
6.2 Cristallinità	38
6.3 Comportamento termico	39
6.4 Proprietà dei termoplastici.....	39
6.5 Proprietà dei termoindurenti e degli elastomeri.....	40
7 Materiali compositi.....	41
7.1 Problema multiscala	41
7.2 Frazioni in peso e in volume.....	42
7.3 Uso e prestazioni dei materiali compositi.....	43
7.4 Fibre.....	44
7.4.1 Teoria delle fibre.....	45
7.4.2 Architettura e geometria della fibre	47
7.5 Matrice.....	48
7.5.1 Matrici Termoindurenti.....	48
7.5.2 Degree Of Cure.....	49
7.5.3 Cure Shrinkage	49
7.5.4 Ciclo di cura	51
7.6 Parametri di Design delle strutture composite.....	51
7.6.1 Teoria delle piastre.....	52
8. Materiali Sandwitch	54
8.1 Honeycomb Materials	55
8.2 Processo di produzione dei materiali sandwitch.....	57
8.3 Foam	58
9. Processi produttivi per i materiali compositi	59
9.1 Wet Layup.....	61
9.2 Liquid Composite Molding (LCM)	62
9.2.1 Caso studio: modulo di rientro	63
9.3 Compression molding.....	63
9.4 Prepreg precesses.....	64
10. Autoclave	65

10.1 Dimensionamento.....	68
10.2 Ciclo di cura per compositi a matrice termoset	69
10.3 Come è fatta l'autoclave	72
10.4 Difetti, tensioni residue e deformazioni	73
10.4.1 Deposizione e cura.....	73
10.4.2 Geometria	74
10.4.3 Post-Processing.....	74
10.4.4 Under-Cure	75
10.4.5 Controlli dimensionali	75
10.4.6 Porosità	77
10.4.7 Disallineamento delle fibre.....	78
10.4.8 Soluzioni numeriche	78
11. Additive Manufacturing.....	79
11.1 Benefici della stampa 3D.....	81
11.2 Processi di Additive Manufacturing	81
11.2.1 Vat Photopolymerization (VP).....	82
11.2.2 Letto di polvere.....	83
11.2.3 Estrusione di materiale	86
11.2.4 Material jetting.....	87
11.2.5 Binder jetting	88
11.2.6 Sheet Lamination Process.....	88
11.2.7 Direct Energy Deposition	89
11.2.8 Classificazione	89
11.3 Performance dei materiali.....	90
11.4 Soluzioni innovative	92
12. Adhesive bonding and integrally cocured structure.....	94
12.2 Bonding vs cocuring	94
12.3 Vantaggi e svantaggi del bonding	95
12.4 Design dei collegamenti bonding	95
12.5 Bonding testing.....	97
12.6 Shimming dei collegamenti bonding	98
12.7 Cocuring	98
12.8 Cobonding	99
13. Test non distruttivi.....	100
13.1 Liquidi penetranti	100
13.2 Correnti parassite.....	103
13.2.1 Coil design.....	104
13.2.2 Sonde	104

13.3.3 Standard di riferimento	105
13.3 Test agli ultrasuoni	106
13.3.1 Tipologie di traduttori	107
13.3.2 Rappresentazione dei dati	108
14. Coatings	110
14.1 Impianto di ioni	110
14.2 Elettrodepositazione	111
14.3 Placcatura senza elettrodo	112
14.4 Placcatura per immersione	112
14.5 Rivestimento di conversione	112
14.6 Chemical conversion coatings	113
14.7 Anodizzazione	113
14.8 Deposizione di vapori	113
14.9 Coating organici	115
14.10 Coating termici o meccanici	115
15. Saldatura	116
15.1 Friction Welding	117
15.1.1 Rotary friction	117
15.1.2 Linear friction	118
15.1.3 Friction Stir Welding	119
15.2 Laser	121
15.3 Fascio di elettroni	122
15.4 TIG	122
15.5 MIG	123
15.6 MIG vs TIG	123
15.7 Difetti di saldatura	123
16. Assemblaggio	125
16.1 Framing	125
16.2 Shimming	125
16.3 Creazione di fori	126
16.4 Organi di fissaggio	129
16.4.1 Rivetti	130

1 How to build an aircraft

Tutto si basa su cercare di utilizzare i materiali giusti per la creazione de velivolo perché noi in genere scegliamo i materiali in base alle proprie caratteristiche tecniche ma magari questi non sono ottimi dal punto di vista della manifattura.

Il processo di creazione di un nuovo velivolo è schematizzato a destra, la parte di manifattura che ci interessa si trova nella parte centrale in cui vediamo che i requisiti di design sono fondamentali per la selezione del materiale. Ogni nuovo materiale poi deve essere testato, modellizzato e analizzato prima di essere utilizzato nel progetto.

Prendiamo adesso in esame ogni parte del processo di creazione del nuovo velivolo:

1.2 Market Requirement

In questa fase dobbiamo capire quale velivolo potrebbe vendere meglio e sulla base di questo si creano alcuni requisiti di performance che permetteranno lo sviluppo di nuove tecnologie e materiali.

ES.

Aumentare **l'altezza di volo** permette di aumentare il comfort di volo perché riduce la presenza di raffiche e maltempo ma fa sì che debba essere sviluppata una tecnologia che vada incontro alla necessità di pressurizzazione, questo ha permesso di creare quindi nuovi materiali e nuove tecnologie per farlo.

Aumentare l'efficienza energetica e diminuire l'impatto ambientale fa sì che bisogna necessariamente ridurre il peso del velivolo e per farlo sono stati introdotti i materiali compositi e i coating ceramici sulle palette di turbina.

Altri requisiti possono essere: Maggiore range, maggiore velocità di volo, minor rumore...

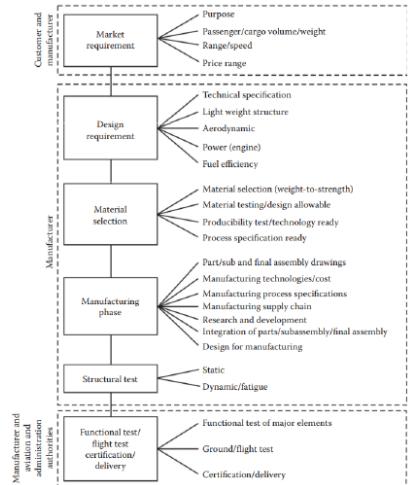
1.3 Design Requirement

Permette di determinare i requisiti per quanto riguarda la geometria, le strutture, le prestazioni... questi dipendono dai requisiti di mercato che sono stati determinati precedentemente. Alcuni fattori che vengono analizzati sono:

- Numero dei passeggeri nelle diverse configurazioni
- Volume di cargo
- Massima spinta dei motori
- Massimo peso al decollo
- Massimo range
- Velocità in crociera tipica
- Dimensioni del velivolo

1.4 Material selection

La selezione dei materiali coinvolge discipline molto differenti perché dobbiamo considerare le proprietà meccaniche e il peso ma anche altre caratteristiche importanti come la resistenza all'ambiente esterno, i carichi dinamici e la durabilità ovvero le resistenza a fatica e il damage tolerance.



resistenza, la reazione verticale al tip dell'ala e dello stabilizzatore, la torsione dell'ala e dello stabilizzatore, la flessione dell'ala e dello stabilizzatore.

I test che vengono fatti sono solitamente 3:

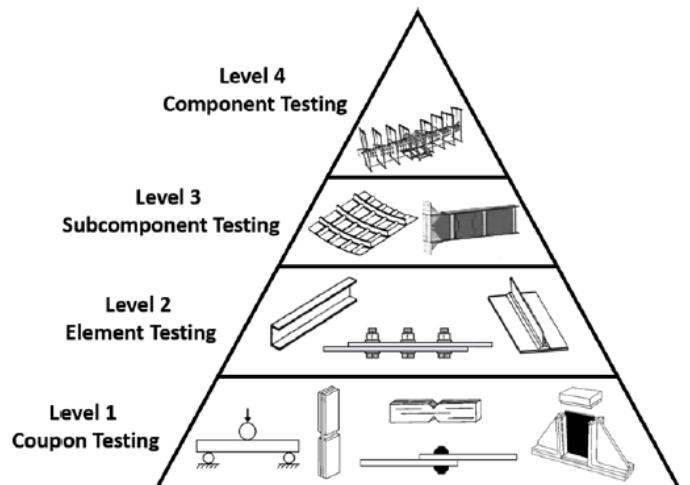
- A fatica
- A rottura
- Statici

In generale i test vengono fatti su più livelli del velivolo quindi prima testo i Coupon, poi i singoli Elementi, poi i SubComponenti formati da più elementi e infine l'intero componente.

Usare materiali che sono già conosciuti come l'alluminio mi permette di evitare la prima parte mentre se uso materiali poco conosciuti come un composito devo per forza fare la prima parte di test sui Coupon al fine di caratterizzare il materiale perché possono variare fibre, matrice, grado di cura rispetto ad un altro materiale composito.

Dovrò poi in ogni caso fare i test sugli Elementi come le giunzioni e gli incollaggi e i test su Sub-componenti e Componenti.

Molte volte la scelta dell'utilizzo o meno di un nuovo materiale dipende dal fatto che devo fare o meno i test.



Al: ala

Composito: ala, impennaggi e fusoliera ma per esempio non viene mai usato nel bordo di attacco perché il composito non si comporta bene agli impatti

Posso riassumere vantaggi e svantaggi dei materiali che permettono di capire perché sono usati in determinate zone nella tabella a destra.

Noto che:

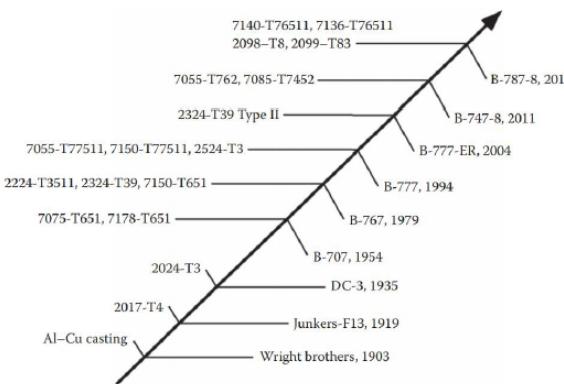
- Alluminio ha $\rho=2800 \text{ Kg/m}^3$ $E=70 \text{ GPa}$ e si erode con i compatti
- Titanio ha $\rho=4000 \text{ Kg/m}^3$
- Acciaio ha grande resistenza a rottura MA ρ alta e poca resistenza alla corrosione
- INOX resiste alla corrosione ma ha sempre ρ alta e la resistenza a rottura cala
- Nichel ha una ρ alta ma lo uso dove non posso farne a meno come nel motore
- Compositi hanno alte caratteristiche meccaniche in rapporto al peso ma costano tanto, non sono compatibili con l'alluminio e la loro modellazione è esposta a molte incertezze.

Advantages and Disadvantages of Different Materials		
Material	Advantages	Disadvantages
Aluminum alloys	Low density Good mechanical properties Low cost Low manufacturing cost-forming at room temperature	Corrosion sensitive High strength alloys not weldable Used up to 200°C Not compatible with composite
Titanium alloys	High strength-to-weight ratio Corrosion resistance High operating temperatures Super plastic forming/diffusion bonding capability	High initial cost High machining costs Difficult to form at room temperature High notch sensitivity
Low-alloy steel	Compatibility with composites High strength Moderate toughness Low raw material cost	High density Corrosion sensitive Requirements of rigorous heat treatment and machining for highest strengths
Corrosion-resistant steels	Corrosion resistance Moderate-to-high strength Good fracture toughness Reduced manufacturing costs/flow time	High density Low strength relative to low-alloy steels
Nickel and Heat Resistant Alloys	Moderate-to-high strength Excellent corrosion resistance High operating temperature	High density High cost Difficult to form and machine
CFRP	Light weight High stiffness High strength High fatigue strength High corrosion resistance	High cost of manufacturing Poor compatibility with aluminum

Molto spesso poi si prendono metodi strutturali usati per l'alluminio e si fanno le strutture in composito, questo è un problema perché non si sa se la forma che si ottiene è effettivamente la più adatta anche in composito. In generale quello che dovrebbe succedere è che l'unione tra le tecnologie e il materiale permette di decidere come fare il design ma è in generale complesso farlo.

Per quanto riguarda **l'alluminio** la sua evoluzione ha seguito il miglioramento richiesto dall'aeronautica

Noto dalle figure sottostanti che le leghe utilizzate migliorano per resistere a tipologie di carichi diversi infatti per esempio la parte Upper e Lower della skin dell'ala che sono sottoposte a carichi rispettivamente di trazione e compressione usano le leghe 7000 per i carichi di compressione della parte upper e le leghe 2000 per i carichi di trazione della parte lower.



Critical Requirements for the Design of Major Aluminum Aircraft Components		
Major Component	Subcomponent/Metal Form	Critical Requirement
Fuselage	Skin (Al 2xxx sheet) Stringer (7xxx sheet) Frames (7xxx sheet)	Fatigue, damage tolerance, and corrosion resistance Fatigue and compression strength Stiffness, fatigue, compression strength, and damage tolerance
Wing	Floor beams (extrusion and sheet) Seat tracks (extrusion)	Static strength Corrosion resistance, static strength, fatigue, and damage tolerance
Horizontal Stabilizer	Lower skin (2xxx plate) Lower stringer (2xxx extrusion) Upper skin (7xxx plate)	Damage tolerance and fatigue Fatigue, damage tolerance, and tension strength Compression strength (damage tolerance for heavy gage skins)
Vertical fin	Upper stringer (7xxx extrusion) Ribs shear tie (7xxx plate) Intermediate (7xxx sheet) Lower skin (7xxx plate) Lower stringer (7xxx extrusion) Upper skin (2xxx plate) Upper stringer (2xxx extrusion)	Compression strength Shear strength Stiffness and shear strength Compression strength Compression strength Tension strength, damage tolerance, and fatigue Tension strength
	Skin Stringer	Compression strength and damage tolerance Compression strength

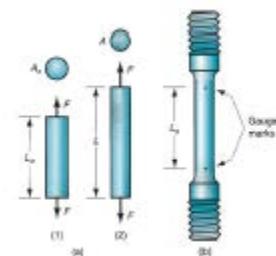
3 Mechanical Properties of Materials

Vogliamo materiali ad alte performance ma la fabbrica ha la necessità che questo materiale possa essere utilizzato e deformato quindi chi fa il design vorrebbe il materiale quanto più rigido e resistente possibile ma la manifattura lo vuole deformabile, in genere si trova un compromesso usando materiali resistenti che possono essere resi malleabili attraverso alcune tecniche come per esempio l'aumento di T.

