

Laurea triennale in Disegno industriale

Materiali e Tecnologie – Modulo Proprietà dei Materiali

MATERIALI COMPOSITI



SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

Ing. Francesco Marra

A.A. 2018/2019

Materiali compositi

“Voi non darete più, come prima, la paglia al popolo per fare i mattoni; vadano essi a raccogliersi della paglia”

Esodo 5:7

COMPOSITI

- Nessuno dei materiali omogenei tradizionali possiede la combinazione ideale di proprietà per le applicazioni strutturali
- Questa considerazione ha portato allo sviluppo di materiali che “combinano” due o più materiali omogenei e che consentono di utilizzare le migliori proprietà di ciascun costituente in modo sinergico

Definizione

Si definiscono materiali compositi quei materiali che possiedono le seguenti caratteristiche:

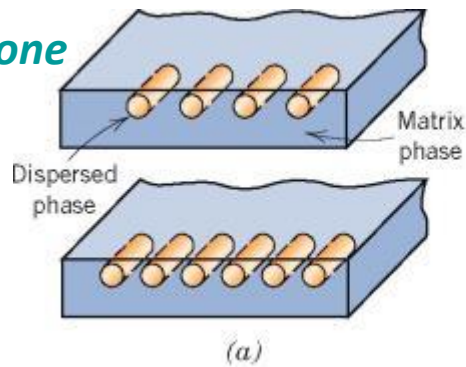
- 1. Sono costituiti da due o più materiali (fasi) di natura diversa, chimicamente dissimili e separati da una distinta interfaccia*
- 2. Almeno due delle fasi presenti hanno proprietà fisiche sufficientemente diverse tra loro, in modo da impartire al composito proprietà diverse da quelle dei costituenti*

Elementi costituenti:

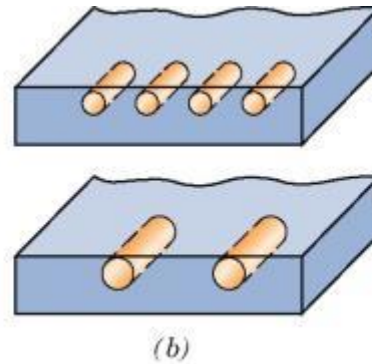
- **Matrice: fase continua**
- **Fase dispersa**
- **Interfaccia**

Le proprietà di un composito sono funzione delle proprietà delle fasi costituenti, delle concentrazioni relative e della geometria della fase dispersa

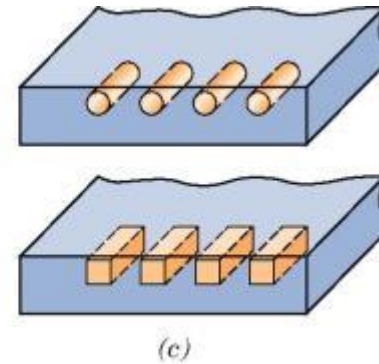
Concentrazione



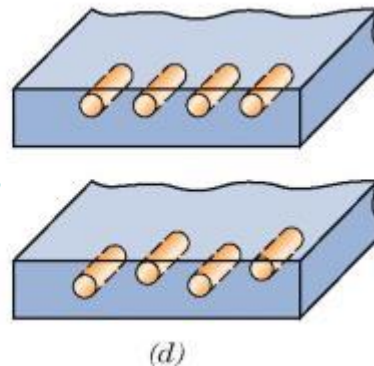
Dimensione



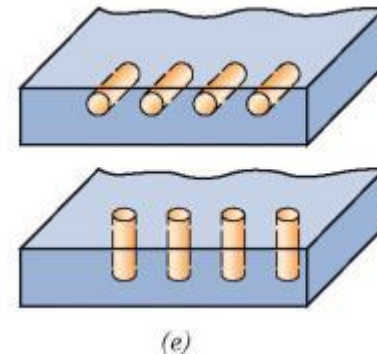
Forma



Distribuzione



Orientazione



Terminologia/Classificazione

- **Composito:**

- Materiale multifasico, non omogeneo ed in generale anisotropo

- **Matrice:**

- Fase continua

- Lo scopo è di:

- trasferire il carico alla fase dispersa

- proteggere la fase dispersa da attacchi chimici e danneggiamenti mecc. (usura)

- Classificazione: **MMC**, **CMC**, **PMC**

metallic ↑ **ceramico** ↑ **polimero**

- **Fase dispersa:**

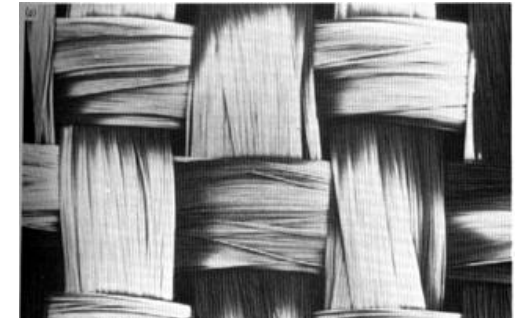
- Scopo: migliorare le proprietà della matrice.

MMC: aumentare σ_y , TS , resist. al creep

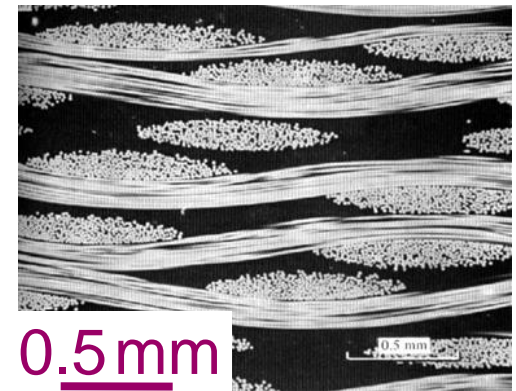
CMC: aumentare K_{Ic}

PMC: aumentare E , σ_y , TS , resist. al creep

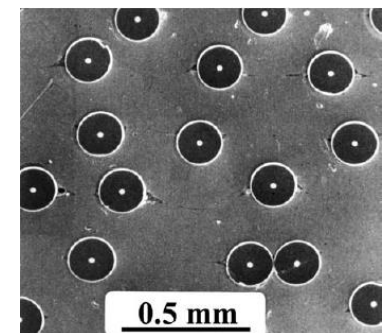
- Classificazione: *Particellare*, *fibroso*, *strutturale*



0.5 mm



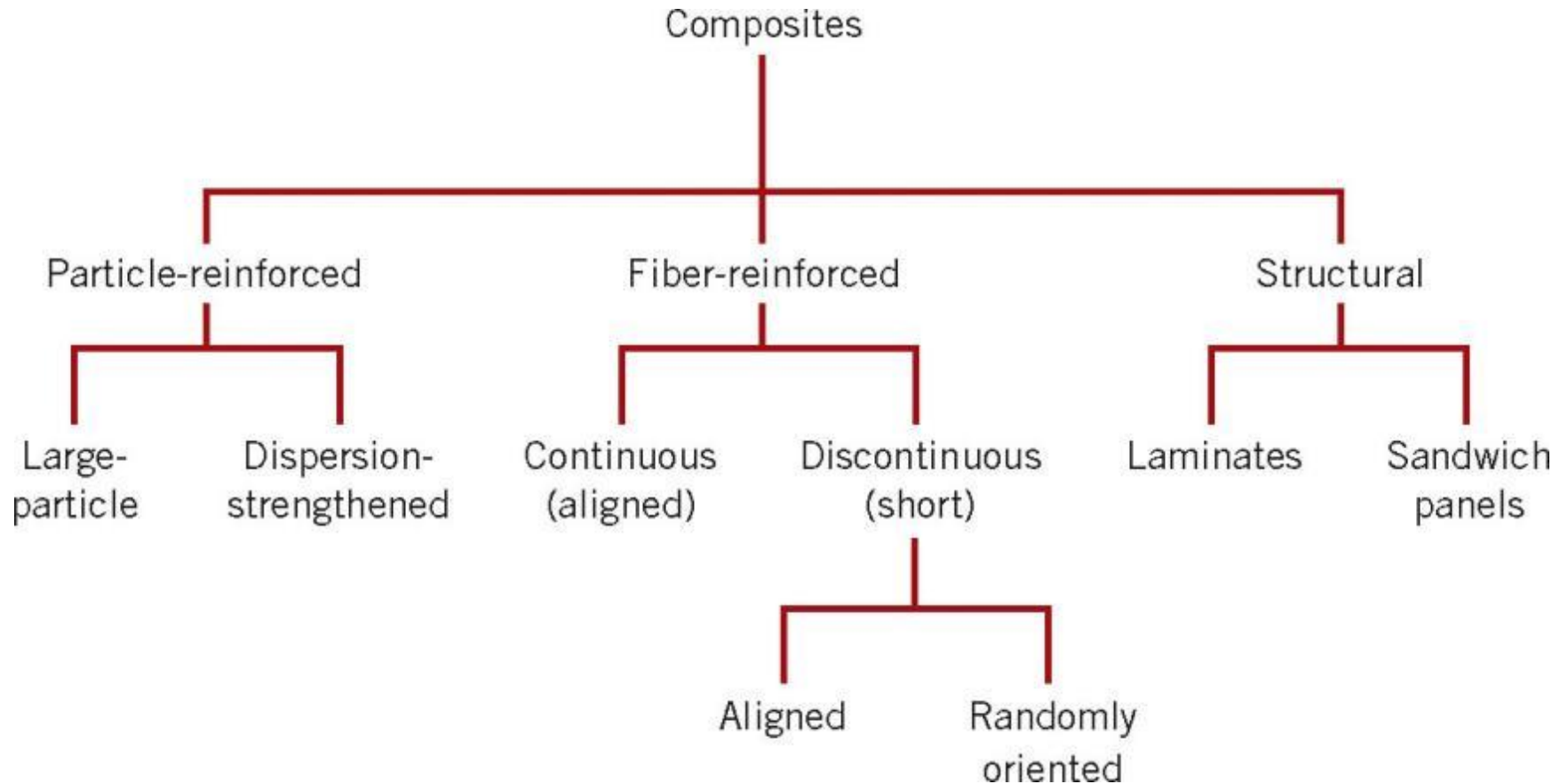
0.5 mm



0.5 mm

Fibre di Boro/Al $V_f = 10\%$

Classificazione



Funzioni delle fibre e della matrice

Le principali funzioni delle fibre (rinforzo) in un composito sono:

- sopportare il carico applicato. In un composito strutturale, dal 70 al 90% del carico è sopportato dalla fibre
- fornire rigidità, resistenza, stabilità termica
- fornire conducibilità elettrica o isolamento elettrico (a seconda del tipo di fibra utilizzato)

Funzioni delle fibre e della matrice

La matrice svolge delle funzioni che sono vitali ed essenziali ai fini del conseguimento di elevate prestazioni. Le fibre da sole sono di scarsa utilità senza la presenza della matrice. Le importanti funzioni svolte dalla matrice sono:

- la matrice tiene insieme le fibre e trasferisce il carico alle fibre. Fornisce inoltre la forma finale al componente
- la matrice isola le fibre in modo che possano agire individualmente. Ciò arresta o rallenta la propagazione di una cricca
- la matrice fornisce una adeguata protezione alle fibre contro attacchi di natura chimica o danneggiamenti meccanici (usura)
- le modalità di cedimento sono fortemente dipendenti dal particolare tipo di matrice e dalla sua compatibilità con il rinforzo

Molti compositi a matrice polimerica offrono una combinazione di resistenza e modulo che è confrontabile o migliore di quella offerta dai tradizionali materiali metallici. A causa della loro bassa densità, i rapporti specifici (resistenza/densità e modulo/densità) di tali compositi sono spesso superiori a quelli dei materiali metallici.