In genere il materiale può esser sottoposto a 3 tipologie di stress:

- A compressione
- A trazione
- A taglio

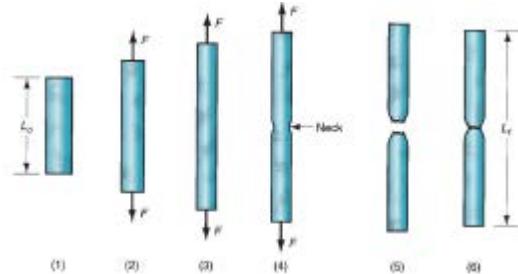
La deformazione ϵ che si instaura nel materiale è funzione del livello di tensione interno σ , esisterà poi una σ di rottura. In genere il calcolo della ϵ avviene considerando la lunghezza L_0 iniziale della parte centrale del provino e il ΔL che lo interessa.



3.1 Tensile Properties

La prova a trazione è il metodo più semplice per caratterizzare la curva stress-strain di un materiale, soprattutto per i metalli. Quello che succede è descritto nella figura a destra:

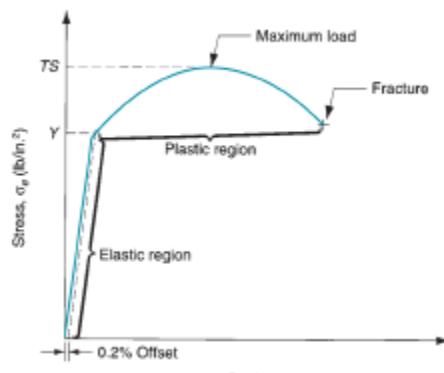
- 1) Il provino si allunga solo
- 2) Avviene la riduzione della sezione
- 3) Avviene la rottura



Ottengo di solito un grafico come quello a destra dalla caratterizzazione fatta, da esso posso notare che ho:

- Parte lineare iniziale
- Parte plastica di snervamento

Un curva di questo tipo si chiama **Engineering Stress and Strain Curve** ed è quella di solito calcolata. Noto che in questa curva si calcola la $\sigma = F/A_0$ dove A_0 è la sezione iniziale del provino, quello che succede nella realtà è che però A decresce a causa della strizione nella parte plastica quindi i valori di σ calcolati non sono quelli che realmente interessano il provino.

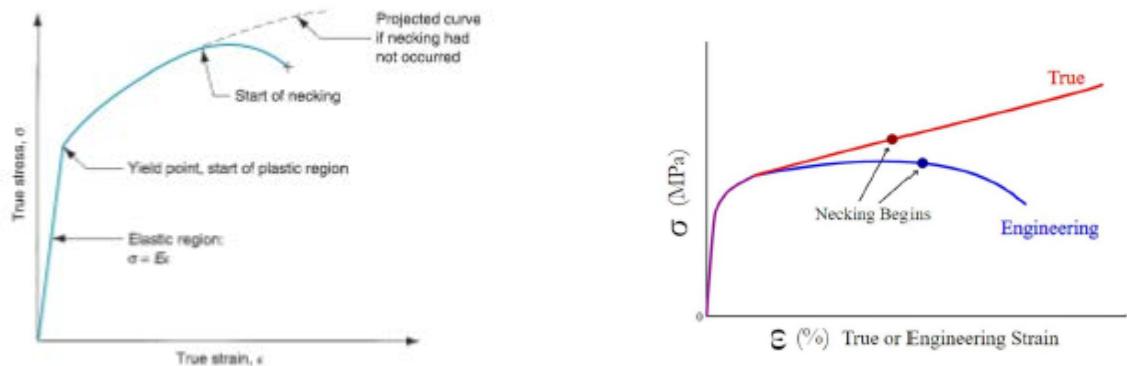


Di solito si parla di snervamento quando ho un discostamento della curva di più dello 0,2% della parte lineare.

Noi poi vogliamo in genere che il velivolo lavori solo in campo elastico ma, dal punto di vista della manifattura quello che più interessa è il campo plastico per poter modellizzare il pezzo, questo è un ulteriore differenza di approccio.

Da questo grafico si possono determinare:

- $\sigma_{Yielding}$
- $\sigma_{Rottura}$
- σ_{MAX}
- E che viene calcolato a ϵ nulla per definizione



Posso modellizzare tramite un approssimazione poi la parte di curva della zona plastica per i metalli utilizzando due parametri ovvero K e n dove K è chiamato coefficiente di rigidezza e n rappresenta l'incrudimento del materiale, la formulazione è.

$$\sigma = K\epsilon^n$$

Dove i vari coefficienti sono diversi per ogni materiale e riassunti nella seguente tabella:

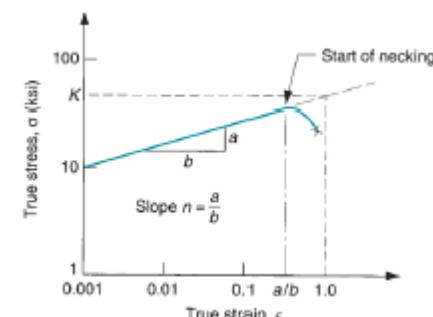


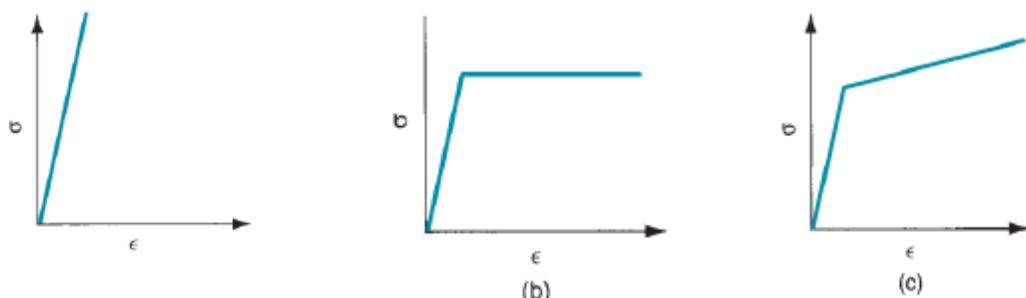
TABLE 3.4 Typical values of strength coefficient K and strain hardening exponent n for selected metals.

Material	Strength Coefficient, K MPa	Strain Hardening Exponent, n
Aluminum, pure, annealed	175	25,000
Aluminum alloy, annealed ^a	240	35,000
Aluminum alloy, heat treated	400	60,000
Copper, pure, annealed	300	45,000
Copper alloy, brass ^a	700	100,000
Steel, low C, annealed ^a	500	75,000
Steel, high C, annealed ^a	850	125,000
Steel, alloy, annealed ^a	700	100,000
Steel, stainless, austenitic, annealed	1200	175,000

Possiamo avere 3 diversi tipologie ideali di materiali in base al valore di questi coefficienti:

- **Perfettamente elastici** in cui superato il tratto elastico il materiale si rompe in modo fragile ES.Composito
- **Elastici e perfettamente plastici** in cui dopo la σ_Y la deformazione aumenta senza un effettivo aumento del carico
- **Elastoplastici** in cui ho una E per la parte elastica e superata la σ_Y ho un andamento non lineare che posso riassumerlo in ogni tratto come una retta di pendenza diversa.

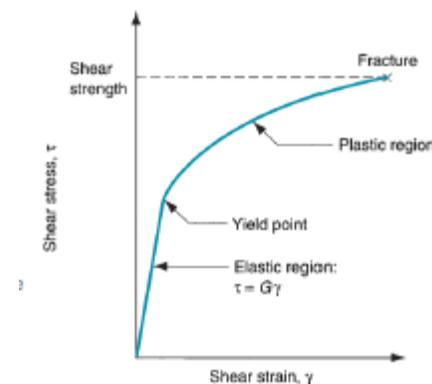
Lo stesso materiale può avere comportamenti diversi a seconda delle condizioni al contorno e della T.



Il testa a taglio viene fatto facendo torcere un provino in modo che si generino sforzi di taglio in direzione concentrica.

Dal test di taglio si creerà un grafico come quello a destra in cui possiamo notare che l'andamento è lo stesso di quello derivato dal test a trazione ma, in questo caso, la pendenza del tratto lineare è pari a $G = \text{Modulo di Taglio}$

Nei materiali Isotropi, infatti, E e G sono legati quindi caratterizzare il materiale è di per se più semplice rispetto a farlo per materiali Ortotropi in cui E, G e v variano a seconda della direzione considerata.



3.5 Durezza

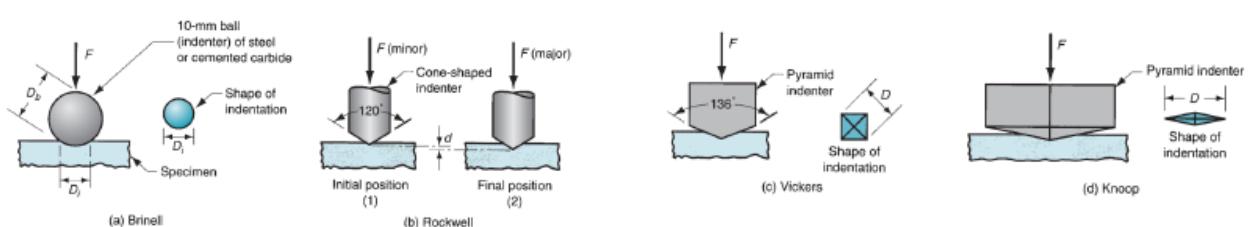
La durezza descrive la capacità di un corpo di resistere alla scalfittura e alla lavorazione, è quindi una proprietà importante da determinare per la manifattura perché quando faccio lavorazioni di macchina a seconda della durezza posso capire che materiale posso lavorare e quale no e che utensile utilizzare.

Essa è descritta con diverse scale e metodi ma per ognuna si incide il materiale con un certo utensile e si misura l'effetto dell'incisione, quello che varia è la forma dell'utensile utilizzato e la forza applicata.

Le scale he si usano sono:

- Brinell: utilizza una sfera di acciaio e si misura il diametro della scalfittura fatta nel materiale, va bene per materiali più morbidi perché la punta è in acciaio.
- Rockwell: utilizza una punta conica e si misura la profondità della scalfittura.
- Vickers: utilizza una punta piramidale e si misura la diagonale della scalfittura creata .
- Knopp: utilizza una punta prismatica e misura la diagonale maggiore della scalfittura creata, va molto bene per i materiali duri perché D misurato è grande quindi facile da misurare.

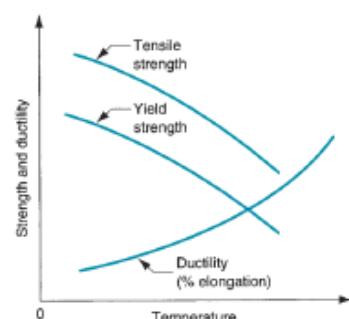
Esistono poi leggi empiriche che legano le diverse scale e la rigidezza alle diverse durezze.



3.6 Effetto della temperatura

La temperatura ha un ruolo chiave nei processi di manifattura, quindi conoscere come variano le proprietà meccaniche del materiale al variare di T è molto utile.

In genere esse diminuiscono all'aumentare della T quindi il materiale diventerà più lavorabile grazie all'aumento della duttilità del materiale ovvero la percentuale di allungamento prima della rottura.



- Stampa 3D: la deposizione del filamento di materiale avviene tramite la fusione del materiale nell'ugello in cui la viscosità deve diventare bassa, e il successivo raffreddamento in cui la viscosità deve aumentare velocemente.

Notiamo che quindi la viscosità è un parametro molto importante per il processo.

Valori tipici dei coefficienti di viscosità sono riassunti nella tabella sottostante:

TABLE 3.9 Viscosity values for selected fluids.

Material	Coefficient of Viscosity		Material	Coefficient of Viscosity	
	Pa-s	lb-sec/in ²		Pa-s	lb-sec/in ²
Glass ^b , 540 C (1000 F)	10^{12}	10^8	Pancake syrup (room temp)	50	73×10^{-4}
Glass ^b , 815 C (1500 F)	10^5	14	Polymer, ^a 151 C (300 F)	115	167×10^{-4}
Glass ^b , 1095 C (2000 F)	10^3	0.14	Polymer, ^a 205 C (400 F)	55	80×10^{-4}
Glass ^b , 1370 C (2500 F)	15	22×10^{-4}	Polymer, ^a 260 C (500 F)	28	41×10^{-4}
Mercury, 20 C (70 F)	0.0016	0.23×10^{-6}	Water, 20 C (70 F)	0.001	0.15×10^{-6}
Machine oil (room temp.)	0.1	0.14×10^{-4}	Water, 100 C (212 F)	0.0003	0.04×10^{-6}

Noto che:

- La viscosità del vetro crolla con la temperatura
- Il mercurio è un materiale molto poco viscoso
- I polimeri hanno una viscosità sempre molto bassa che diminuisce con la T quindi non posso usarli per processi ad alte T

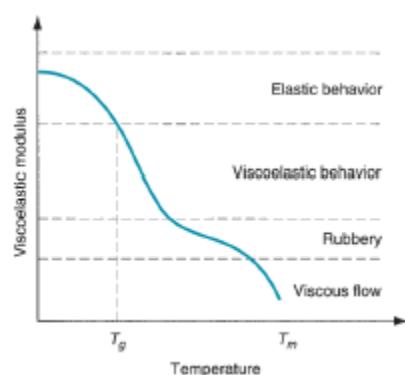
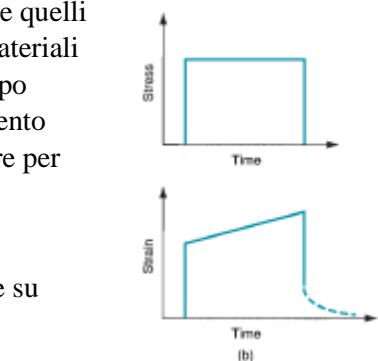
Esistono poi dei materiali **viscoelastici** che sono a metà tra quelli liquidi e quelli viscosi che sono soprattutto materiali polimerici e compositi, in questi materiali capita che anche se applico una σ costante la deformazione varia nel tempo perché si ha una diminuzione di rigidezza nel tempo. Questo comportamento dipende dalla T e complica molto le analisi ma da la possibilità di ottenere per esempio smorzatori che sfruttano questa proprietà.

A seconda della velocità con cui applico il carico poi la deformazione di materiali viscoelastici varia quindi quando faccio un test di deformazione su questi materiali devo controllare lo strain-rate della prova.

I materiali viscoelastici hanno un comportamento diverso al variare della T come possiamo vedere nella figura a fianco. Infatti essi hanno un comportamento che all'aumentare della T passa da elastico a viscoelastico, poi diventa gommoso e alla fine liquido quando è allo stato fuso.

Posso identificare due temperature:

- T_g = temperatura di transizione vetrosa in cui c'è il passaggio tra materiale elastico e viscoelastico
- T_m = temperatura di fusione in cui il materiale diventa viscoso



punto di vista del controllo del processo perché ho una temperatura limite ma non va bene se devo fare delle lavorazioni perché non ho nessun intervallo in cui posso deformare il pezzo in modo semplice.

I **materiali amorfi** come il vetro invece hanno un intervallo di T in cui il materiale è allo stato plastico, questo fa sì che siano molto facili da lavorare ma il processo è complicato da controllare perché non ho un salto di volume specifico che mi fa capire che la trasformazione di fase è avvenuta.

I **materiali semiceristallini** o le leghe invece hanno dei valori di T intermedi in cui parte del materiale è liquido e parte è solido per cui la variazione di densità avviene in un intervallo di T più ristretto.

La variazione di volume specifico è importante da conoscere a causa dei problemi che può dare in fase di solidificazione soprattutto per quanto riguarda le accuratezze geometriche e le deformazioni/tensioni interne.

4.3 Calore specifico e conducibilità

Il calore specifico rappresenta la quantità di calore che devo fornire ad 1Kg di materiale per fare aumentare la sua T di 1K. È utile nel processo di manifattura perché permette di capire come il materiale dissipia il calore che gli viene fornito e quanto calore posso fornirgli al massimo.

Material	Specific Heat		Thermal Conductivity	
	Cal/g °C ^a or Btu/lbm °F	J/s mm °C	Btu/hr in °F	
Metals				
Aluminum	0.21	0.22	9.75	
Cast iron	0.11	0.06	2.7	
Copper	0.092	0.40	18.7	
Iron	0.11	0.072	2.98	
Lead	0.031	0.033	1.68	
Magnesium	0.25	0.16	7.58	
Nickel	0.105	0.070	2.88	
Steel	0.11	0.046	2.20	
Stainless steel ^b	0.11	0.014	0.67	
Tin	0.054	0.062	3.0	
Zinc	0.091	0.112	5.41	

Material	Specific Heat		Thermal Conductivity	
	Cal/g °C ^a or Btu/lbm °F	J/s mm °C	Btu/hr in °F	
Ceramics				
Alumina	0.18	0.029	1.4	
Concrete	0.2	0.012	0.6	
Polymers				
Phenolics	0.4	0.00016	0.0077	
Polyethylene	0.5	0.00034	0.016	
Teflon	0.25	0.00020	0.0096	
Natural rubber	0.48	0.00012	0.006	
Other				
Water (liquid)	1.00	0.0006	0.029	
Ice	0.46	0.0023	0.11	

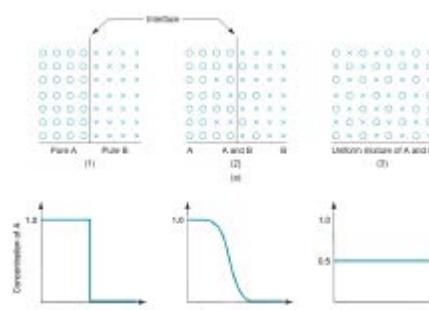
Nota che i ceramici e i polimeri sono degli isolanti perché hanno un calore specifico elevato e una bassa conducibilità termica mentre i metalli, al contrario, sono ottimi conduttori di calore e hanno un calore specifico più basso quindi sono conduttori.

Queste proprietà termiche sono utili nella manifattura del pezzo perché:

- Il calore specifico ci permette di capire quanto costa scaldare il pezzo e quanto si scalderà in seguito ad una lavorazione
- La conducibilità termica ci permette di capire quanto il componente riesce a dissipare il calore e questo è molto utile per i processi di saldatura, stampa 3D dei metalli...

4.4 Diffusione in massa

E' descritta dalla legge di Fick che misura la capacità delle molecole o atomi di due materiali diversi di mescolarsi a partire da una superficie di contatto.



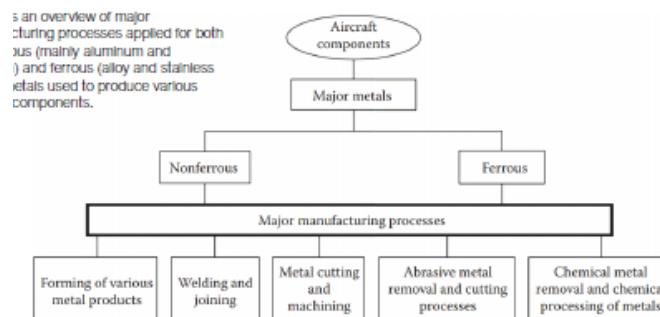
5. Metallic Material Manufacturing

Per la costruzione della maggior parte dei componenti di un velivolo abbiamo bisogno di costruire sostanzialmente 3 tipologie di semilavorati:

- Fogli piatti
- Piastre
- Estrusi

Dobbiamo quindi studiare le tecniche per lavorare il metallo e dargli la forma che vogliamo a partire da un lingotto massivo. Solitamente per fare questo ci si aiuta con l'utilizzo della temperatura.

I processi di manifattura per la creazione di questi componenti sono riassunti nello schema seguente e avvengono dopo la creazione del materiale ferroso in fonderia.

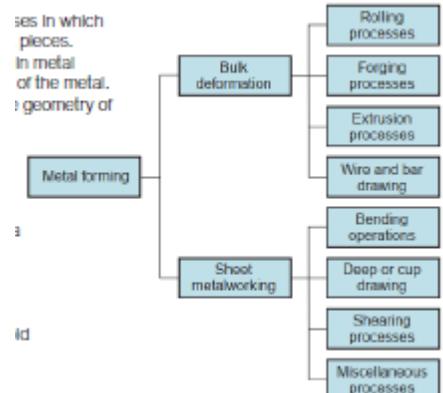


I processi di formazione di metalli possono essere divisi secondo lo schema di fianco. Noi ci occuperemo della Bulk Deformation che permette di partire dal lingotto e trasformarlo in un semilavorato con una prima formatura. In questi processi normalmente ho una grande deformazione del componente perché partendo dal lingotto devo arrivare alle strutture piatte e agli estrusi.

I 3 processi che sono all'interno della Bulk Deformation sono:

- Rollatura
- Forgiatura
- Estrusione

Alla fine di questi processi arriverò ad un semilavorato che ha una forma vicina a quella che mi serve ma a seconda del processo utilizzato potrà avere proprietà meccaniche differenti. Tutti questi processi avvengono in campo plastico perché vogliamo che la deformazione applicata sul pezzo rimanga, questo fa sì che solo per i materiali duttili si possano usare queste tecniche. Per aumentare la duttilità del materiale poi solitamente la lavorazione avviene a temperatura elevata.



5.1 Bulk deformation processes

Come detto questi processi sono 4 e sono:

- Rollatura: uso due rulli per assottigliare un lingotto in una piastra.
- Forgiatura: metto il lingotto in degli stampi e applicando una pressione gli do una forma.
- Estrusione: spingo il materiale, con un pistone, attraverso un'apertura per dargli una forma e creare elementi 1D.
- Trafilatura: tiro il materiale al di fuori di un orifizio, questo permette sempre di creare elementi assimilabili a 1D ma con sezioni molto più piccole di quelle ottenute per estrusione.

deformazione plastica con carichi molto piccoli, si va quindi in temperatura per diminuire questo valore.

In campo plastico possiamo definire il valore di stress applicato come Y_f = Flow Stress che è calcolato come:

$$Y_f = K\epsilon^n$$

Il calcolo del valore di flow stress puntuale è di solito complicato quindi quello che viene definito è solitamente il valore medio che calcolo facendo una media integrale della curva di campo plastico e che scrivo come:

$$\bar{Y}_f = \frac{K\epsilon^n}{1+n}$$

I processi di manifattura in campo plastico sono legati al valore di temperatura, si parla quindi di:

- Lavorazioni a freddo
- Lavorazioni a bassa T (Warm Working)
- Lavorazioni ad alta T

La stessa tecnologia può essere usata a temperature diverse per ottenere dei pezzi diversi con proprietà meccaniche differenti.

5.2.1 Lavorazioni a freddo

Si parla di lavorazione a freddo quando la $T_{Lavorazione} < 0,3T_{Fusione}$.

I **pro** della lavorazione a freddo sono:

- Accuratezza più elevata: perché non essendoci forti variazioni di temperatura non dobbiamo considerare l'effetto della dilatazione e contrazione termica nella forma finale data al pezzo che sarà esattamente quella che uscirà dal processo
- Finitura superficiale migliore: perché ad alte T solitamente il materiale si ossida e perde di finitura superficiale
- Maggiore durezza e resistenza: perché ho un processo di incrudimento del pezzo
- Creazione di un materiale leggermente ortotropo in direzione della deformazione: perché essendo a bassa T i grani deformati non hanno l'opportunità di riorganizzarsi quindi rimangono deformati
- Costi più bassi: perché non dobbiamo considerare l'energia necessaria al riscaldamento del pezzo anche se in verità, siccome sono a freddo, dovremo lavorare il pezzo con forze più elevate.
Solitamente l'effetto del riscaldamento sui pezzi è però maggiore.

I **contro** della lavorazione a freddo sono:

- Forza più elevate per fare avvenire la deformazione
- Limiti alla deformazione del pezzo per non romperlo
- Possibilità maggiori di sporcare la superficie con polvere e sporco

Solitamente dopo la lavorazione a freddo viene fatta una ricottura per poterlo lavorare di nuovo e rilasciare gli stress interni.

5.2.2 Lavorazioni a tiepido (warm working)

Si parla di lavorazione a tiepido quando la $0,3T_{Fusione} < T_{Lavorazione} < 0,5T_{Fusione}$.

In questo caso si aumenta la temperatura per aumentare la duttilità del materiale e avere meno incrudimento ma si andrà a spendere di più in termini energetici e la finitura superficiale sarà peggiorata.

Quindi più velocemente deforme il pezzo e più sarà elevato lo stress da applicare, questo limita molto le nostre capacità produttive ma come possiamo vedere dal grafico l'aumento della Temperatura permette di dover applicare stress più bassi a parità di strain rate che voglio ottenere, questo è un ulteriore motivo per cui la lavorazioni vengono fatte in temperatura.

5.2.6 Attrito

I coefficienti di attrito variano con la T secondo la tabella sottostante.

TABLE 18.1 Typical values of temperature, strain-rate sensitivity, and coefficient of friction in cold, warm, and hot working			
Category	Temperature Range	Strain-Rate Sensitivity Exponent	Coefficient of Friction
Cold working	$\leq 0.3T_m$	$0.000 \leq m \leq 0.05$	0.1
Warm working	$0.3T_m - 0.5T_m$	$0.05 \leq m \leq 0.1$	0.2
Hot working	$0.5T_m - 0.75T_m$	$0.05 \leq m \leq 0.4$	0.4-0.5

Questo è un problema perché se l'attrito cresce nasce la necessità di applicare forze maggiori, vengono introdotte inaccuratezze dimensionali ed è più facile avere stress e deformazioni residue che devo rimuovere con una fase di ricottura.

5.3 Rolling

E' una tecnica molto utilizzata perché permette di ottenere un semilavorato piatto a partire da un lingotto. Si basa sull'azione di due rulli che comprimono il materiale e gli danno spessore e forma che vogliamo.

In generale con questa tecnica, variando la posizione dei rulli posso ottenere un gran numero di geometrie diverse che prima si ottenevano solo con processi di fusione.

Esempi di geometrie ottenibili sono nella figura a fianco.

Questo processo può essere fatto sia a caldo che a freddo, le problematiche che ci sono nei due casi sono quelle descritte in precedenza quindi le lavorazioni a freddo permettono una finitura superficiale migliore e un costo minore mentre quelle a caldo permettono una maggiore deformazione ma un costo maggiore e una peggiore finitura superficiale.

Il processo di rolling più diffuso è il **flat rolling** di cui possiamo descrivere il processo con un'adeguata formulazione.

In questo caso il materiale è schiacciato tra 2 rulli e lo spessore è ridotto di un valore pari a:

$$d = t_o - t_f$$

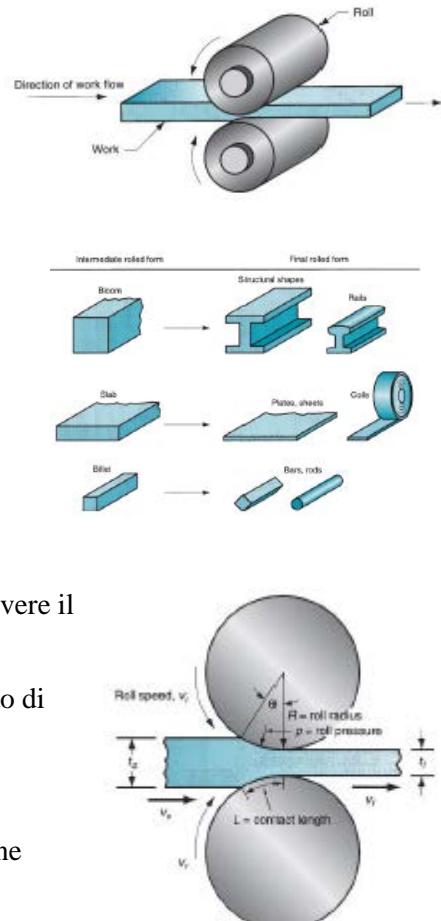
Da questo valore possiamo calcolare il valore di r ovvero della riduzione percentuale dello spessore:

$$r = \frac{d}{t_o}$$

Questo valore solitamente lo impostiamo noi come obiettivo finale del processo.

Per descrivere il processo ci rifacciamo alla seguente nomenclatura:

- V_r = velocità di rotazione delle ruote che applicano la pressione, deve essere COSTANTE
- R = raggio delle ruote



Si parla invece di **Rolling Mills** quando ho una serie di rulli che messi in coda uno dopo l'altro permettono di diminuire gradualmente lo spessore della piastra

Ci si riferisce invece a **Thread Rolling** quando faccio scivolare un cilindro di materiale su due elementi scavati al fine di ottenere la filettatura.