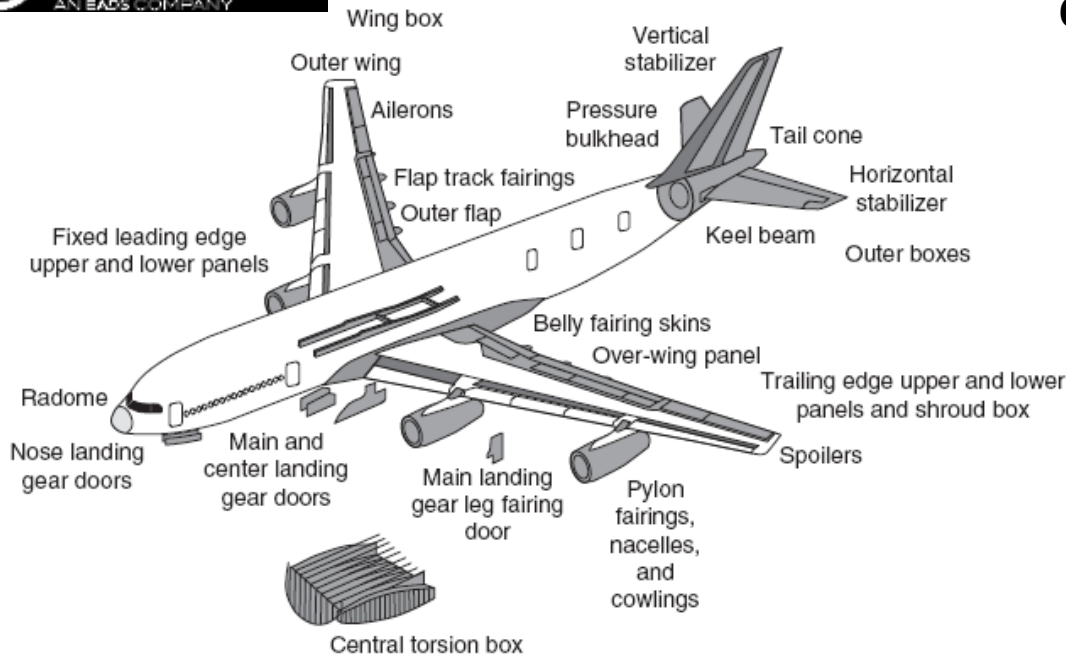
Tensile Properties of Some Metallic and Structural Composite Materials

Material ^a	Density, g/cm ³	Modulus, GPa (Msi)	Tensile Strength, MPa (ksi)	Yield Strength, MPa (ksi)	Ratio of Modulus to Weight, ^b 10 ⁶ m	Ratio of Tensile Strength to Weight, ^b 10 ³ m
SAE 1010 steel (cold-worked)	7.87	207 (30)	365 (53)	303 (44)	2.68	4.72
AISI 4340 steel (quenched and tempered)	7.87	207 (30)	1722 (250)	1515 (220)	2.68	22.3
6061-T6 aluminum alloy	2.70	68.9 (10)	310 (45)	275 (40)	2.60	11.7
7178-T6 aluminum alloy	2.70	68.9 (10)	606 (88)	537 (78)	2.60	22.9
Ti-6Al-4V titanium alloy (aged)	4.43	110 (16)	1171 (170)	1068 (155)	2.53	26.9
17-7 PH stainless steel (aged)	7.87	196 (28.5)	1619 (235)	1515 (220)	2.54	21.0
INCO 718 nickel alloy (aged)	8.2	207 (30)	1399 (203)	1247 (181)	2.57	17.4
High-strength carbon fiber–epoxy matrix (unidirectional) ^a	1.55	137.8 (20)	1550 (225)	—	9.06	101.9
High-modulus carbon fiber–epoxy matrix (unidirectional)	1.63	215 (31.2)	1240 (180)	—	13.44	77.5
E-glass fiber–epoxy matrix (unidirectional)	1.85	39.3 (5.7)	965 (140)	—	2.16	53.2
Kevlar 49 fiber–epoxy matrix (unidirectional)	1.38	75.8 (11)	1378 (200)	—	5.60	101.8
Boron fiber-6061 Al alloy matrix (annealed)	2.35	220 (32)	1109 (161)	—	9.54	48.1
Carbon fiber–epoxy matrix (quasi-isotropic)	1.55	45.5 (6.6)	579 (84)	—	2.99	38
Sheet-molding compound (SMC) composite (isotropic)	1.87	15.8 (2.3)	164 (23.8)	—	0.86	8.9

^a For unidirectional composites, the fibers are unidirectional and the reported modulus and tensile strength values are measured in the direction of fibers, that is, the longitudinal direction of the composite.

^b The modulus–weight ratio and the strength–weight ratios are obtained by dividing the absolute values with the specific weight of the respective material. Specific weight is defined as weight per unit volume. It is obtained by multiplying density with the acceleration due to gravity.

Circa 25% in composito



© AIRBUS S.A.S. 2011 - COMPUTER RENDERING BY FIXION - GILNSO

FIGURE 1.2 Use of fiber-reinforced polymer composites in Airbus 380.

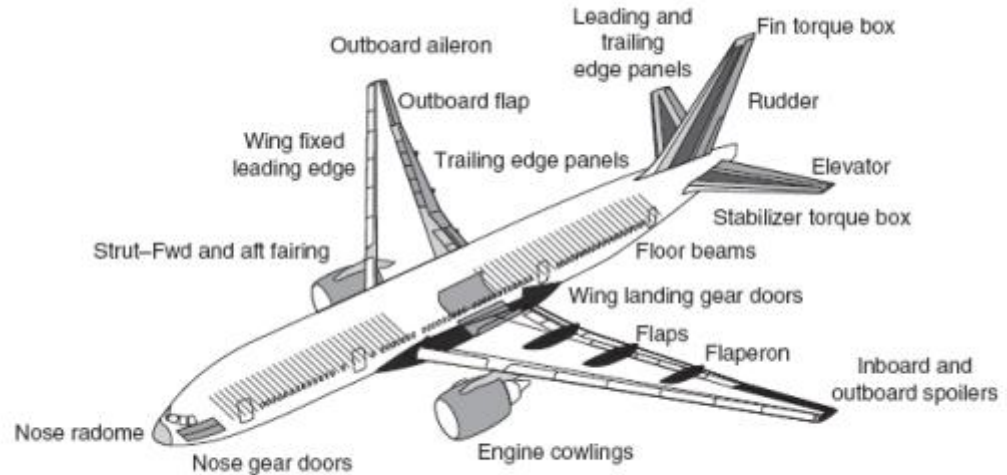
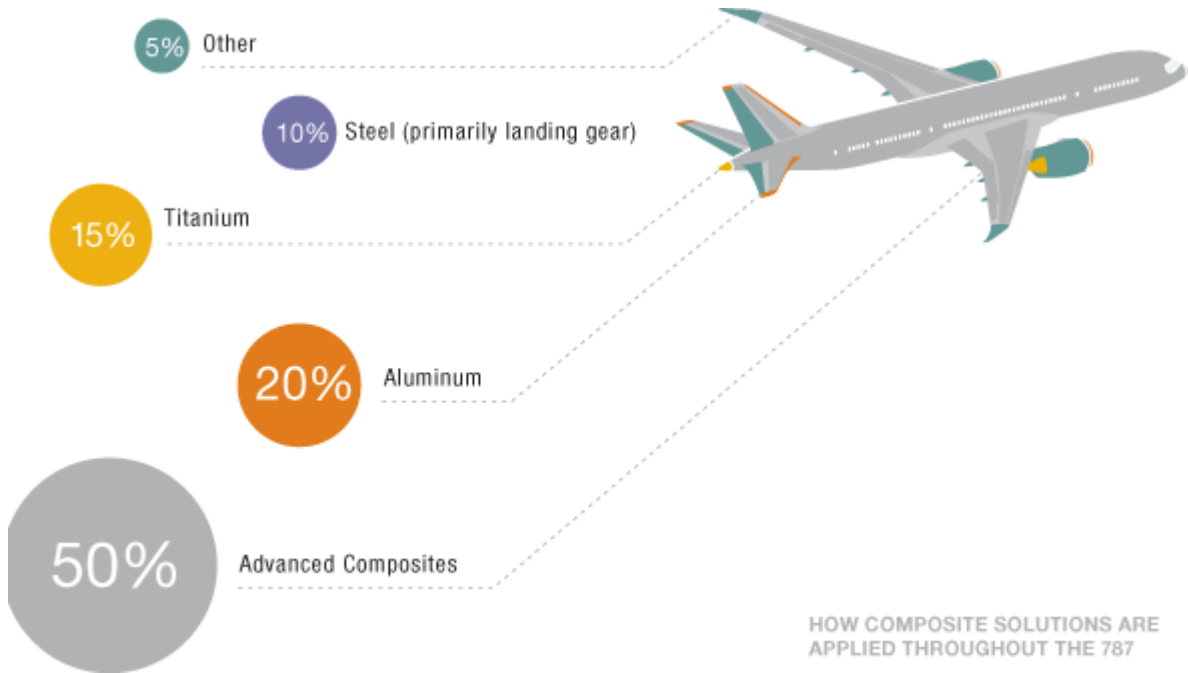


FIGURE 1.3 Use of fiber-reinforced polymer composites in Boeing 777.



HOW COMPOSITE SOLUTIONS ARE APPLIED THROUGHOUT THE 787



50%

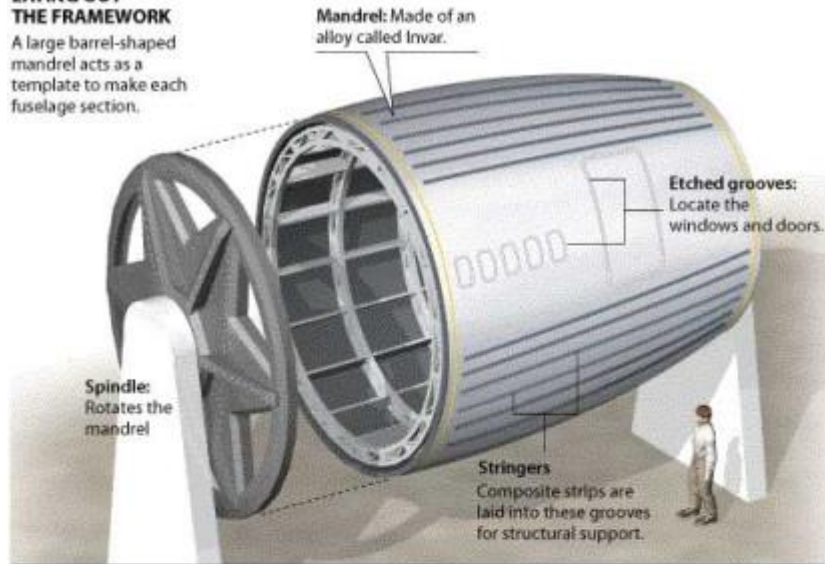


How Boeing makes a composite fuselage

Boeing has devised a new manufacturing process to create single-piece composite fuselage sections for the 7E7. Three to four sections will comprise the fuselage, or body, of the jet.