5.4 Forgiatura

E' una tecnica usata per creare delle figure irregolari e viene usata nei velivoli per creare elementi critici. In genere gli elementi creati tramite forgiatura sono elementi massivi, con figura geometrica complessa che devono avere buone caratteristiche meccaniche e un rateo di produzione abbastanza elevato.

L'idea della forgiatura è schiacciare il materiale tra stampi e dargli quindi quella forma, il processo è poi dipendente dalla T e dal materiale e normalmente prevede più fasi di forgiatura distinte con l'utilizzo di stampi diversi.

Questo processo non è assolutamente adatto per la creazione di pannelli sottili però è invece molto usato, in ambito aeronautico, per la creazione di connessioni e del carrello.

Il processo può essere fatto a caldo, a tiepido e a freddo a seconda della T dei processi rispetto alla T di fusione, vantaggi e svantaggi saranno gli stessi che abbiamo già visto.

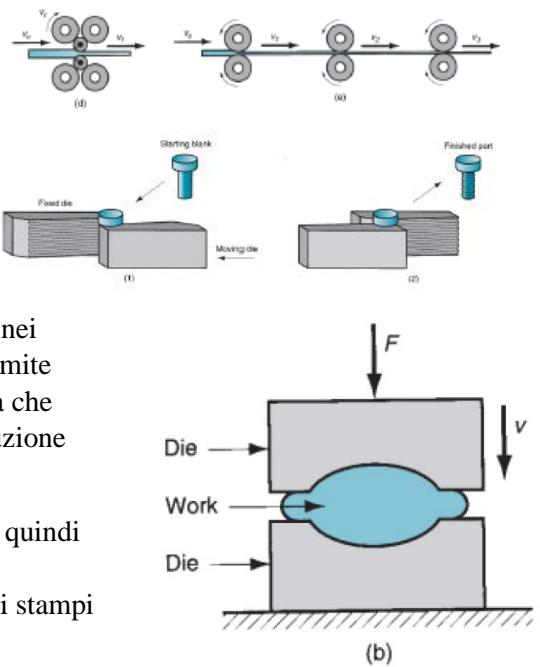
Si nota che se faccio un processo di forgiatura con materiali che hanno un'elevata duttilità come l'alluminio si potrà lavorarli a caldo, altrimenti per materiali meno duttili come il titanio devo lavorare ad alta T.

Posso poi variare la velocità del processo di forgiatura usando:

- Martelli: processo veloce
- Presse: processo lento con deformazione continua nel tempo

Si utilizzano 3 metodi diversi considerando lo stesso principio:

- **Stampo aperto:** si usano due stampi che si avvicinano e in mezzo viene messo il materiale che può solo allargarsi, questo metodo viene solitamente usato nella fase iniziale di formatura perché non permette di creare geometrie complesse
- **Stampo Chiuso:** è il metodo più utilizzato perché permette di ottenere un componente finale molto vicino alla forma finale a cui siamo interessati, questo è molto utile perché così non dobbiamo lavorare dopo il pezzo e permette di risparmiare sui costi ma anche sull'impatto ambientale.
In questo caso il pezzo è molto più vincolato allo stampo per cui siccome c'è un piccolo spazio che genera una sbavatura di materiale che fuoriesce dobbiamo eliminarlo.
Avrò quindi una successiva lavorazione alle macchine utensili da fare al pezzo.
- **Stampo chiuso senza residui:** in questo caso ottengo dopo la lavorazione un componente praticamente finito. Questo tipo di forgiatura determina i componenti con le maggiori proprietà possibili ma è più costosa e complessa quindi viene usata poco come per esempio nel caso delle monete.
E' una lavorazione complicata da fare perché, siccome non voglio fare lavorazioni successive, devo mettere all'interno dello stampo l'esatta quantità di materiale considerando il pezzo finito in modo da non rovinare lo stampo stesso.

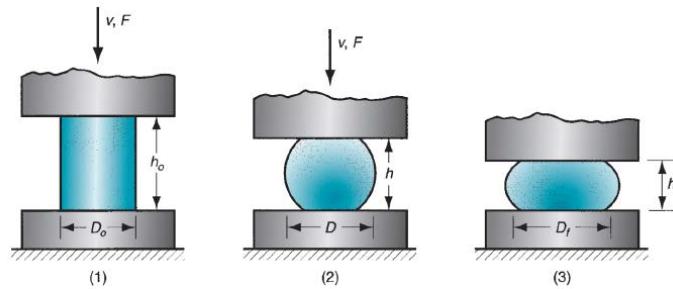


Possiamo notare che però il caso reale è differente da quello studiato fino ad adesso perché nascono i due effetti che abbiamo visto prima:

- Gradiente di T tra gli stampi e il pezzo che fa sì che le estremità vicine agli stampi siano più fredde e quindi non riescano ad espandersi bene
- Forza di attrito tra gli stampi e il pezzo stesso che cresce con la T perché il coefficiente di attrito è proporzionale alla T.

Noto che quindi questa lavorazione è tanto più critica tanto più c'è un pezzo ad elevata T.

La forma che assume il pezzo reale, a causa di questi effetti sarà quindi del tipo:



Per analizzare il caso reale devo considerare attrito e temperatura nelle formule. Aggiungo quindi un fattore K_f che corregge la formula e seconda della geometria del componente.

$$F = K_f Y_f A$$

Nel caso ideale ho che $K_f = 1$ ma nel caso reale invece K_f viene calcolato con la seguente formula:

$$K_f = 1 + \frac{0.4 \mu D}{h}$$

Dove:

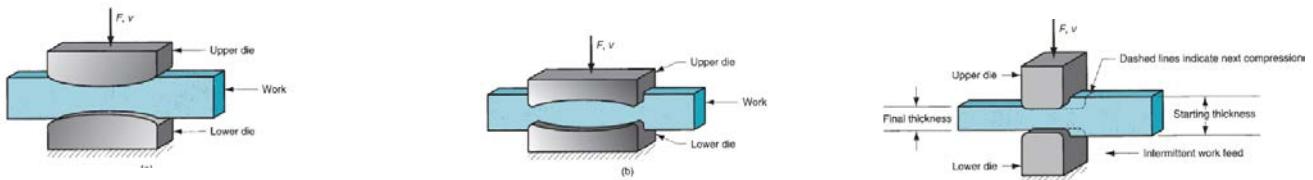
- μ è il coefficiente di attrito che dipende dalla T
- D è il diametro del pezzo
- h è l'altezza del pezzo

Si ottengono valori di K_f del tipo di 1,...

Noto che man mano che avviene il processo h cala e D sale quindi il fattore correttivo K_f cresce, di conseguenza anche la forza da applicare al pezzo cresce.

Posso utilizzare dei lubrificanti per diminuire μ e arrivare il più vicini possibile al caso reale.

Posso avere diverse tipologie di configurazioni per questo processo come nelle figure sottostanti:



Noto che possiamo avere stampi concavi e convessi e che poi esso può essere mosso durante la lavorazione. Quindi questo precesso infine permette di ottenere la forma iniziale del pezzo che poi sarà ulteriormente migliorata con lavorazioni successive.

TABLE 19.1 Typical K_f values for various part shapes in impression-die and flashless forging.

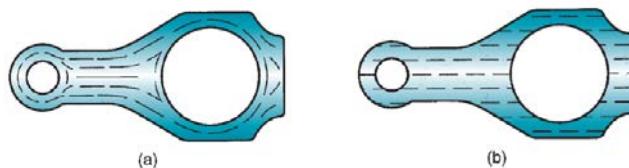
Part Shape	K_f	Part Shape	K_f
Impression-die forging:		Flashless forging:	
Simple shapes with flash	6.0	Coining (top and bottom surfaces)	6.0
Complex shapes with flash	8.0	Complex shapes	8.0
Very complex shapes with flash	10.0		

Se riassumo i vantaggi e gli svantaggi vedo che ho:

- Maggiori costi di produzione
- Maggiori costi energetici
- Maggiori costi per lo stampo che non può essere poi cambiato
- Maggiore complessità geometrica ottenibile

Noto che con queste tecnologie di forgiatura posso orientare i grani all'interno del componente nella direzione del carico che è in generale la direzione dello stampo per cui dal punto di vista meccanico la resistenza del componente è massimizzata nelle direzioni importanti del componente.

Questo è molto diverso da quanto si considerano lavorazioni con asportazioni di truciolo che fanno sì che la geometria dei grani sia sempre la stessa.



Si sta sempre più cercando di arrivare a soluzioni di Net Shape quindi arrivare al componente nella forma finale solo dopo il processo di forgiatura iniziale, facendo in questo modo non spreco materiale e non devo mettere materiale in eccesso nella forgia che dovrò togliere con lavorazioni a macchina successive.

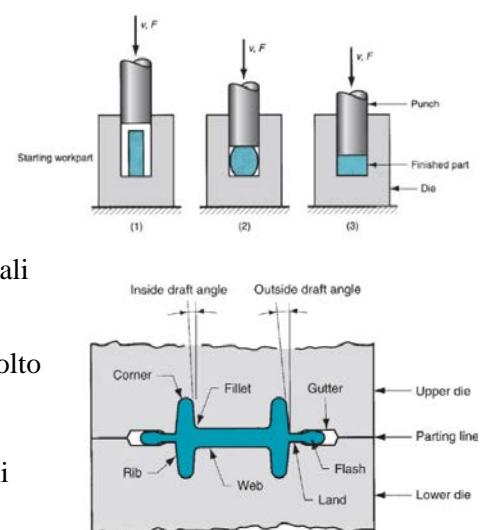
E' importante anche cercare di prevedere le caratteristiche meccaniche finali del componente, per farlo ci sono molti piattaforme virtuali che permettono di simulare il processo di manifattura e danno un'idea sulle caratteristiche finali del pezzo. Questi tool sono anche molto usati per progettare il processo di manifattura per ottenere la forma ideale degli stampi e della distribuzione di pressione.

5.4.3 Stampo chiuso senza residui

In questo caso la forma finale è molto precisa ma, come detto, il tutto è molto più complesso perché devo conoscere molto bene l'oggetto finale siccome $V_{\text{finale}} = V_{\text{iniziale}}$ quindi se magari si immette nella pressa un volume di materiale troppo grande si può arrivare alla rottura dello stampo.

Uno dei classici esempi per l'utilizzo di questo processo di forgiatura è la realizzazione di monete o in generale di oggetti con grande grado di dettaglio come ingranaggi o dischi in cui sarebbe impossibile togliere eventuali residui di produzione.

In tutti i casi di forgiatura a stampo chiuso ma soprattutto in questo caso è molto importante la realizzazione degli stampi che risultano essere la parte più complessa dell'intero processo in quanto bisogna riuscire a ottenere la forma finale esatta ma tenendo conto dei vincoli sugli angoli di sformo e altri angoli che devono necessariamente esserci per la buona fuoriuscita del pezzo dagli stampi e che vincolano la forma del componente finale.



5.5 Estrusione

Il processo di estrusione è utilizzato per la realizzazione di elementi di rinforzo del velivolo come correnti e longheroni e permette di creare anche sezioni complesse.

In genere si allunga il materiale e questo permette di ottenere proprietà in direzione assiale molto buone.

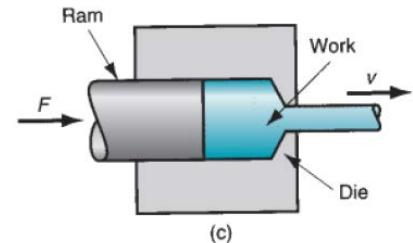
Si ottengono componenti che sono quasi come quelli finali ma con i limiti dovuti all'estrusione per cui non si può variare la sezione e non posso avere rastremature.

Come abbiamo già visto possiamo dividere il processo di estrusione in estrusione diretta e estrusione inversa.

5.5.1 Estrusione Diretta

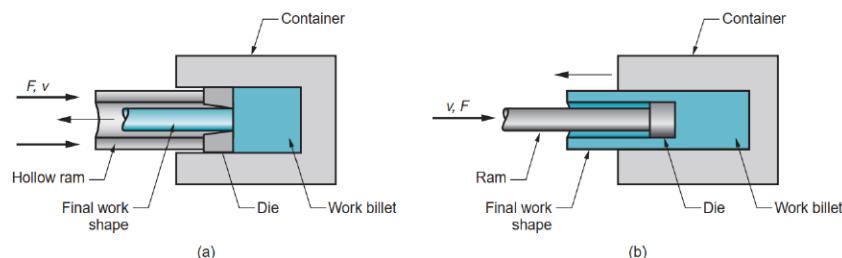
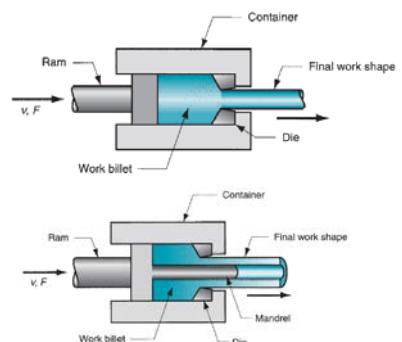
In questo caso metto il materiale nell'estrusore, il pistone lo comprime e tutto il materiale viene portato in avanti. Questo processo richiede forze molto elevate perché dobbiamo vincere l'attrito con le pareti laterali che è anche elevato perché solitamente il materiale è lavorato a caldo per cui il coefficiente di attrito cresce. Inoltre in questo caso possono nascere dei difetti dovuti al fatto che il materiale a contatto con la parete si raffredda più velocemente perché il materiale è caldo mentre il cilindro no.

Per ottenere un oggetto forato si usa un pistone con un allungamento.

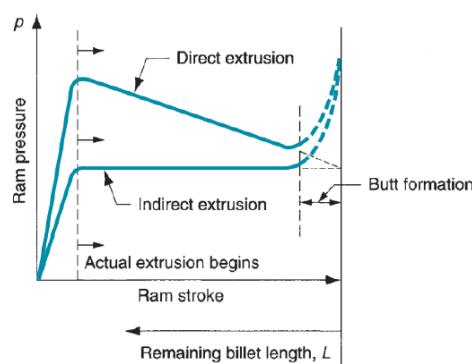


5.5.2 Estrusione inversa

In questo caso l'ugello è nel pistone che può essere forato o meno a seconda se voglio ottenere un oggetto forato o no. Il materiale in questo caso non si deve muovere quindi le forze applicate sono minori perché non bisogna vincere l'attrito con le pareti dell'estrusore ma in genere l'estrusore è meno rigido di quello di prima perché più piccolo per cui questo processo è limitato a materiali non troppo resistenti.



Il fatto che nell'estrusione diretta devo considerare di vincere l'attrito fa sì che la forza da applicare sia più elevata come descritto dal grafico sottostante:



Anche in questo caso il processo di estrusione può essere fatto a caldo, a tiepido o a freddo.

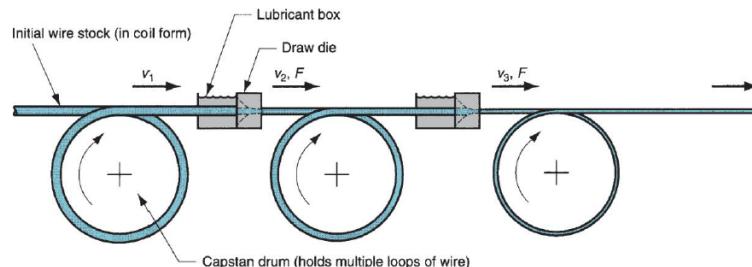
Dobbiamo fare attenzione che il materiale che entra ad una velocità V_1 esce ad una velocità V_2 dove $V_2 > V_1$ perché il volume che passa è lo stesso ma la sezione si riduce.

Possiamo valutare questo effetto con due grandezze:

$$r = \frac{A_o - A_f}{A_o} \quad d = D_o - D_f$$

Dove r esprime la variazione percentuale di sezione mentre d esprime la variazione di diametro.

Se faccio un processo continuo posso avere più trafileatori in sequenza in modo da passare da un diametro iniziale ad uno finale in più step, ogni volta che il diametro decresce si ha un aumento della velocità per cui $V_3 > V_2 > V_1$.



Con questo processo è possibile anche creare dei tubi forati utilizzando dei mandrini flottanti o fissi, dove per flottanti si intendono mandrini che mantengono la propria posizione grazie alle forze legate alla trafileatura.

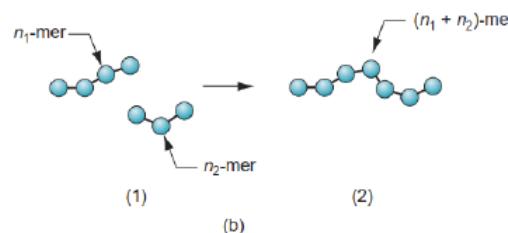
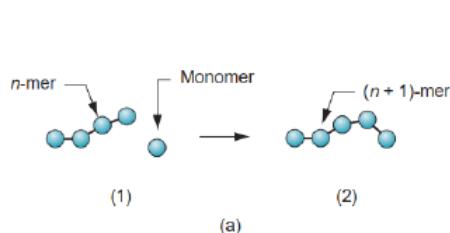
Posso poi calcolare la massima F di tiro, e quindi la massima riduzione di area r , che posso applicare senza deformare permanentemente il materiale usando al σ_{02} come valore di tensione di riferimento. Per farlo parto dalla definizione di ϵ e σ in campo plastico:

$$\epsilon = \ln \frac{A_o}{A_f} = \ln \frac{1}{1-r} \quad \sigma = \bar{Y}_f \epsilon = \bar{Y}_f \ln \frac{A_o}{A_f}$$

- Sono viscoelastici quindi anche a $\sigma < \sigma_{02}$ possono deformarsi plasticamente nel tempo, questo complica la fase di design perché io sono interessato che le dimensioni siano costanti nel tempo ma non è così.
- Hanno una curva $\sigma-\varepsilon$ non lineare per cui è più dispendioso predirne il comportamento

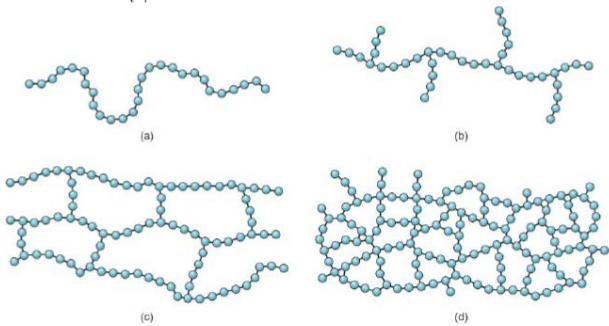
6.1 Polimerizzazione

Per creare i polimeri si usa il processo di **polimerizzazione** in cui a partire dai monomeri li collego a formare delle catene lunghe che possono anche collegarsi tra di loro. Questo processo avviene lentamente a T ambiente per cui per favorire la polimerizzazione nei termoindurenti si aumenta la T o si immettono degli additivi all'interno.



Con questo processo si possono creare:

- Catene lineari (a) o ramificate (b) ma non connesse tra di loro caratteristiche dei termoplastici
- Catene ramificate fortemente connesse e dense (d) come nei termoindurenti
- Catene lineari debolmente connesse (c) come negli elastomeri in cui le connessioni permettono di fornire un punto di appoggio per tornare alla forma iniziale



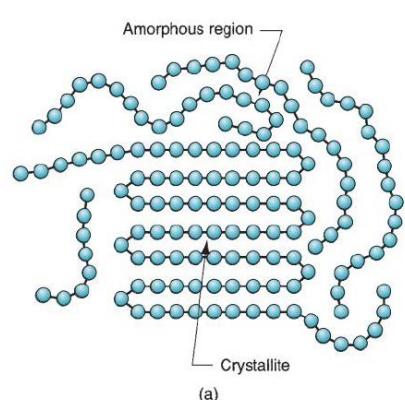
Quanto è avvenuta la polimerizzazione è indicata da un numero che è il grado di polimerizzazione, per una polimerizzazione completa dovrebbe avere che vale 1 ma ci si accontenta di 0,8/0,9 solitamente.

6.2 Cristallinità

Nei termoplastici è importante il grado di cristallinità ovvero come le catene polimeriche sono disposte in modo ordinato e allineato. Notiamo che dove sono disposte in questo modo si ottengono le proprietà migliori possibili perché la densità ρ è più elevata il che fa sì che la T massima di utilizzo sia più alta e che il materiale non sia trasparente.

Il livello di cristallinità non è caratteristico del materiale ovvero ci sono alcuni polimeri che indipendentemente dal processo termico usato per crearli rimangono sempre amorfi senza alcuna parte cristallina mentre altri polimeri raggiungono livelli diversi di cristallinità a seconda della storia termica utilizzata per crearli.

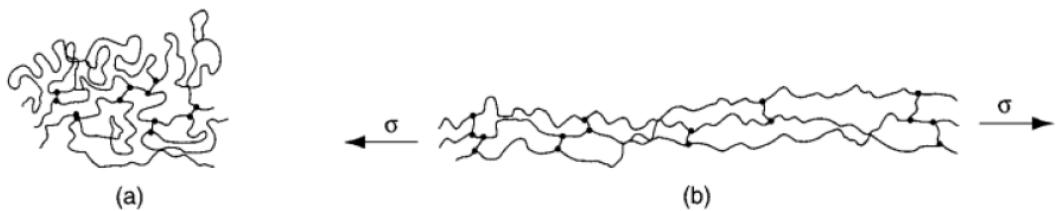
ES. PEEK è un termoplastico che con la storia termica giusta arriva a livelli di cristallinità molto elevati



6.5 Proprietà dei termoindurenti e degli elastomeri

In generale i **termoindurenti** sono amorfi, hanno catene molto ramificate e collegate che fanno sì che le proprietà meccaniche siano molto più alte. Come detto essi possono essere usati fino a T elevate perché le loro proprietà non crollano a T_g ma alla T_m .

Gli **elastomeri** hanno poche interconnessioni tra le catene che fanno sì che esse si allunghino in direzione della forza applicata, anche di molto ma che poi riescano a tornare alla forma originale usando i collegamenti tra catene come punti di appoggio.



del materiale dipendono fortemente dalle sue proprietà microscopiche siccome la fibra è molto importante e ha dimensioni di 10/20 μm .

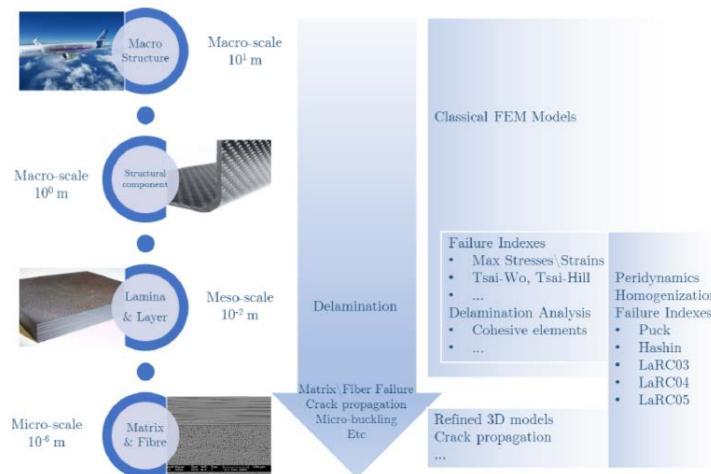
Il problema è quindi un problema multiscala in cui ho:

- Microscala: fibra è matrice
- Metascala: lamine e diversi layer
- Macroscala: componente finale

E ogni scala da delle indicazioni sulle proprietà finali del componente.

Questo fa sì che, quando modellizzo il fenomeno, devo collegare dati di scale di 6 odg diversi perché le fibre sono molto piccole e questo complica molto la modellazione perché i modelli agli elementi finiti vanno bene fino alla metascala ovvero la definizione dei vari laminati e degli strati ma per scale più piccole funzionano male, questo fa sì che per modellizzare quello che avviene a livello della singola fibra e matrice si utilizzino delle teorie diverse come Tsai-Wu per il calcolo delle tensioni o i Failure Index calcolati in maniera diversa.

Queste sono tutte teorie deterministiche che dovrebbero fornire il valore esatto della crottura del componente si è visto che non danno i risultati sperati per cui adesso si è passati a teorie statistiche che non hanno la pretesa di fornire la crottura esatta dei componenti dati materiali e laminazione utilizzati ma un intervallo di confidenza di valori.



7.2 Frazioni in peso e in volume

Possiamo usare due grandezze per modellizzare le proprietà dei compositi:

- Frazione in peso
- Frazione in volume

Definisco la **frazione in peso** come:

$$W_f = \frac{w_f}{w} \quad \text{FRAZIONE IN PESO FIBRE}$$

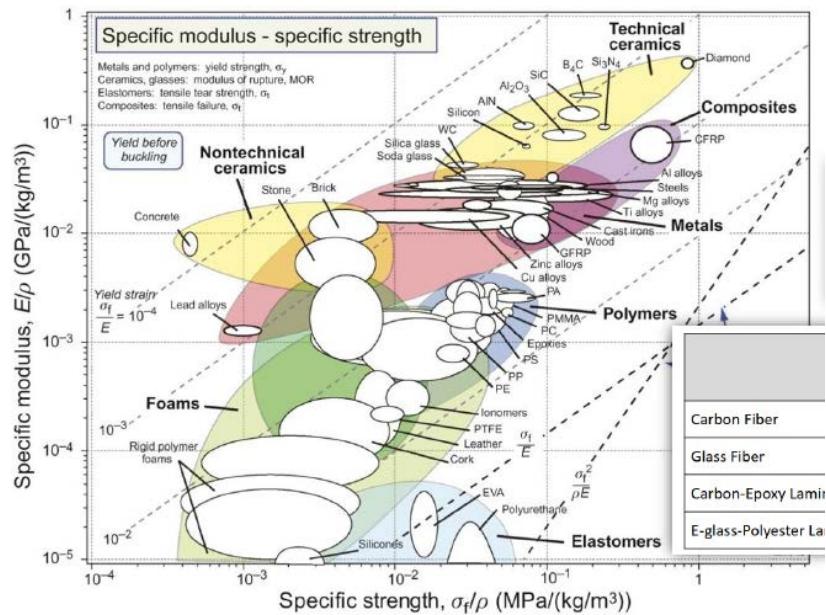
$$W_M = \frac{w_m}{w} \quad \text{FRAZIONE IN PESO MATRICE}$$

$$W = W_f + W_M$$

$$\hookrightarrow f = \frac{w_f}{w} + \frac{w_m}{w}$$

Questo non è però un buon indicatore per le proprietà del composito perché è sempre presente al suo interno % di spazio vuoto, che si cerca di evitare il più possibile ma che deve essere considerata.

Si usa quindi più spesso la **frazione in volume** definita come la frazione in peso ma che considera nel volume totale anche lo spazio vuoto.



In campo aerospaziale i compositi sono fortemente usati con percentuali sempre maggiori negli ultimi anni ma adesso si è arrivati alla conclusione che è meglio fare le ali in composito e la fusoliera in alluminio per via dei costi e degli effettivi vantaggi di prestazioni.

Sono poi utilizzati per molte altre applicazioni in campo aerospaziale come:

- Capsule spaziali
- Serbatoi per razzi
- Palette di turbina
- Palette del fan

Come abbiamo detto ad oggi il grande vantaggio in termini di peso e prestazioni dato dai compositi non è apprezzabile in quanto avendo molte incertezze dal punto di vista delle performance meccaniche di un pezzo in composito si usano SF molto più grandi che fanno sì che la struttura in composito alla fine pesi solo il 10/15% in meno di quella in alluminio a fronte di spese molto più elevate per crearla.

Il vantaggio si vede molto invece nell'assemblaggio del velivolo perché può essere fatto in 3 giorni (al posto dei 3 mesi dei velivoli tradizionali) a partire da poche strutture monolitiche già create e unite tra di loro.

Altri campi di applicazione dei materiali compositi diversi da quello aeronautico sono:

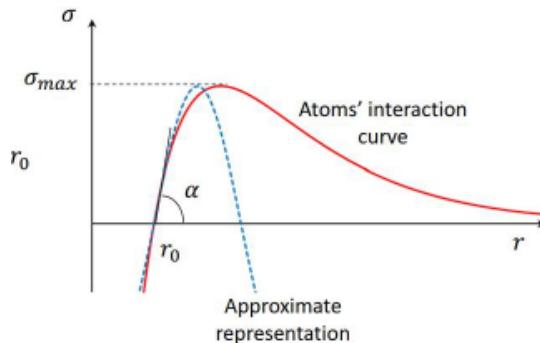
- Campo automotive
- Attrezzatura sportiva
- Costruzioni civili
- Nautica
- Eolico

7.4 Fibre

Le fibre nei materiali compositi hanno il compito di dover sopportare i carichi maggiori perché sono la parte che ha le proprietà più elevate e sono il motivo per cui i materiali compositi hanno proprietà così belle. Esse sono posizionate in direzione del carico.