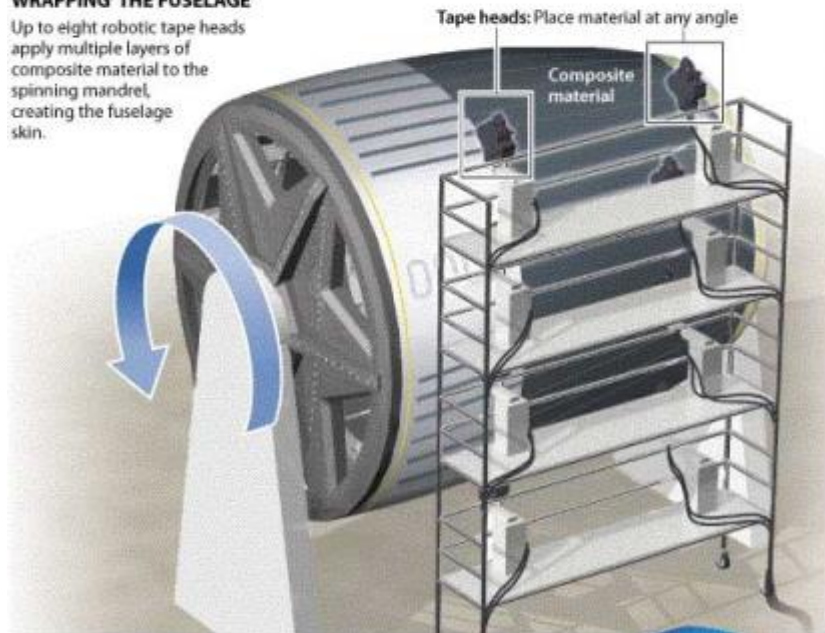
LAYING OUT THE FRAMEWORK

A large barrel-shaped mandrel acts as a template to make each fuselage section.



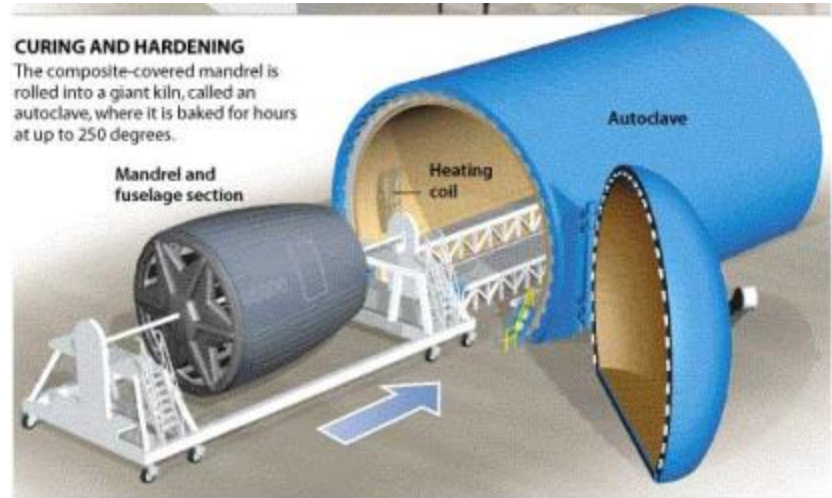
WRAPPING THE FUSELAGE

Up to eight robotic tape heads apply multiple layers of composite material to the spinning mandrel, creating the fuselage skin.



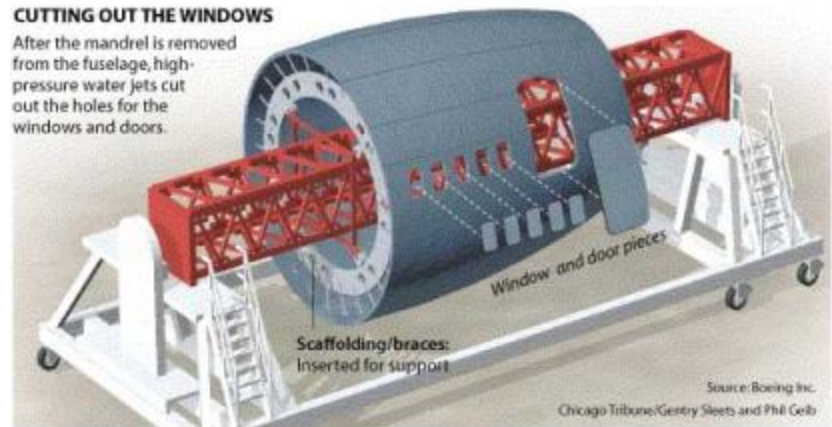
CURING AND HARDENING

The composite-covered mandrel is rolled into a giant kiln, called an autoclave, where it is baked for hours at up to 250 degrees.



CUTTING OUT THE WINDOWS

After the mandrel is removed from the fuselage, high-pressure water jets cut out the holes for the windows and doors.



Source: Boeing Inc.
Chicago Tribune/Gentry Sleets and Phil Gell



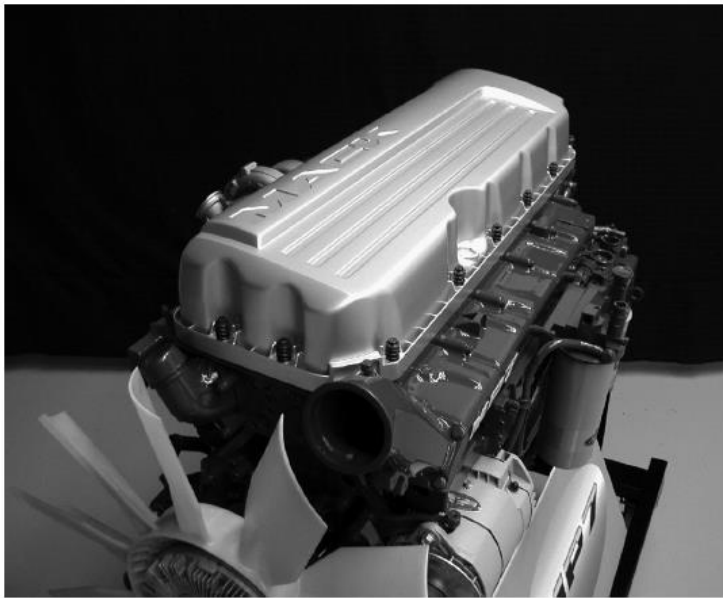


FIGURE 1.6 Compression-molded SMC valve cover for a truck engine. (Courtesy of Ashland Chemicals and American Composites Alliance. With permission.)



FIGURE 1.8 Carbon fiber-reinforced epoxy roof panel in BMW M6 vehicle. (Photograph provided by BMW. With permission.)

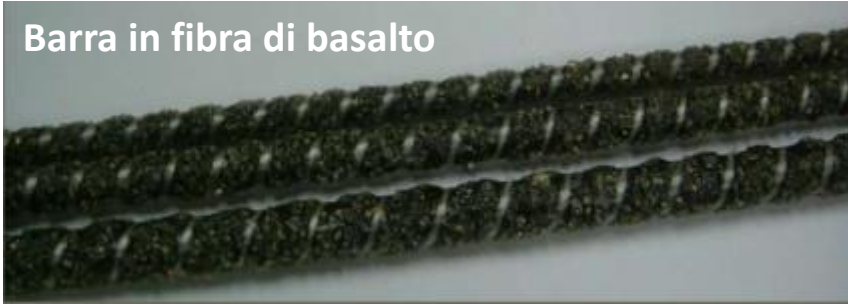


FIGURE 1.9 Carbon fiber-reinforced epoxy suspension and gear box in a Formula 1 race car. (Courtesy of Bar 1 Formula 1 Racing Team. With permission.)



FIGURE 1.10 Carbon fiber-reinforced epoxy bicycle frame. (Photograph provided by Trek Bicycle Corporation. With permission.)

Barra in fibra di basalto



Compositi con rinforzo particellare

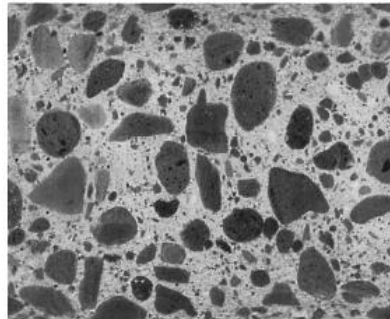
Particle-reinforced

Fiber-reinforced

Structural

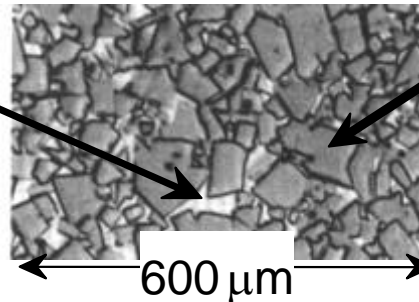
Esempi:

Calcestruzzo



WC/Co

matrice:
cobalto
(duttile)
 V_m :
10-15 vol%!



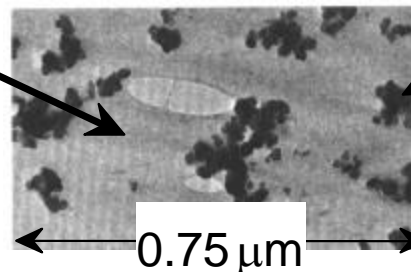
particelle:
WC
(fragile,
duro)

“Cermet”

**Gomme per
automobili**

15-30%vol – $\phi = 20-50$ nm

matrice:
gomma
(compliant)



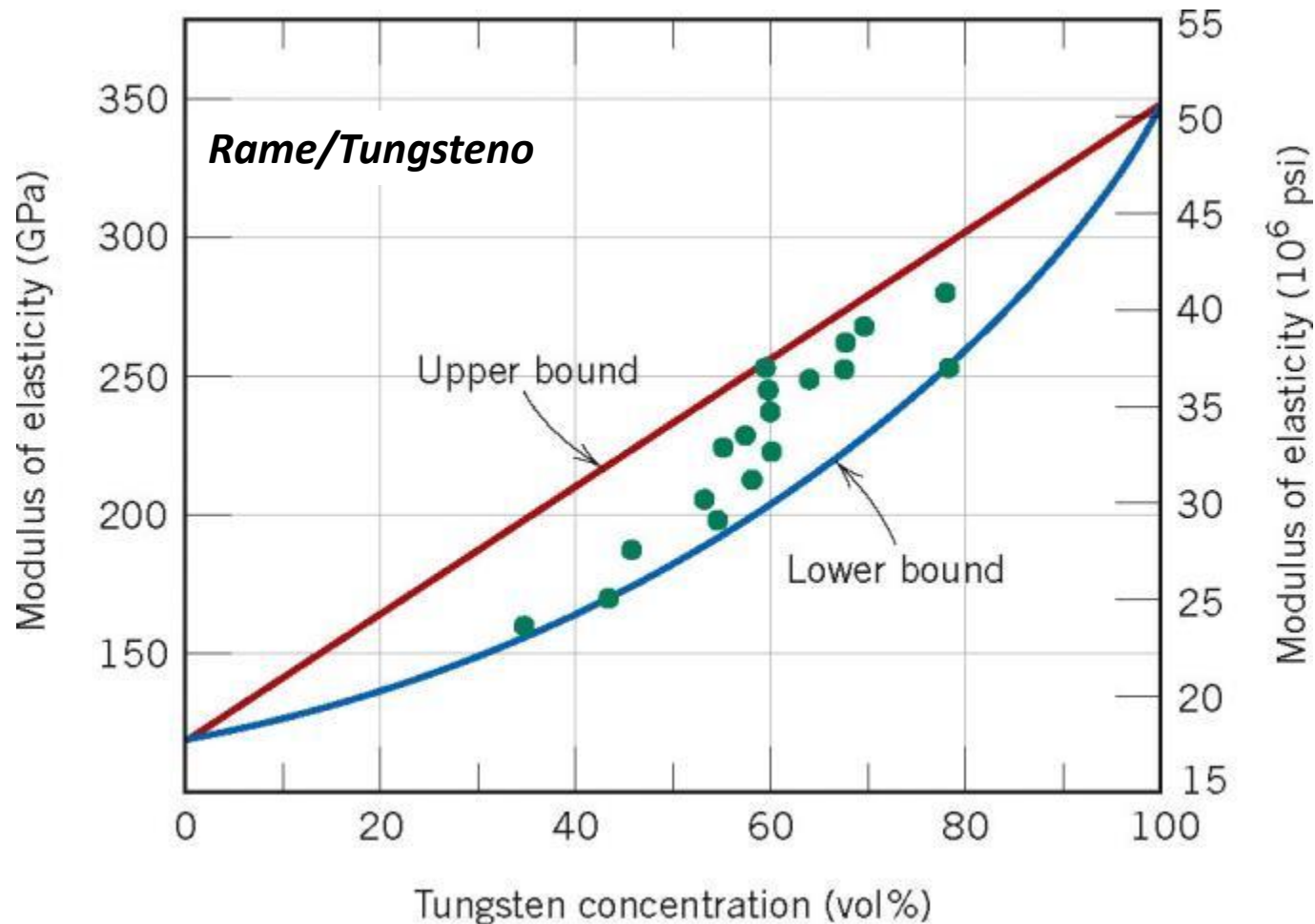
particelle:
C
(stiffer)

Particle-reinforced

Fiber-reinforced

Structural

In questi compositi le particelle hanno in genere lo scopo di migliorare la resistenza all'usura, la durezza superficiale, la resistenza alle alte temperature. I compositi con particelle sono caratterizzati generalmente da resistenza meccanica e/o rigidità ben inferiore a quella dei compositi fibrosi.



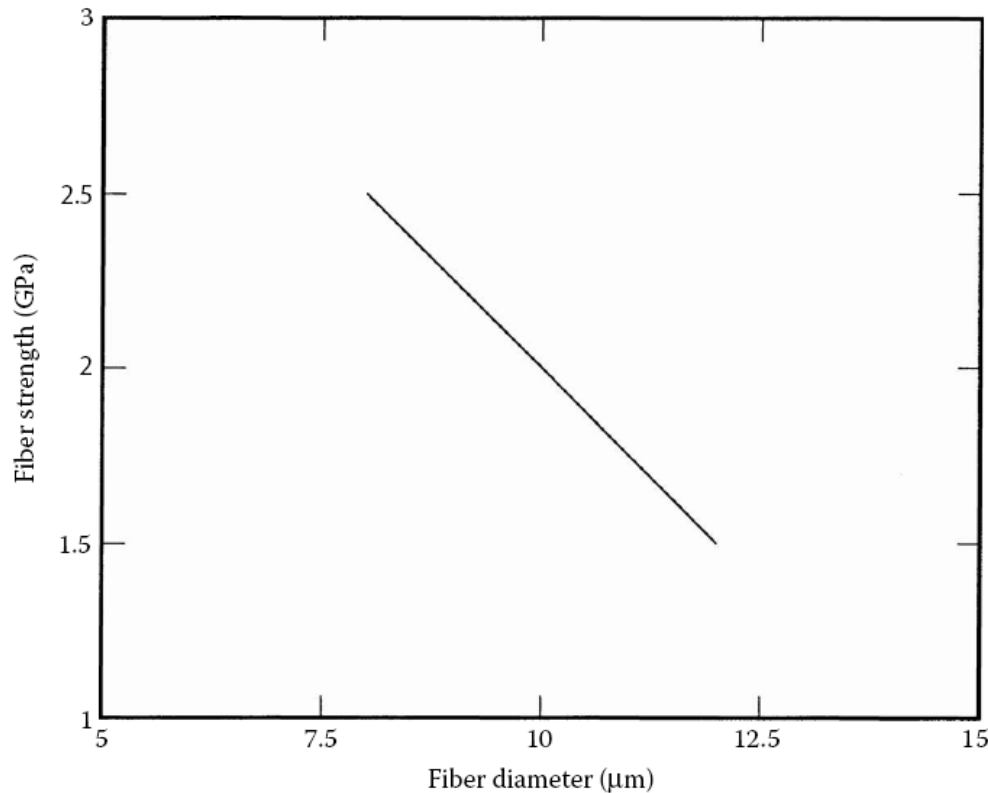
Particle-reinforced

Fiber-reinforced

Structural

I principali motivi per l'impiego di fibre "sottili" sono:

- limitata presenza di difetti si traduce in un aumento della resistenza dei materiali. Riducendo il diametro delle fibre si riducono le possibilità di trovare difetti;



Fibra di carbonio

• per migliorare il trasferimento del carico dalla matrice alla fibra, i compositi necessitano di una interfaccia fibra-matrice la più estesa possibile. A parità di frazione in volume di fibre, l'area dell'interfaccia fibra-matrice è inversamente proporzionale al diametro delle fibre.

Si consideri una lamina formata da N fibre di diametro D . L'area dell'interfaccia fibra-matrice nella lamina:

$$A_I = N\pi DL$$

Se si sostituiscono le fibre con diametro D con quelle di diametro d , il numero n di fibre per mantenere la stessa percentuale in volume sarà:

$$n\pi \frac{d^2}{4} L = N\pi \frac{D^2}{4} L \quad n = N \left(\frac{D}{d} \right)^2$$

L'area dell'interfaccia fibra-matrice diventerà:

$$A_{II} = n\pi dL = \frac{N\pi D^2 L}{d} = \frac{4(\text{volume delle fibre})}{d}$$

Ciò significa che, per una data frazione in volume di rinforzo in un dato volume di composito, l'area dell'interfaccia fibra-matrice è inversamente proporzionale al diametro della fibra

- è necessario che le fibre si pieghino senza rompersi durante le operazioni di fabbricazione dei materiali compositi. L'abilità di flettersi aumenta con il diminuire del diametro della fibra e si esprime in termini di flessibilità. La flessibilità è definita come l'inverso della rigidità ed è proporzionale all'inverso del prodotto del modulo elastico della fibra e della quarta potenza del diametro:

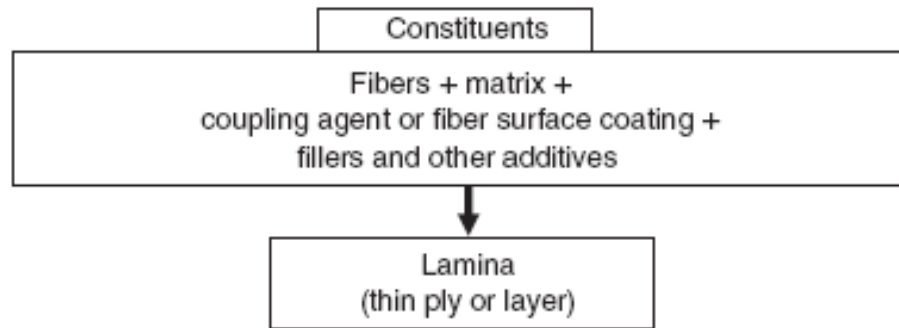
$$\textit{flessibilità} \propto \frac{1}{Ed^4}$$

Per un dato materiale, a differenza di quanto accade per la resistenza, il modulo elastico non varia in modo apprezzabile in funzione del diametro. Perciò, la flessibilità risulta essere inversamente proporzionale alla quarta potenza del diametro.

Oltre alle fibre e alla matrice, quali altri fattori influenzano il comportamento meccanico di un materiale composito?

Altri fattori includono *l'interfaccia fibra-matrice*. Tale interfaccia determina quanto efficacemente la matrice trasferisce il carico alle fibre. Si possono avere legami di tipo chimico, meccanico o di interdiffusione all'interfaccia. In molti casi, più di un tipo di legame si verifica contemporaneamente all'interfaccia.

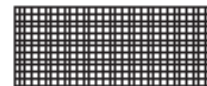
- Un legame chimico si forma tra la superficie della fibra e la matrice. Alcune fibre tendono a legarsi spontaneamente alla matrice, altre no. In tale caso, vengono aggiunti degli agenti di accoppiamento (ad esempio i silani per migliorare la compatibilità delle fibre di vetro con le resine epossidiche) per formare dei veri e propri legami chimici all'interfaccia;
- La naturale rugosità della superficie delle fibre può causare un “interlocking” meccanico tra fibra e matrice;
- Reazioni si verificano quando atomi o molecole della fibra e della matrice interdiffondono. Tale interdiffusione spesso crea uno strato interfacciale ben distinto, chiamato interfase, che ha proprietà diverse da quelle della matrice e della fibra. Sebbene tale sottile strato interfacciale aiuti a formare un legame, esso può anche formare microcricche nelle fibre che riducono la resistenza della fibra e quindi del composito.