	Introduction	% Composites	# of orders (2019-05)	Price
Boeing 787	2008	52%	1,441	\$225M-\$300M
Boeing 777x	2020	Composite wing Al-Li body	344	\$370M-\$400M
Airbus A380	2005-2021	25%	290	\$430M
Airbus A350	2013	53%	893	\$270M-\$350M
Airbus A220 Bombardier C-Series	2016	46%	536	\$70M-\$80M

Questo comportamento è spiegato dal grafico in basso:



Posso approssimare la curva reale con la curva blu sottostante che è un seno modificato e arrivare a scrivere $\sigma = f(\sigma_{\max})$ come:

$$\sigma = \sigma_{\max} \sin 2\pi \frac{r - r_0}{r_0}$$

Ma dalla definizione di strain ε arrivo a:

$$\varepsilon = \frac{r - r_0}{r_0} \rightarrow \sigma = \sigma_{\max} \sin 2\pi \varepsilon$$

E dalla definizione del modulo di elasticità posso ricavare un equazione che lega σ_{\max} di un materiale con E che è facilmente ricavabile per ogni materiale

$$E = \left(\frac{d\sigma}{d\varepsilon} \right)_{\varepsilon=0} = 2\pi\sigma_{\max} \rightarrow \boxed{\sigma_{\max} = \frac{E}{2\pi}}$$

Utilizzando questa formulazione posso quindi ricavare quale dovrebbe essere la σ_{\max} di ogni materiale e mi aspetto di ottenere i valori che conosco.

Ma se per esempio prendo l'acciaio che ha $\sigma_{\max_Sperim} \approx 400 \text{ MPa}$ ottengo che:

$$\sigma = \frac{E}{2\pi} = \frac{200 \text{ GPa}}{2\pi} \approx 32 \text{ GPa}$$

Questo è un valore molto maggiore di quello che mi aspettavo, questo succede per ogni materiale infatti:

	Modulus (GPa)	Intrinsic Strength (GPa)	Max Strength (GPa)	Bulk Strength (GPa)
Steel Fiber	200	32	12	0.4
Glass Fiber	80	12	5	0.05
Carbon Fiber	250	40	4	
Graphene	1000	160	130	

Da questa tabella si nota che se invece creo il materiale sotto forma di fibre (Max Strength) ottengo valori di σ_{\max} molto maggiori che si avvicinano molto di più al valore teorico legato solo ai legami molecolari (Intrinsic Strength).

Noto che:

- In direzione longitudinale $E_{carbonio} \approx 3E_{Acciaio}$
- Il coefficiente di dilatazione termica è negativo in direzione longitudinale quindi la fibra si accorcia se la T aumenta, questo è il contrario di quello che succede normalmente agli altri materiali tra cui i materiali della matrice e fa sì che ci saranno dei problemi in fase di raffreddamento dopo il processo di autoclave.
- La σ è molto alta

7.5 Matrice

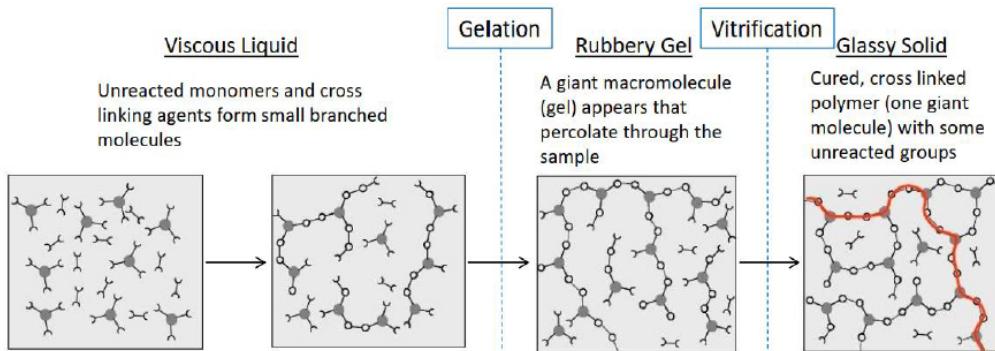
In generale possiamo usare 3 tipologie di matrici per la creazione del materiale composito:

- Matrici Polimeriche: Termoplastiche o Termoindurenti
- Matrici Metalliche
- Matrici Ceramiche

Le matrici ceramiche e metalliche hanno un uso più ridotto e specifico rispetto alle matrici polimeriche per cui in generale i composti che si usano solo dei polimeri rinforzati. Attualmente poi entrambe le matrici sono usate ma per l'ambito aerospaziale si usano praticamente solo matrici termoindurenti perché offrono prestazioni meccaniche molto migliori, il problema delle termoindurenti è che non sono riciclabili per cui la ricerca è rivolta verso la creazione di resine termoplastiche con caratteristiche meccaniche migliori al fine di creare composti con elevate caratteristiche meccaniche ma riciclabili.

7.5.1 Matrici Termoindurenti

Esse sono create tramite un processo di **polimerizzazione** che comprende 3 diverse fasi come specificato dalla figura sottostante.



Si passa quindi dallo stato di liquido molto viscoso iniziale (come il miele) allo stato di solido vetroso, per farlo si deve promuovere il processo di polimerizzazione tramite il calore o l'uso di additivi.

I due punti più importanti del processo sono:

- Gelation Point: si è circa al 50% del grado di cura per cui la polimerizzazione è abbastanza avanzata e abbastanza legami si sono formati per cui si passa da uno stato viscoso ad uno gelatinoso.
- Vetrification Point: in cui si è in uno stato molto avanzato della polimerizzazione (DOC alto) che fa sì che le catene polimeriche sono abbastanza sviluppate da fare sì che il materiale sia solido, se dopo questo punto continuo con il processo si ha un grande aumento di proprietà del materiale.

Il processo di polimerizzazione è esotermico per cui verrà emesso calore che farà sì che il materiale tenda a scaldarsi molto, da decine a centinaia di °C. Il controllo termico deve tenere conto di questa fornitura di calore e deve fare in modo di non superare una data T limite oltre alla quale si rovina la matrice.

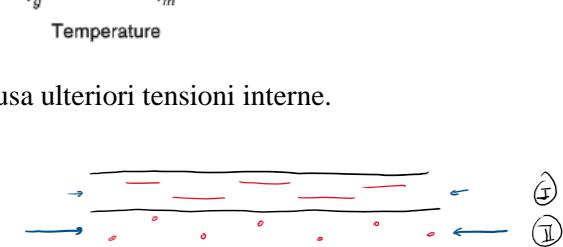
Questo è dovuto al fatto che durante il raffreddamento il volume specifico del materiale termoindurente tende a diminuire (ρ cresce) questo sia a causa della diminuzione di T che dell'aumento del DOC.

Il problema è che quindi la resina si contrae mentre le fibre stanno sostanzialmente ferme e questo causa la nascita di tensioni interne.

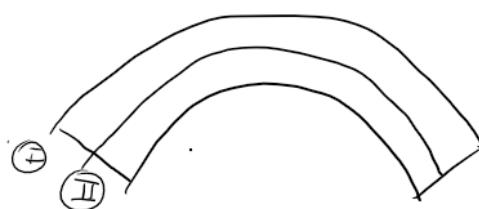
Se il pezzo è costituito da strati con angolazioni diverse capita che gli strati in cui le fibre sono in direzione della contrazione si contraggano di meno rispetto agli strati in cui le fibre sono in direzione perpendicolare alla direzione di contrazione e questo causa ulteriori tensioni interne.

ES.

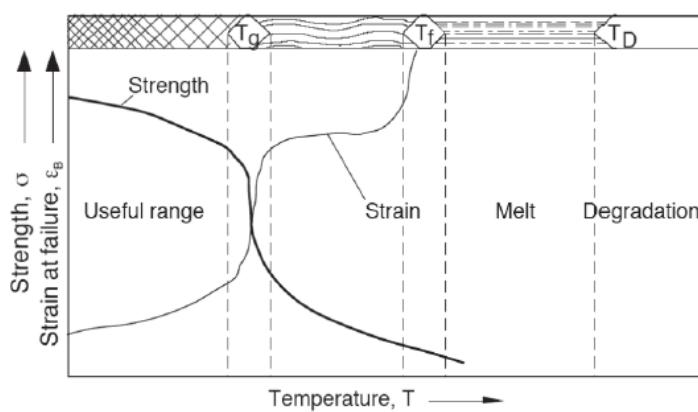
Strato 1 vorrebbe contrarsi ma le fibre lo tengono fermo
Strato 2 si contrae perché le fibre non hanno alcun effetto



- Si genera una tensione all'interfaccia e una deformazione che metta d'accordo tutte e due gli strati che fa sì che il pezzo finale sia:



Il processo di cura avviene per aumentare le caratteristiche meccaniche del pezzo, quello che avviene è riassunto nel seguente grafico:



Noto che se la T sale (DOC sale) allora anche la σ sale mentre la deformazione ϵ scende, questo andamento è molto importante perché all'inizio (DOC bassi) il materiale può deformarsi molto quindi avrei uno Shrinkage elevato ma siccome sono ancora allo stato gelatinoso le σ che si generano sono basse anche se la deformazione è elevata, nella parte finale avviene invece il contrario perché siamo nello stato vetroso per cui un eventuale processo di Shrinkage provocherebbe σ molto alte ma le deformazioni che avvengono sono basse quindi anche in questo caso le σ residue non saranno troppo elevate.

- Frazioni in volume: posso scegliere la divisione tra fibre e matrici in modo da avere le caratteristiche migliori, in genere vorrei fare tutto fibre ma non riuscirei a trasferire il carico quindi solitamente si ha il 60/70% di fibre e il 30/40% di matrice.
- Orientamento e numero di strati: in teoria potrei avere qualsiasi orientamento ma adesso so usano solo strati a 0° , 45° o 90° .
- Processo di manifattura: a seconda di esso ho caratteristiche diverse per quanto riguarda le proprietà ottenute, i costi...

E' importante quindi essere in grado di descrivere le laminazioni che sto usando, per farlo si usa la seguente notazione:

$[0/-45/60]_S$ vuol dire che la laminazione è simmetrica con strati a 0° , -45° e 60° quindi ha 6 strati con laminazione, dal basso: $0, -45, 60, 60, -45, 0$

$[0/-45/60]_S$ vuol dire che la laminazione è simmetrica ma lo strato a 60° non farà parte della simmetria per cui l'ordine, dal basso, sarà: $0, -45, 60, -45, 0$

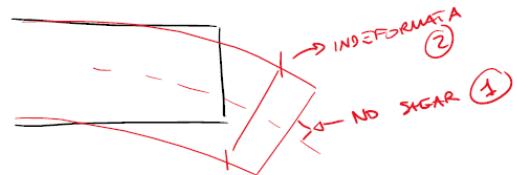
$[0_2/90]_{2S}$ vuol dire che ho due strati a 0° e uno a 90° e la laminazione è simmetrica e ripetuta due volte quindi alla fine l'ordine sarà: $0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ$

7.6.1 Teoria delle piastre

I laminati sono studiati con diverse teorie, la teoria più semplice è la Teoria delle Piastre (CLT) che in verità funziona molto male per i compositi.

Questa si basa su alcune ipotesi che determinano un campo di spostamenti:

IPOTESI	CAMPO SPOSTAMENTI
$\gamma_{xz} = \gamma_{yz} = 0$	$u = u_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial x}$
$\epsilon_z = 0$	$v = v_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial y}$



da esse si ricavano delle equazioni per le ϵ :

$$\rightarrow \begin{cases} \epsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \\ \epsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \\ \gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{cases} = \begin{cases} \frac{\partial u_0}{\partial x} - (z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2}) \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} - (z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2}) \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - (z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y}) \end{cases} \xrightarrow{\text{CURVATORE}} \left\{ \epsilon \right\} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

con le equazioni costitutive ricavo le equazioni per le tensioni:

$$\sigma = (\tilde{Q})^k \epsilon = \sigma = [\tilde{Q}]^k [\epsilon_0] + z [K]$$

integrandi ricavo i valori di carico:

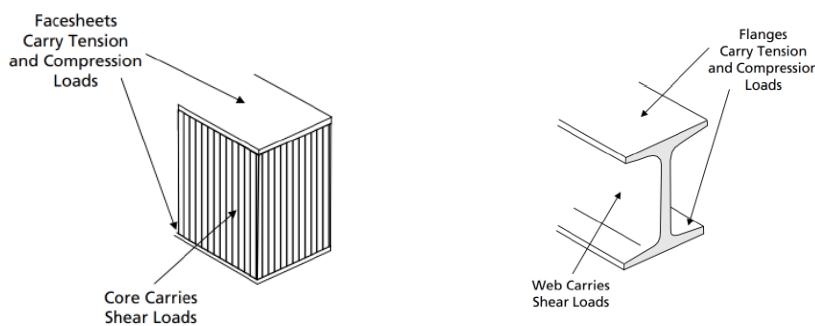
$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \{\sigma^k\} dz$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \{\sigma^k\} z dz$$

8. Materiali Sandwitch

Sono materiali multistrato perché composti da diversi elementi lungo lo spessore. Vengono creati per migliorare il comportamento flessionale di un materiale allontanando le due piastre che devono resistere ai carichi tramite l'utilizzo di materiali leggeri.

In verità la stessa tecnica di miglioramento del comportamento flessionale tramite l'aggiunta delle superfici importanti all'estremità viene utilizzata anche nella creazione delle travi in materiale metallico attraverso l'utilizzo della geometria a C o doppio T. In questo caso le flange resistono allo sforzo normale e quindi rispondono anche a sforzi di flessione mentre l'anima si occupa degli sforzi di taglio. Con questa soluzione si riesce ad avere un grande contributo alla rigidezza flessionale con pesi limitati.



I materiali sandwitch hanno però anche alcune problematiche come:

- Difficoltà nella creazione del materiale stesso
- Difficoltà nella manutenzione e previsione della rottura

Per questo motivo si utilizzano quasi unicamente per la creazione di strutture secondarie nei velivoli.