(a) Unidirectional continuous fibers



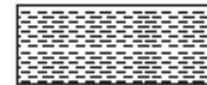
(b) Bidirectional continuous fibers



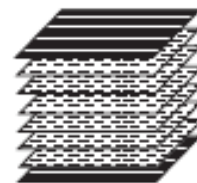
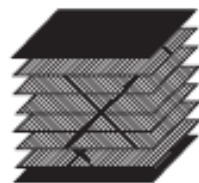
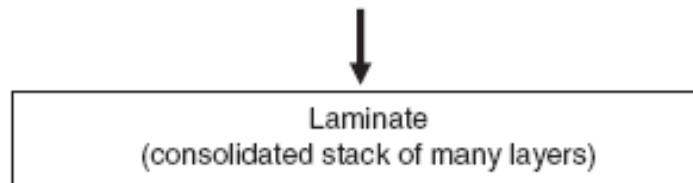
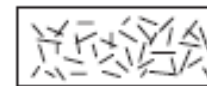
(c) Multidirectional continuous fibers



(d) Unidirectional discontinuous fibers

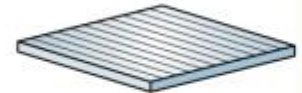


(e) Random discontinuous fibers

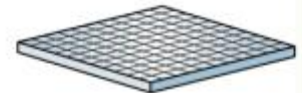


Continue

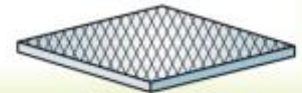
Uniassiale



Cross-Ply



Angle-Ply



Discontinue

Random in 2D



Random in 3D



FIBRE

TABLE 2.1
Properties of Selected Commercial Reinforcing Fibers

Fiber	Typical Diameter (μm) ^a	Density (g/cm^3)	Tensile Modulus GPa (Msi)	Tensile Strength GPa (ksi)	Strain-to-Failure (%)	Coefficient of Thermal Expansion ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$) ^b	Poisson's Ratio
<i>Glass</i>							
E-glass	10 (round)	2.54	72.4 (10.5)	3.45 (500)	4.8	5	0.2
S-glass	10 (round)	2.49	86.9 (12.6)	4.30 (625)	5.0	2.9	0.22
<i>PAN carbon</i>							
T-300 ^c	7 (round)	1.76	231 (33.5)	3.65 (530)	1.4	-0.6 (longitudinal) 7-12 (radial)	0.2
AS-1 ^d	8 (round)	1.80	228 (33)	3.10 (450)	1.32		
AS-4 ^d	7 (round)	1.80	248 (36)	4.07 (590)	1.65		
T-40 ^e	5.1 (round)	1.81	290 (42)	5.65 (820)	1.8	-0.75 (longitudinal)	
IM-7 ^d	5 (round)	1.78	301 (43.6)	5.31 (770)	1.81		
HMS-4 ^d	8 (round)	1.80	345 (50)	2.48 (360)	0.7		
GY-70 ^e	8.4 (bilobal)	1.96	483 (70)	1.52 (220)	0.38		
<i>Pitch carbon</i>							
P-55 ^c	10	2.0	380 (55)	1.90 (275)	0.5	-1.3 (longitudinal)	
P-100 ^c	10	2.15	758 (110)	2.41 (350)	0.32	-1.45 (longitudinal)	
<i>Aramid</i>							
Kevlar 49 ^f	11.9 (round)	1.45	131 (19)	3.62 (525)	2.8	-2 (longitudinal) 59 (radial)	0.35
Kevlar 149 ^f		1.47	179 (26)	3.45 (500)	1.9		
Technora ^g		1.39	70 (10.1)	3.0 (435)	4.6	-6 (longitudinal)	

FIBRE

Fiber	Typical Diameter (μm) ^a	Density (g/cm ³)	Tensile Modulus GPa (Msi)	Tensile Strength GPa (ksi)	Strain-to-Failure (%)	Coefficient of Thermal Expansion (10 ⁻⁶ /°C) ^b	Poisson's Ratio
<i>Extended chain polyethylene</i>							
Spectra 900 ^h	38	0.97	117 (17)	2.59 (375)	3.5		
Spectra 1000 ^h	27	0.97	172 (25)	3.0 (435)	2.7		
<i>Boron</i>	140 (round)	2.7	393 (57)	3.1 (450)	0.79	5	0.2
<i>SiC</i>							
Monofilament	140 (round)	3.08	400 (58)	3.44 (499)	0.86	1.5	
Nicalon ⁱ (multifilament)	14.5 (round)	2.55	196 (28.4)	2.75 (399)	1.4		
<i>Al₂O₃</i>							
Nextel 610 ^j	10–12 (round)	3.9	380 (55)	3.1 (450)		8	
Nextel 720 ^j	10–12	3.4	260 (38)	2.1 (300)		6	
<i>Al₂O₃-SiO₂</i>							
Fiberfrax (discontinuous)	2–12	2.73	103 (15)	1.03–1.72 (150–250)			

^a 1 μm = 0.0000393 in.

^b m/m per °C = 0.556 in./in. per °F.

^c Amoco.

^d Hercules.

^e BASF.

^f DuPont.

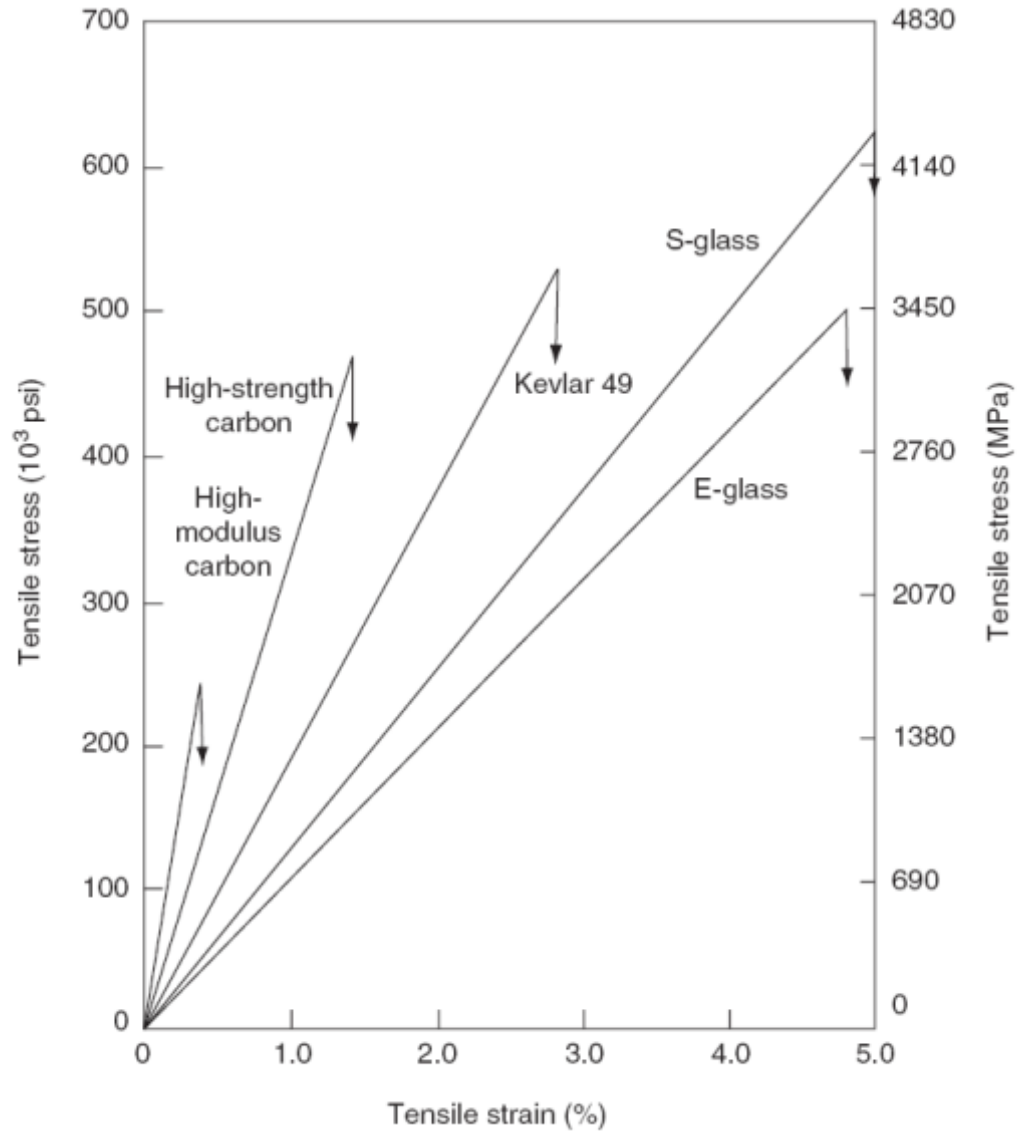
^g Teijin.

^h Honeywell.

ⁱ Nippon carbon.

^j 3-M.

FIBRE



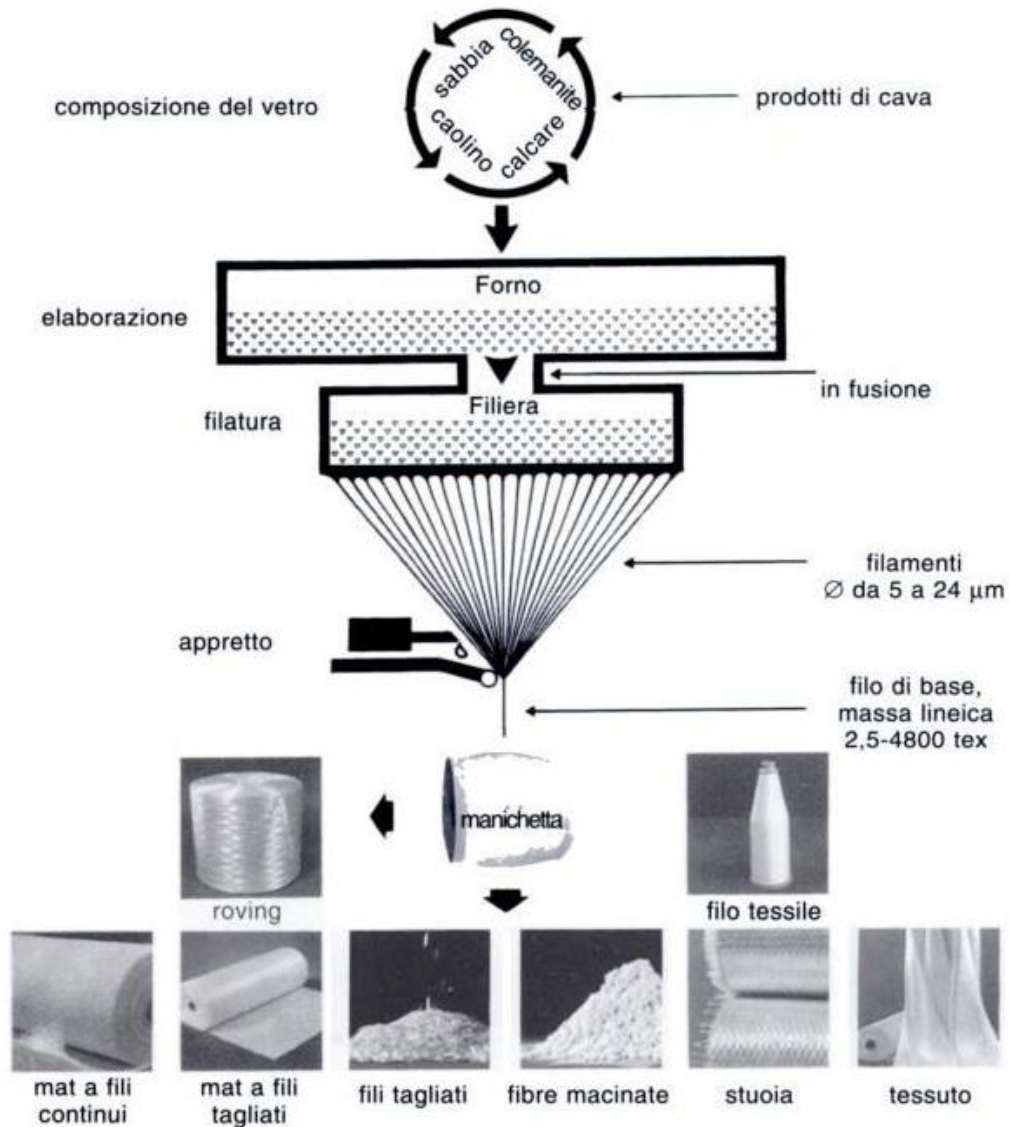
Fibre di vetro

Le fibre di vetro rappresentano il tipo di rinforzo più diffuso nei materiali compositi, soprattutto per l'elevata resistenza specifica rapportata al costo contenuto; altri pregi sono: resistenza alla corrosione, eccellenti proprietà ottiche ed elettriche e buon isolamento termico ed acustico. Di contro, possiedono una resistenza a fatica ed un modulo elastico modesti. I due tipi di vetro comunemente utilizzati nei materiali compositi a matrice polimerica sono il vetro E ed S. Le fibre di vetro sono amorfe (non cristalline) ed isotrope.

<i>Tipo</i>	<i>SiO₂</i>	<i>Al₂O₃</i>	<i>CaO</i>	<i>MgO</i>	<i>B₂O₃</i>	<i>Na₂O</i>
Vetro E	54,5	14,5	17	4,5	8,5	0,5
Vetro S	64	26	-	10	-	-

Composizione tipica delle fibre di vetro (% in peso)

Fibre di vetro



Fibre di carbonio

Le fibre di carbonio a struttura reticolare di grafite sono state introdotte verso la fine degli anni sessanta per soddisfare le esigenze dell'industria aerospaziale. Le fibre di carbonio sono disponibili con una grande varietà di moduli elastici e resistenze a trazione. In generale, le fibre a basso modulo sono caratterizzate da minore densità, minore costo, maggiore resistenza a trazione ed allungamento a rottura di quelle ad alto modulo.

Vantaggi

- Elevata resistenza specifica
- Elevato modulo specifico
- Basso coefficiente di espansione termica
- Elevata conducibilità termica
- Elevata resistenza a fatica

Svantaggi

- Basso allungamento a rottura
- Bassa resistenza all'impatto
- Elevata conducibilità elettrica
- Elevato costo

Fibre di carbonio

Da un punto di vista strutturale le fibre di carbonio risultano essere una miscela di carbonio amorfo e grafitico. L' elevato modulo elastico deriva dalla forma grafitica, nella quale gli atomi di carbonio sono disposti secondo una struttura cristallografica costituita da piani esagonali tenuti insieme da deboli interazioni di van der Waals.

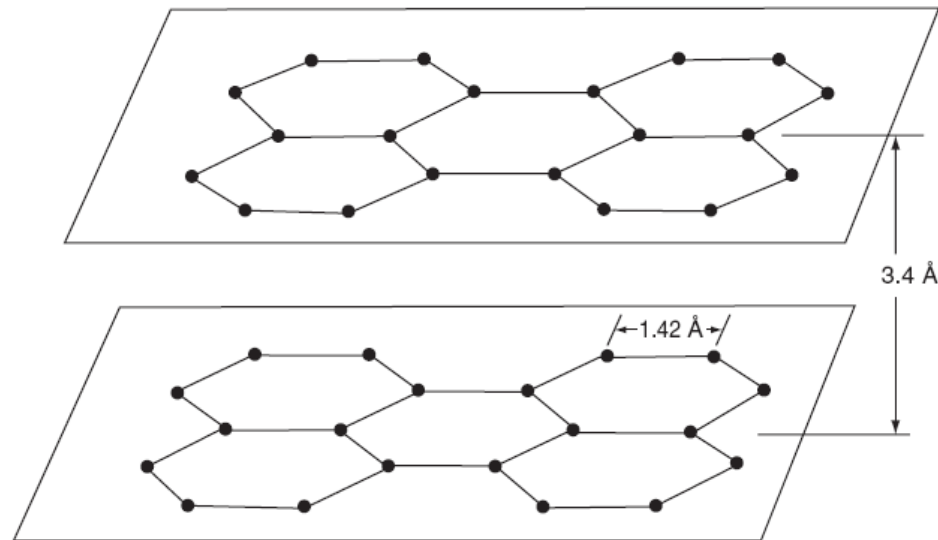
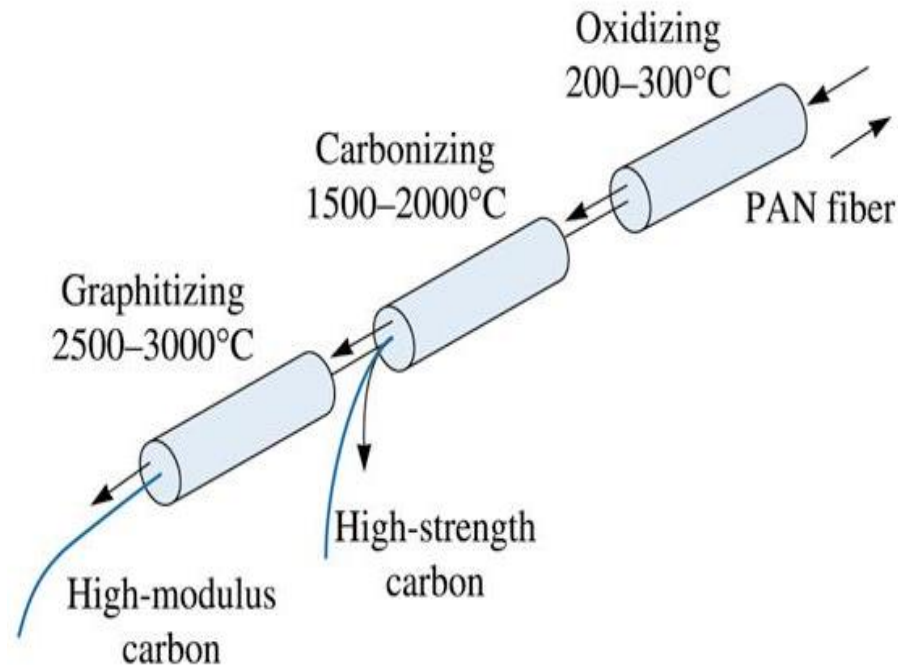


FIGURE 2.12 Arrangement of carbon atoms in a graphite crystal.

Proprietà fisiche e meccaniche anisotrope per le fibre di carbonio. I piani basali sono allineati lungo l' asse delle fibre.

Fibre di carbonio

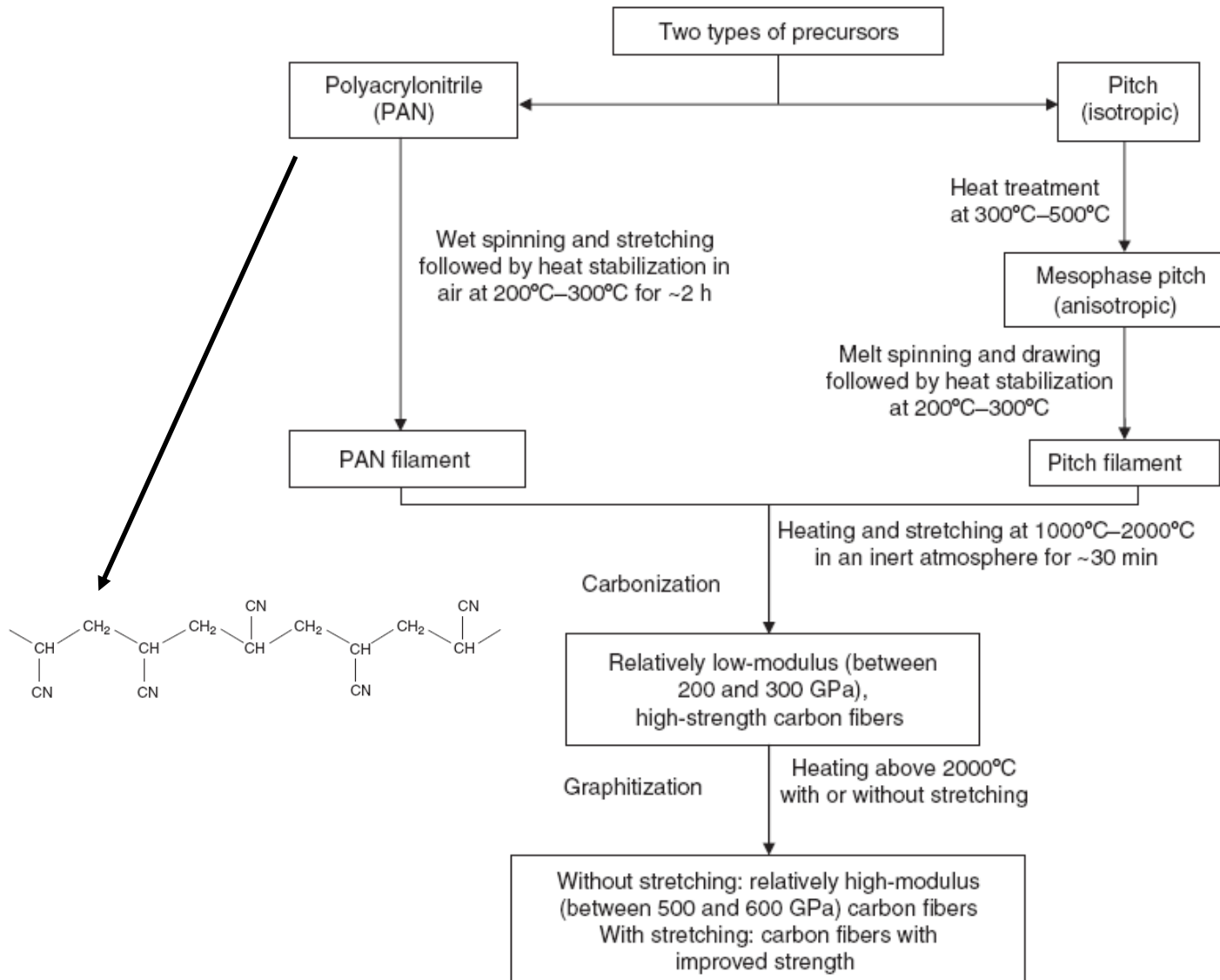
Tutti i tipi commercialmente validi sono ottenuti mediante pirolisi in atmosfera inerte di particolari precursori: **rayon** (fibre di materiale cellulosico), **poliacrilonitrile** (PAN) e **pece** (pitch). Il processo di fabbricazione varia nei particolari a seconda del precursore, ma in generale si articola nelle seguenti fasi: **filatura, ossidazione, carbonizzazione e grafitizzazione**.