La loro efficacia può essere spiegata tramite il disegno a lato, in cui si nota che, grazie all'introduzione di un cuore molto leggero all'interno di una piastra in materiale metallico si riesce ad aumentare di circa 1 ordine di grandezza le performance del materiale con un aumento di peso ridicolo perché in genere la densità del riempitivo è nell'ordine di 10/20 Kg/m³.

Le prestazioni sono poi dipendenti dallo spessore del materiale sandwitch.

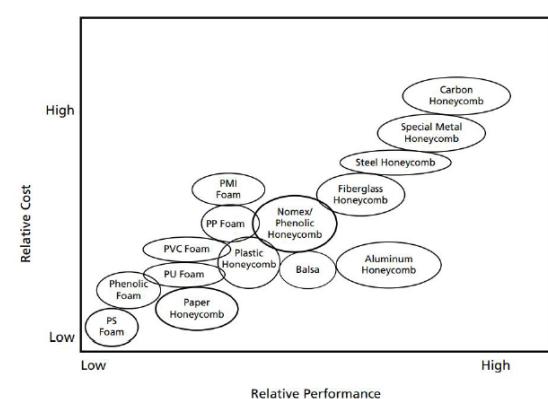
Si nota che queste prestazioni con un così piccolo peso non si riuscirebbero ad ottenere con alcun materiale isotropo.

Esistono e si usano una grande varietà di materiali sandwitch che si differenziano in base al materiale del cuore e il materiale delle facce, solitamente lo spessore di cuore e facce è molto diverso così come anche i materiali utilizzati.

Le facce esterne possono essere in: Metallo, Fibre di vetro, Fibre di carbonio o Fibre Aramidiche. Il cuore interno in generale è formato da materiali molto leggeri come schiume di polimeri o fogli di metalli sagomati in forme particolari (Honeycomb).

La scelta del materiale da utilizzare viene fatta in base alle performance e ai costi. Si nota che a parità di facce in genere il migliore materiale è quello con il cuore a nido d'ape

	Solid Material	Sandwich Construction	Thicker Sandwich
Stiffness	1.0	7.0	37.0
Flexural Strength	1.0	3.5	9.2
Weight	1.0	1.03	1.06

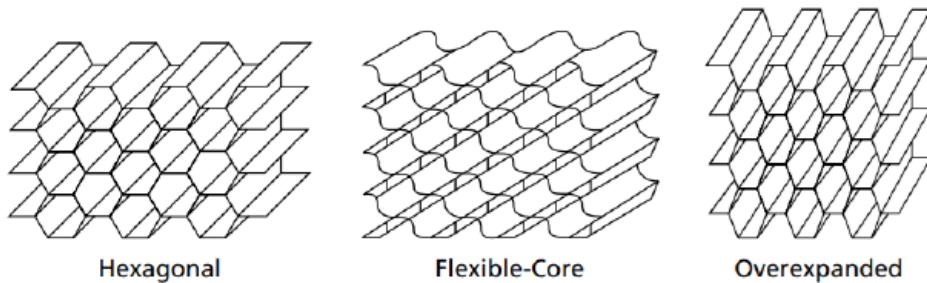


Esistono diverse tipologie di cuore: esagonale, flessibile, overespanso.

Il **cuore esagonale** è quello più utilizzato perché garantisce una maggiore rigidezza alla cella e può essere prodotto in diversi materiali ma ha il problema che presenta grossi limiti alla deformabilità per cui può essere utilizzato solo per superfici piane o lievemente incurvate, questo è un problema in ambito aeronautico dove la maggior parte delle superfici è incurvata.

Il **cuore flessibile** invece utilizza celle che presentano una maggiore flessibilità sia in direzione assiale che laterale delle celle in modo da riuscire a flettere il materiale senza provocare imbozzamenti e fenomeni di buckling locali.

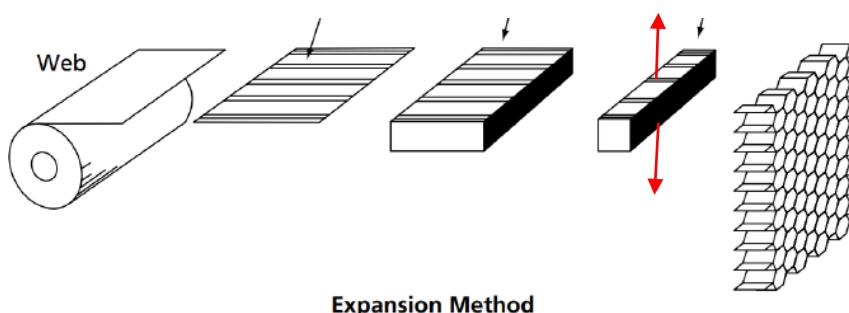
Il **cuore overespanso** invece è sempre esagonale ma in una direzione il lato è più lungo, questo fa sì che ci sarà una maggiore flessibilità in una direzione ma la solita rigidezza nell'altra. Avrà quindi una direzione più performante e una meno.



Per quanto riguarda la produzione del cuore in honeycomb essa può avvenire in due modi distinti a seconda della duttilità del materiale utilizzato.

Per i materiali più duttili come l'alluminio il processo avviene tramite una deposizione della colla in determinate posizioni che saranno diverse da foglio a foglio di alluminio, un incollaggio di diversi fogli di alluminio posti uno sopra l'altro e poi una apertura del pezzo create dopo averlo tagliato dello spessore t desiderato. In questo modo le parti non incollate si apriranno mentre le parti incollate rimarranno collegate generando i fori della struttura in Honeycomb.

In questo caso la deformazione sarà a freddo e supererà il limite plastico quindi sarà una deformazione permanente.



Per i materiali meno duttili come il titanio invece si usano processi produttivi diversi che prevedono la creazione di un corrugato con un certo spessore e una certa forma e poi i vari fogli di corrugato sono incollati tra di loro ottenendo una forma molto simile alla precedente. Questo permette di creare gli Honeycomb a densità interna maggiore perché i fogli possono anche essere più spessi rispetto a quelli creati tramite il processo visto prima di deformazione.

Questo processo è però più costoso e viene quindi usato solo in alcune occasioni per alcuni materiali che richiedono performance più elevate.

- 5) **Machining:** il cuore in honeycomb viene lavorato a macchina in modo da dargli la forma che voglio. In particolare qua è utili notare che nelle zone un cui il cuore termina si devono collegare le due facce per cui solitamente l'estremità del cuore viene abbassata gradualmente.



- 6) **Cleaning:** l'honeycomb viene pulito e asciugato per eliminare l'umidità interna e le impurità

Il collegamento delle due facce del materiale sandwitch all'estremità è molto utile perché permette di isolare il cuore interno e non permettere all'umidità o altre impurità di entrare.

8.3 Foam

L'alternativa al cuore in Honeycomb sono quelli in schiuma in cui semplicemente, durante il processo di formazione dei polimeri e dei metalli viene immessa dell'aria all'interno del materiale.

Si nota che con essa si ottengono materiali estremamente leggeri perché la densità delle schiume è tra 10 e 100 volte inferiore della densità dell'alluminio ma le caratteristiche meccaniche saranno peggiori e le temperature di utilizzo minori rispetto al cuore in Honeycomb.

Le schiume utilizzate si dividono in due categorie:

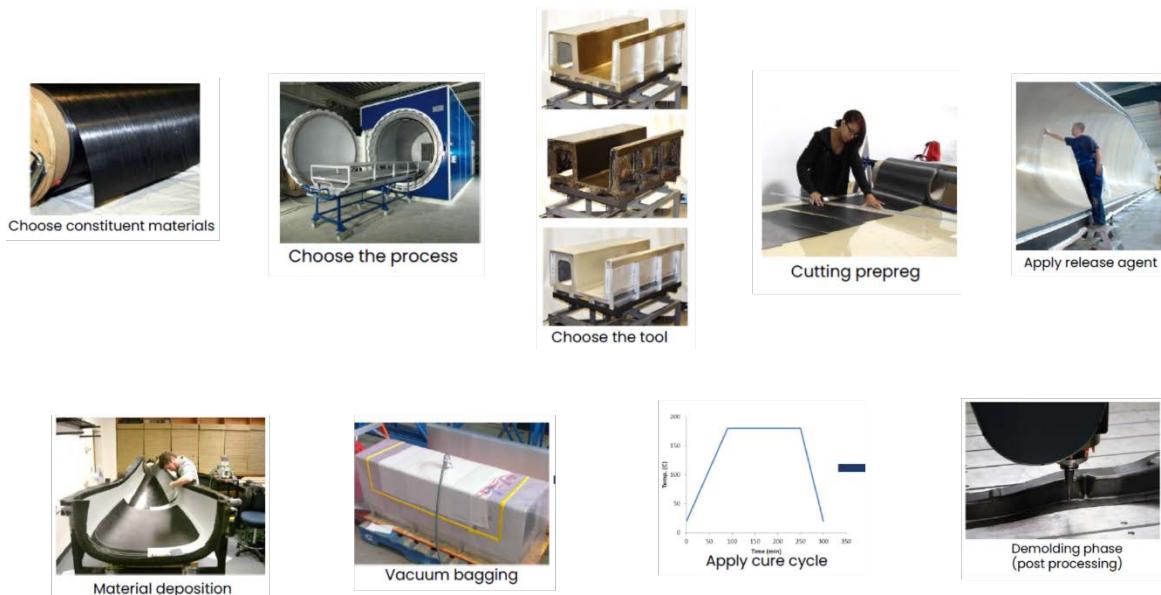
- Cella aperta quindi tante grandi celle interne collegate tra di loro
- Cella chiusa quindi tante piccole celle interne singole

In genere quindi i cuori in schiuma sono meno performanti e assorbono molto più l'umidità ma costando meno per applicazioni di livello basso sono usati.

ES. Superfici mobili, palette di elicotteri

E' molto importante avere la giusta T di stazionamento e il giusto tempo di stazionamento perché le proprietà finali del composito dipendono fortemente da questo perché permettono di minimizzare le deformazioni e gli stress residui.

8) Fase di Demolding in cui tolgo il materiale dallo stampo.

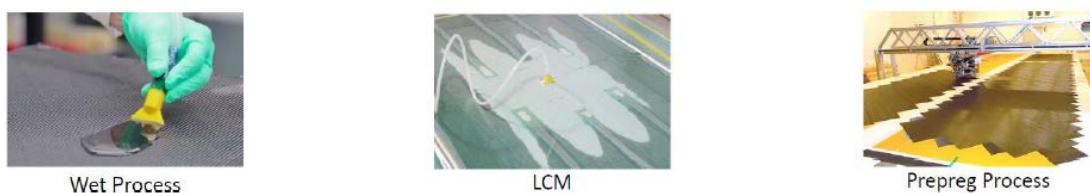


Per la fase di **depositone del materiale** possiamo distinguere 3 diversi processi che si possono utilizzare:

- **Wet Processes:** si utilizza una resina liquida che è mischiata a fibre asciutte direttamente nello stampo, questa miscela viene poi compresso, scaldato, curato e staccato per ottenere il materiale finale.
- **Liquid Composite Molding (LCM) processes:** ci sono diversi processi ma tutti si basano sull'applicazione di un gradiente di pressione esterno al materiale che porta fibre e matrici a legarsi tra di loro. In particolare ci saranno processi High Pressure che permettono di avere tempi di produzione più corti e processi Low Pressure che invece avranno tempi più lunghi.
- **Prepeg Processes:** in questo caso si usano fibre preimpregnate di matrice che vengono disposte sullo stampo con un dato pattern a mano o usando un metodo automatico.

La scelta del processo dipende dal tipo di materiale, dalle fibre che voglio applicare e da aspetti economici in quanto:

- **Wet Processes:** sono i più economici ma non permettono di avere la stessa precisione degli altri due processi
- **Liquid Composite Molding (LCM) processes:** sono adatti a strutture complesse perché compattano i diversi strati grazie alla pressione e le sacche usate per applicare questa differenza di pressione sono flessibili per cui si adattano a qualsiasi forma. Questo permette di raggiungere anche gli angoli difficilmente raggiungibili e ottenere parti molto leggere.
- **Prepeg:** permettono di avere una grande precisione e controllo del rapporto tra fibra e matrice che fa sì che il composito ottenuto sia di grande qualità ma che costi anche molto, in ambito aeronautico viene usato per creare componenti critici.



9.2 Liquid Composite Molding (LCM)

Questa famiglia di processi di deposizione del materiale è usato in campo aeronautico perché permette la replicabilità del pezzo. In generale per essi si usano delle fibre asciutte che vengono messe nello stampo, si satura di resina e si ottiene il materiale finale utilizzando una differenza di pressione controllata tramite l'utilizzo di una sacca a vuoto o di una pressione di iniezione.

Esistono 3 processi utilizzati all'interno di questa famiglia che sono:

- **Vacuum Infusion Process (VIP):** in questo processo ho una busta all'interno del quale vengono messe le fibre, viene tolta l'aria e poi viene messa la matrice che grazie all'assenza di aria si unisce alle fibre. Questo permette di creare delle forme complicate.
- **Resin Transfer Molding (RTM) and High-Pressure RTM (HP-RTM):** in questo processo vengono messi fibra e matrice assieme all'interno dello stampo sul quale viene poi applicata una pressione iniettando aria all'interno di una camera rigida detta pressione di iniezione. Il processo RTM viene fatto a pressioni relativamente basse mentre il processo HP-RTM a pressioni più elevate al fine di velocizzare il processo e riuscire a creare delle forme più complesse.
- **Light Resin Transfer Molding (LRTM):** questo processo è una variante del RTM in cui si usa sempre la camera rigida per applicare una pressione esterna al pezzo ma per la creazione delle parti a geometria più complicata e con livello di dettaglio elevato si utilizza il processo della busta alla quale viene tolta l'aria.



Vacuum infusion



Resin transfer moulding



Light resin transfer moulding

Il VIP viene molto utilizzato perché richiede attrezzature molto più semplici rispetto agli altri due processi e quindi costa molto meno, si utilizza per:

- Creare palette di turbina
- Creare carenature
- Creare scafi di barche
- Creare parti di velivoli

Quando si fa il processo di VIP poi solitamente questo viene controllato usando delle camere infrarosse per determinare la T che è molto legata al grado di cura e all'avanzamento della polimerizzazione.

Per avere un esempio di come avviene il processo VIP si considera il processo di creazione dello scafo di un imbarcazione:



1. Ispezione dello stampo



2. Applicazione dello strato protettivo



3. Applicazione delle fibre di vetro nello stampo

- **Cura** in cui oltre alla compattazione meccanica si unisce il legame chimico tra fibra e matrice, si nota che il processo di cura comincia già nella fase di compressione perché all'interno della pressa la T sale, ma poi terminerà in autoclave

A seconda del materiale usato e di come viene fatto lo stampo il processo di compression molding varia:

- **Sheet Molding Compound (SMC)/Bulk Molding Compound (BMC):** In questo caso si usano delle fibre corte ricavate dall'aver tritato delle fibre lunghe e si mettono nella resina poi nel SMC vengono messe nello stampo già in forma di lamiere, nel BMC invece si mettono nello stampo senza una forma propria
- **Dry Preform with Resin Addition:** In questo caso ho una preforma di fibre già messe in un dato pattern e orientazione, metto la resina e poi comprimo.
- **Prepeg:** in questo caso si usano dei preimpregnati che hanno un pattern già predefinito e costituiscono quindi una miscela di fibra + matrice molto controllato

9.4 Prepreg processes

In questo caso la deposizione delle fibre avviene usando un metodo automatico o a mano.

Nel caso dell'utilizzo del metodo automatico si parla di **Automated Fiber Placement (AFP)** in cui le fibre vengono messe da una macchina sullo stampo che risulterà più complesso rispetto a quello usato per la deposizione a mano.

Esistono 2 metodi per mettere le fibre:

- **Testa montata su un braccio robotico** in cui ho un sistema di posizionamento automatico della testa da cui fuoriescono le fibre da delle fessure che sarà mossa da un braccio robotico nelle 3 direzioni e permetterà di rendere la gestione delle fibre più facile anche per geometrie abbastanza complesse. Questo processo permette di costruire composti avanzati come i variable angle tow che vengono costruiti con fibre che hanno un angolo variabile da regione a regione del composito che permette di avere regioni con diverse proprietà meccaniche.
- **Testa montata su un cavalletto** in cui ho la testa che mette le fibre montata su un cavalletto in grado di muoversi su più assi. Questa tecnica è preferibile nel caso in cui devo costruire superfici piane di grandi dimensioni perché il cavalletto permette alla testa di muoversi più velocemente quindi la produzione risulta infine più veloce.

Entrambi i sistemi permettono di avere una deposizione delle fibre molto veloce e precisa sugli stampi.



Robotic arm system



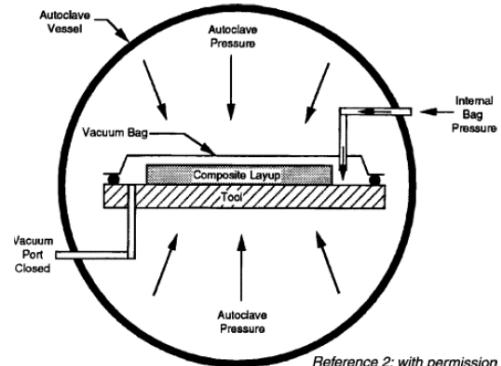
Gantry system

il volume disponibile. Solitamente c'è una sola porta per caricare e scaricare il materiale ma nelle autoclavi più grandi è possibile avere due porte, una anteriore e l'altra posteriore, per poter caricare e scaricare il materiale all'interno di un ciclo produttivo.



Le parti principali di cui è composta l'**autoclave** sono:

- La vasca per contenere la pressione, fornire calore tramite un flusso di gas che circola uniformemente al suo interno
- I sottosistemi per applicare il vuoto dalle parti coperte dal sacco a vuoto
- I sottosistemi per controllare i parametri di processo come per esempio i sensori di temperatura presenti sia sulla parete della vasca che sopra l'oggetto da curare
- Sottosistemi per immettere il tool all'interno dell'autoclave
- Collegamento con un computer che si occupa di controllare il processo di cura tramite i parametri ricevuti dai sensori, grazie ad esso nella stessa autoclave posso creare cicli di cura differenti



Si nota che i sensori più utilizzati sono le termocoppie che permettono di misurare la T esatta in un punto specifico per cui se applicate in diversi punti permettono di avere un'idea precisa della distribuzione di T sulla superficie del materiale o all'interno della camera.

Il **sacco a vuoto** è poi fondamentale per garantire la qualità e l'integrità strutturale del materiale.

Esso è utile per:

- **Compattare i diversi layer** del laminato perché la pressione, grazie ad esso, è applicata in modo uniforme. In questo modo si riescono a ridurre i vuoti tra layer riuscendo infine ad ottenere le proprietà volute.
- **Rimuovere le sostanze volatili** che durante il riscaldamento vengono rilasciate dalla matrice e se non venissero tolte si mischierebbero con l'aria e sarebbero un problema mentre la presenza della bag permette di aspirarle. Le sostanze volatili in questione sono: resina in eccesso, umidità, prodotti gassosi delle reazioni chimiche.
- **Applicare un differenziale di pressione**
- **Proteggere il materiale dall'atmosfera dell'autoclave** che è composta da particolati e altri elementi che potrebbero contaminare la superficie del materiale. Inoltre grazie alla bag il materiale non è esposto direttamente al flusso di aria calda quindi il flusso di calore sarà uniforme.
- **Controllo nell'applicazione del vuoto** utile per il controllo del ciclo di cura.

Il calore viene poi fornito al pezzo sia per convezione che per irraggiamento.

I metodi che adesso sono utilizzati per correggere questa disuniformità sono:

- **Flow Adjustement Panel** che sono pannelli che si mettono sul portellone anteriore a seconda del pezzo che si sta producendo e permettono di avere una distribuzione del gas più uniforme per quello specifico pezzo
- **Deflettori a soffitto** che indirizzano il flusso del soffitto per impedire i ristagni dello stesso in determinate zone.

10.1 Dimensionamento

Il dimensionamento del fan dell'autoclave viene fatto per determinare la potenza necessaria per avere il flusso d'aria richiesto.

La velocità dell'aria generata dal fan viene calcolata con:

$$V_{fan} = \sqrt[3]{\frac{2P_{fan}}{\rho_{air} A_{fan}}}$$

Dove:

- P_{fan} = potenza del fan
- A_{fan} = cross-section del fan

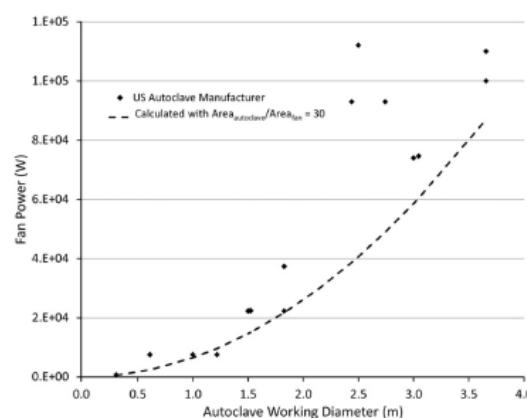
Conoscendo la velocità media dell'aria in autoclave che si calcola come:

$$V_A = \frac{V_{fan} A_{fan}}{A_A}$$

Sono in grado di determinare la potenza minima richiesta dal fan per gestire le condizioni descritte:

$$P_{fan} = \frac{V_A^3}{2\rho_{air}} \left(\frac{A_A}{A_{fan}} \right)^2 A_A$$

Dal grafico si nota che confrontando la potenza del fan e le dimensioni delle autoclavi reali la tendenza è rispettata e le autoclavi reali hanno un valore di potenza del fan installato sempre maggiori rispetto a quello teorico come possiamo vedere dal grafico che si riferisce al caso in cui $A_{autoclave}/A_{fan} = 30$



E' necessario anche conoscere il valore di h_{TC} che solitamente viene fornito agli utilizzatori dell'autoclave tramite grafici come quello sotto che è stato calcolato per $l=1m$ e serve per dimensionare il processo termico.

- Stazionamento a 110°C per un ora
- Riscaldamento fino a 180°C, temperatura a cui avviene la cura vera e propria
- Stazionamento a 180°C per circa 2 ore
- Cooling down controllato

Normalmente poi per lo stesso materiale esistono diverse tipologie di cicli di cura a seconda della geometria del sistema, dei tool utilizzati e del flusso dell'aria in autoclave. Tutti però hanno l'obiettivo di arrivare a DOC pari a circa il 90%.

L'azienda che fornisce i prepeg solitamente fornisce anche un ciclo di cura consigliato con limiti sulle temperature e sui tempi.

Solitamente viene indicato il MRCC ovvero il ciclo di cura consigliato che, se attuato da le caratteristiche finali dichiarate dall'azienda. Per ottenerle bisogna però stare all'interno delle Specs fornite dall'azienda.

Se quindi sto all'interno della parte rossa le caratteristiche finali del componente saranno quelle dichiarate dal produttore.

Se consideriamo un ciclo semplice ad 1 hold possiamo vedere quale è l'evoluzione della temperatura di transizione vetrosa T_g e del DOC al procedere del ciclo.

Come si nota dal diagramma vicino le due variabili che ci interessano, ovvero la T_g e il DOC aumentano al procedere del ciclo di cura fino ad arrivare ad un valore massimo asintotico.

Esiste una formulazione empirica che lega le due grandezze, la **formula di Di Benedetto**:

$$\frac{T_g - T_{g0}}{T_{g\infty} - T_{g0}} = \frac{\lambda x}{1 - (1 - \lambda)x}$$

Dove:

- T_g e T_{g0} sono le temperature di transizione vetrosa del materiale prima e dopo la cura
- λ è un parametro empirico
- x è il Degree Of Cure

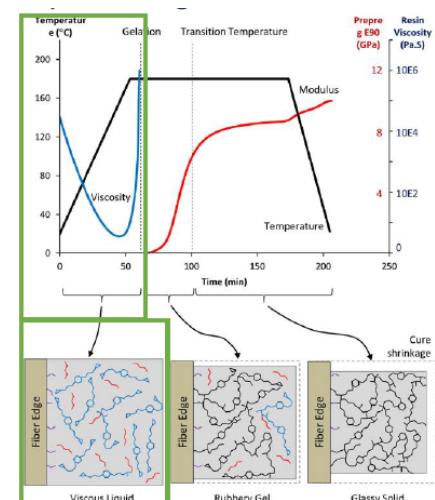
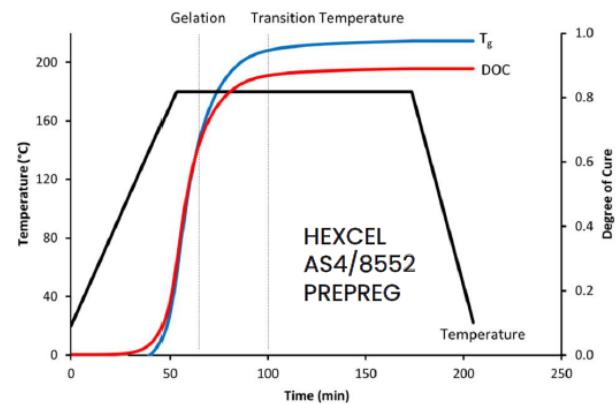
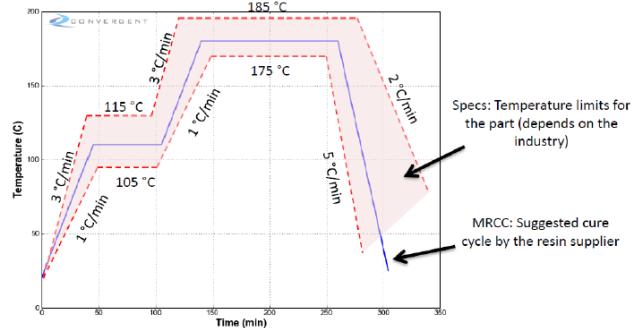
Possiamo dividere il processo in 4 fasi:

- Fase di liquido viscoso
- Fase di solido gommoso
- Fase di solido vetroso
- Cooling down

Durante la prima **fase di liquido viscoso** succede che al crescere della T la viscosità decresce molto secondo la seguente legge:

$$\mu = A e^{\frac{\Delta E_f}{RT}(x)}$$

Dove la μ è la viscosità, A è una costante, E_f è l'energia di attivazione, R è la costante dei gas perfetti, T è la temperatura.



Al termine del ciclo, se esso è stato fatto bene, si raggiungono valori di DOC pari a 0.85/0.9 che permette di ottenere le proprietà meccaniche volute.

Le 3 fasi principali possono essere poi divise in funzione della T e del DOC raggiunto:

- Fase di liquido viscoso (comportamento viscoso) ha $DOC < DOC_{gel}$ e $T < T_g$
- Fase di solido gommoso (comportamento viscoelastico) ha $DOC > DOC_{gel}$ e $T < T_g$
- Fase di solido vetroso (comportamento elastico) ha $DOC > DOC_{gel}$ e $T > T_g$

Gli obiettivi e i motivi per cui si fanno le varie fasi possono essere riassunti così:

- Fase di liquido viscoso ha l'obiettivo di consolidare i layer, rimuovere i vuoti e i volatili, raggiungere il valore di fiber volume fraction desiderato.
- Fase di solido gommoso ha l'obiettivo di portare il materiale ad acquisire caratteristiche meccaniche senza sviluppare tensioni e deformazioni residue dovute a shrinkage chimico e diverso coefficiente di espansione termica tra fibra e matrice.
- Fase di solido vetroso ha l'obiettivo di completare la formazione dei legami e arrivare al DOC finale.

10.3 Come è fatta l'autoclave

Dalle immagini che vedremo si vede come funziona l'autoclave e come è fatto il processo.



Per caricare l'autoclave si usano delle rotaie che permettono di muovere facilmente il tool con sopra il pezzo dentro il sacco a vuoto. I tool sono reticolari per non disturbare il flusso di aria calda.



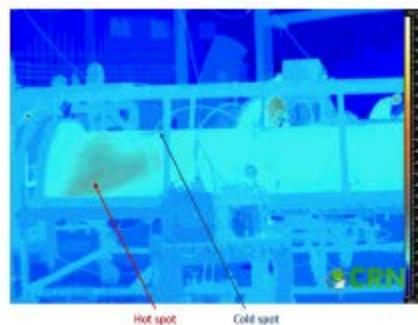
Steel tool



Il tool si scalda in modo non uniforme solitamente, noi vogliamo che sia più uniforme possibile



Autoclave caricata con il pezzo sopra il tool



Per ottenere la distribuzione di T nell'autoclave si usano telecamere a infrarossi esterne