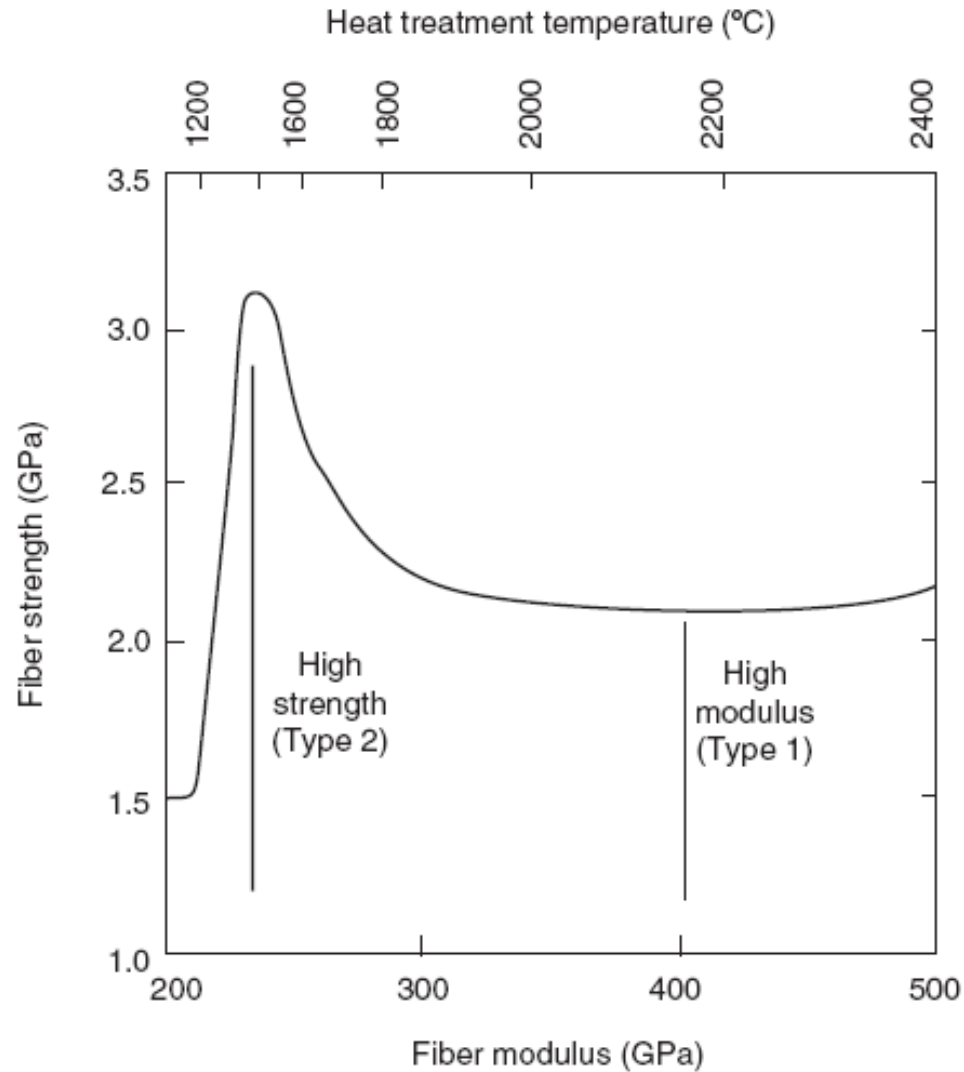
Fibre di carbonio

- **Filatura (spinning)**: serve a trasformare il polimero precursore in filamento;
- **Ossidazione o stabilizzazione**: mediante ossidazione da 220 a quasi 300 ° C il filamento del precursore è trasformato in filamento infusibile, capace di essere riscaldato negli stadi successivi senza subire ritiri e alterazioni di forma; liberato da prodotti volatili (CO₂, H₂O ecc.);
- **Carbonizzazione**: riscaldato in atmosfera inerte da 300 a circa 1500° C, il filamento è liberato da altri prodotti volatili (CO, CH₄, NH₃ ecc.) e si restringe principalmente in direzione trasversale iniziando la formazione di cristalli esagonali di grafite;
- **Grafitizzazione**: riscaldamento in atmosfera inerte a oltre 2000° C, fino a 2800-3000° C. Durante la produzione a partire da rayon e PAN, in uno stadio che dipende dal tipo di precursore, alle fibre è applicata una forza di trazione.

Fibre di carbonio



Fibre di carbonio



Fibre di carbonio

In relazione alle proprietà meccaniche, le fibre di carbonio sono classificate come:

- **HT (high tensile strength)**: rappresentano più del 90% delle fibre di carbonio oggi impiegate e sono caratterizzate da resistenza superiore a 4000 MPa e, modulo di 250 GPa ed allungamento a rottura di 1,5-1,9 %;
- **HM (high modulus)**: caratterizzate da un modulo di 350-500 GPa, resistenza di 2000 MPa ed allungamento a rottura di 0,5 %;
- **IM (intermediate modulus)**: sono il tipo più recente e hanno resistenza simile alle HT, modulo vicino ai 300 GPa ed allungamento a rottura prossimo a 1,5%.

Fibre aramidiche

Fibre poliammidiche aromatiche (poli p-fenile tereftalamide) altamente cristalline. Hanno la più bassa densità e la più elevata resistenza specifica tra le fibre commercialmente usate.

Vantaggi

Elevata resistenza e modulo a trazione

Elevata tenacità

Elevata resistenza all' impatto

Elevata resistenza alla combustione

Buona stabilità a temperature relativamente elevate (circa 150° C)

Elevata resistenza al creep

Elevata resistenza a fatica

Svantaggi

Bassa resistenza a compressione

Difficoltà di taglio e di lavorazione alle macchine

Fibre aramidiche

conferisce rigidità alla catena
e stabilità termica e chimica

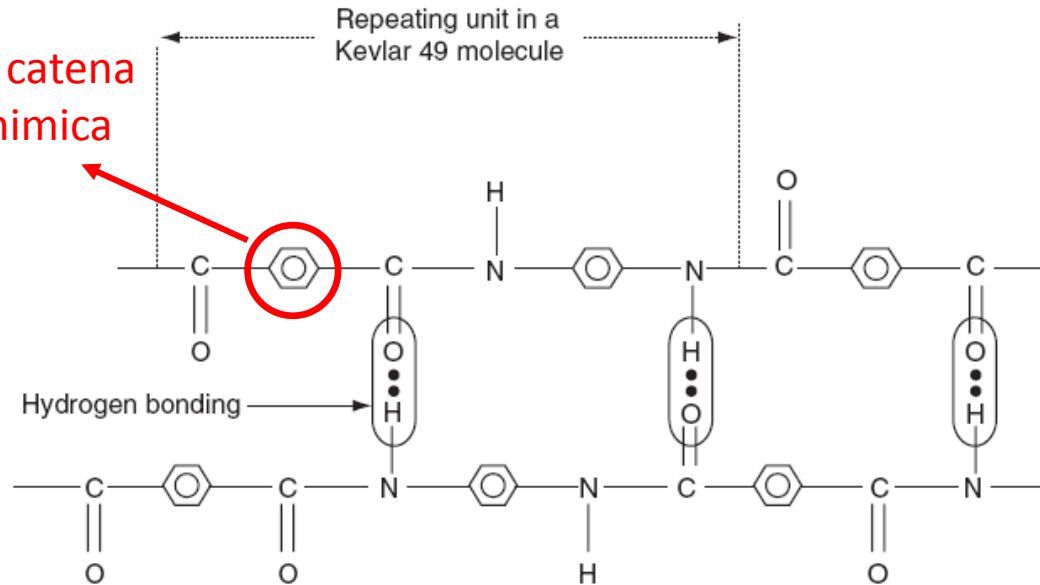


FIGURE 2.18 Molecular structure of Kevlar 49 fiber.

Il processo produttivo si articola nelle seguenti fasi:

- preparazione di una soluzione composta dal polimero e da H_2SO_4
- filatura per estrusione della soluzione attraverso la filiera (dry-jet-spinning)

Presentano una notevole anisotropia delle proprietà; infatti le elevate proprietà delle fibre sono dovute al forte orientamento delle macromolecole all'interno delle singole fibre

Spectra

- Polietilene ad alto peso molecolare con elevata cristallinità (95%-99%)
- Tali fibre possiedono elevate resistenze specifiche
- Basso assorbimento di umidità
- Elevata resistenza all'abrasione
- Limitata T di applicazione: 80-90° C
- Elevata resistenza all'impatto

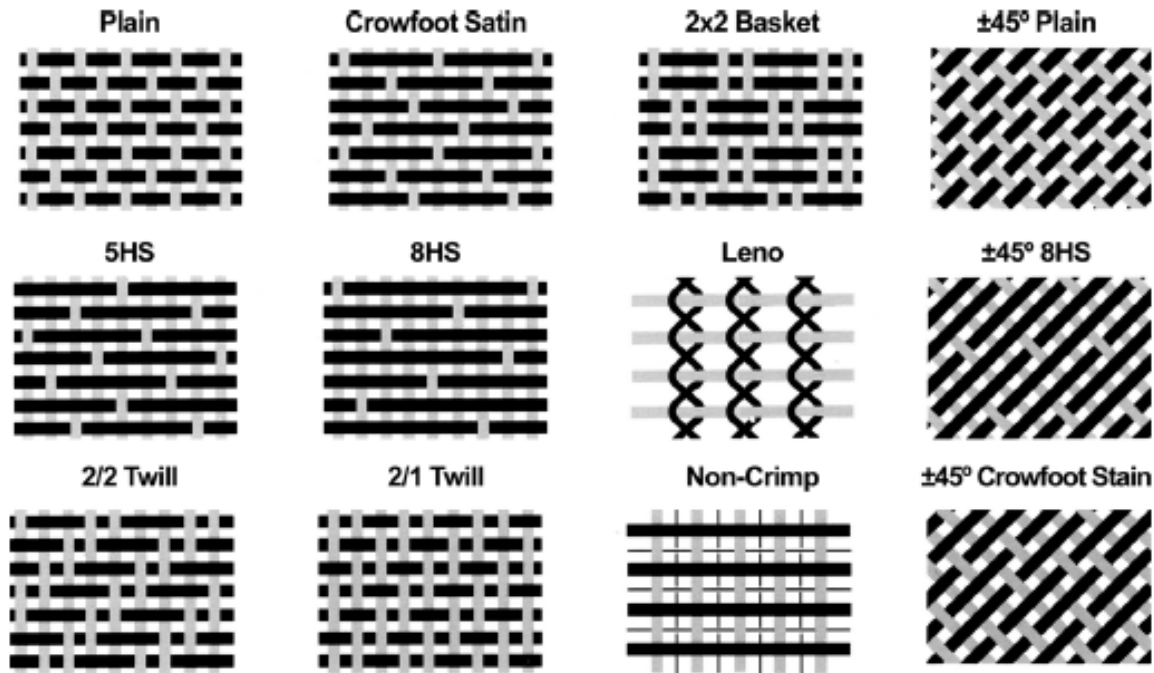
Fibre naturali

TABLE 2.5
Properties of Selected Natural Fibers

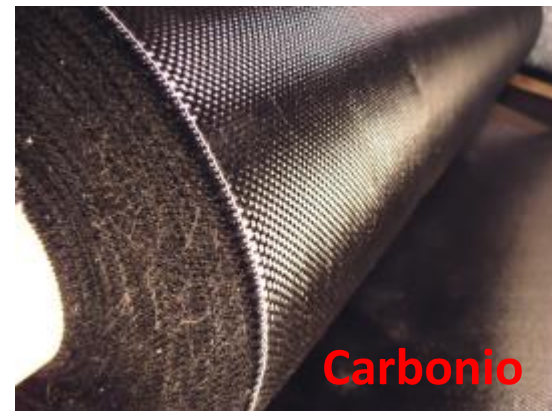
Property	Hemp	Flax	Sisal	Jute
Density (g/cm ³)	1.48	1.4	1.33	1.46
Modulus (GPa)	70	60–80	38	10–30
Tensile strength (MPa)	550–900	800–1500	600–700	400–800
Elongation to failure (%)	1.6	1.2–1.6	2–3	1.8

Source: Adapted from Wambua, P., Ivens, J., and Verpoest, I., *Compos. Sci. Tech.*, 63, 1259, 2003.

Tipologia di rinforzo



TESSUTO



Tipologia di rinforzo



Mat a fili tagliati (Chopped Strand Mat)



Mat a fili continui (Continuous filament Mat)

Tipologia di rinforzo



Fili tagliati (Chopped Strand)



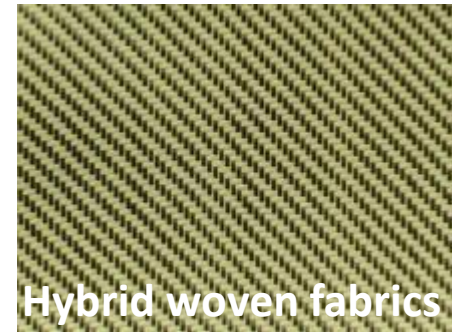
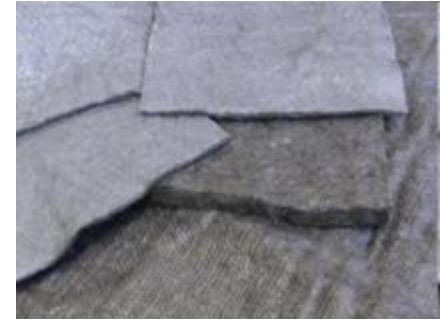
Roving

Tipologia di rinforzo

Milled basalt fibers

Heat insulating non woven mats

Chopped basalt fibers



Matrix Materials

Polymeric

Thermoset polymers

Epoxies: principally used in aerospace and aircraft applications

Polyesters, vinyl esters: commonly used in automotive, marine, chemical, and electrical applications

Phenolics: used in bulk molding compounds

Polyimides, polybenzimidazoles (PBI), polyphenylquinoxaline (PPQ): for high-temperature aerospace applications (temperature range: 250°C–400°C)

Cyanate ester

Thermoplastic polymers

Nylons (such as nylon 6, nylon 6,6), thermoplastic polyesters (such as PET, PBT), polycarbonate (PC), polyacetals: used with discontinuous fibers in injection-molded articles

Polyamide-imide (PAI), polyether ether ketone (PEEK), polysulfone (PSUL), polyphenylene sulfide (PPS), polyetherimide (PEI): suitable for moderately high temperature applications with continuous fibers

Metallic

Aluminum and its alloys, titanium alloys, magnesium alloys, copper-based alloys, nickel-based superalloys, stainless steel: suitable for high-temperature applications (temperature range: 300°C–500°C)

Ceramic

Aluminum oxide (Al_2O_3), carbon, silicon carbide (SiC), silicon nitride (Si_3N_4): suitable for high-temperature applications

<i>Material</i>	50Vol%	<i>Longitudinal Tensile Strength (MPa)</i>	<i>Transverse Tensile Strength (MPa)</i>
Glass–polyester		700	20
Carbon (high modulus)–epoxy		1000	35
Kevlar™–epoxy		1200	20

Source: D. Hull and T. W. Clyne, *An Introduction to Composite Materials*, 2nd edition, Cambridge University Press, 1996, p. 179.

<i>Property</i>	<i>Unreinforced</i>	<i>Fiber Reinforcement (vol%)</i>		
		<i>20</i>	<i>30</i>	<i>40</i>
Specific gravity	1.19–1.22	1.35	1.43	1.52
Tensile strength [MPa (ksi)]	59–62 (8.5–9.0)	110 (16)	131 (19)	159 (23)
Modulus of elasticity [GPa (10 ⁶ psi)]	2.24–2.345 (0.325–0.340)	5.93 (0.86)	8.62 (1.25)	11.6 (1.68)
Elongation (%)	90–115	4–6	3–5	3–5
Impact strength, notched Izod (lb _f /in.)	12–16	2.0	2.0	2.5

Source: Adapted from Materials Engineering's *Materials Selector*, copyright © Penton/IPC.

Policarbonato con fibre di vetro random

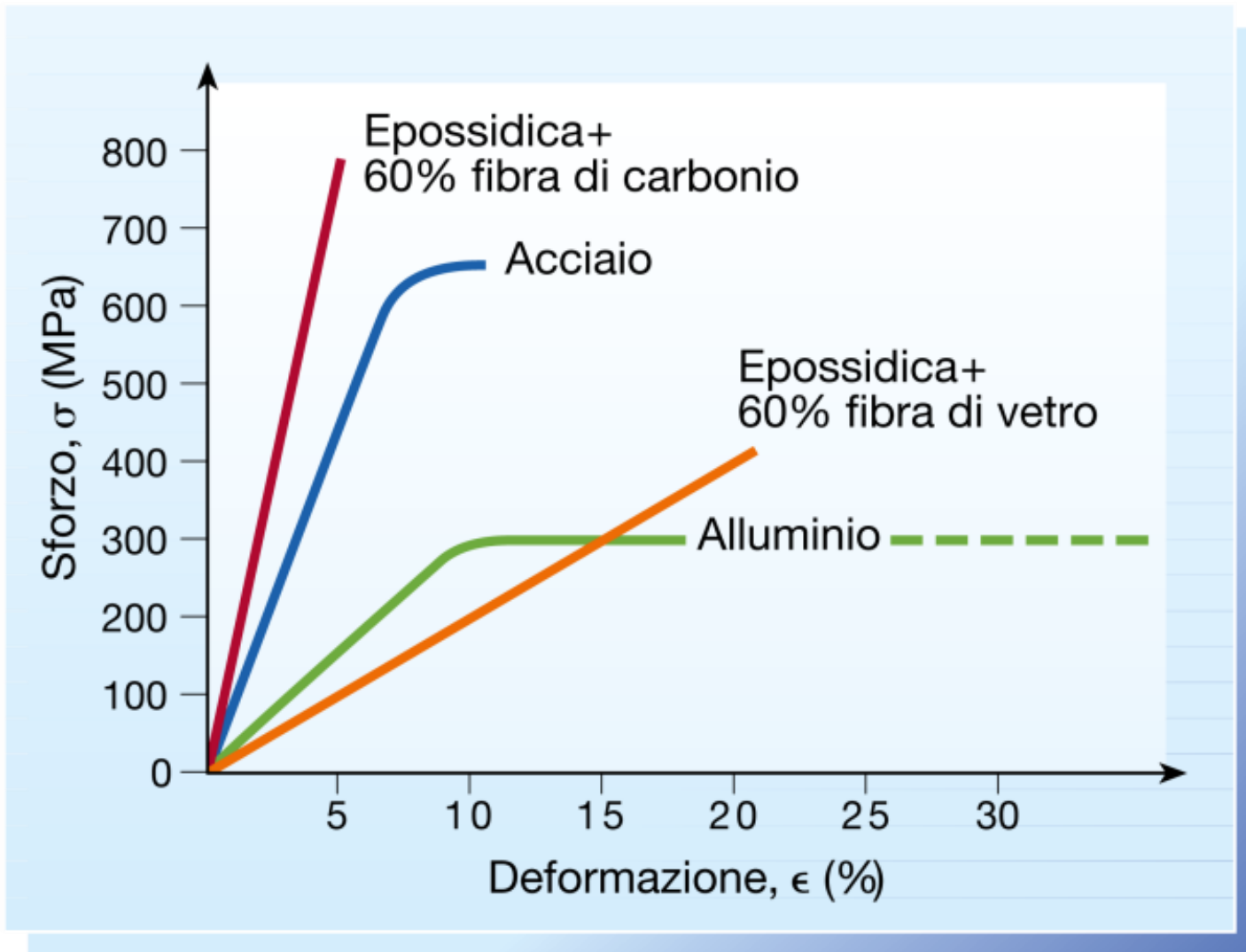


Figura 15.4 Curve di carico di due materiali metallici e due materiali compositi a base di resina epossidica (matrice) e fibra di vetro o di carbonio (rinforzo).

Percentuale di fibra, densità e percentuale di vuoti

I calcoli teorici per la resistenza, modulo ed altre proprietà di un composito fibro-rinforzato si basano sulla conoscenza della frazione in volume del rinforzo nella matrice.

Frazioni in volume

Si consideri un composito formato da fibre e matrice e si faccia riferimento alle seguenti notazioni:

$V_{c,f,m}$ = volume del composito, della fibra e della matrice

$\rho_{c,f,m}$ = densità del composito, della fibra e della matrice

Le frazioni in volume di fibre (V_f) e di matrice (V_m) sono definite come:

$$V_f = \frac{V_f}{V_c}, \quad V_m = \frac{V_m}{V_c}$$

con

$$V_f + V_m = 1$$

$$V_f + V_m = V_c$$

Densità

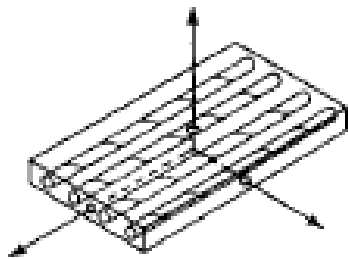
Per il calcolo della densità del composito in funzione delle frazioni in volume dei costituenti si ha:

$$W_c = W_f + W_m$$

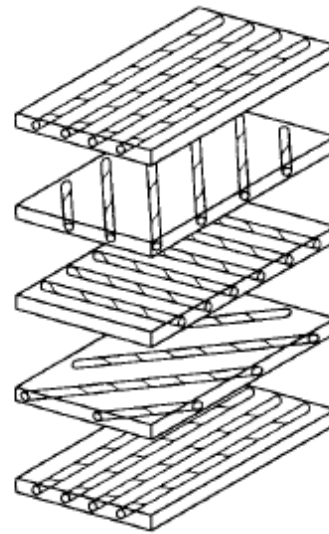
$$\rho_c v_c = \rho_f v_f + \rho_m v_m \rightarrow \rho_c = \rho_f \frac{v_f}{v_c} + \rho_m \frac{v_m}{v_c} \rightarrow \rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V_m$$

Meccanica dei materiali compositi

Per un materiale omogeneo, le proprietà non dipendono dalla posizione, e per un materiale isotropo le proprietà non dipendono dalla direzione. I compositi fibro-rinforzati sono microscopicamente non omogenei e macroscopicamente anisotropi. Per tali motivi la meccanica dei compositi è più complessa di quella dei materiali convenzionali.

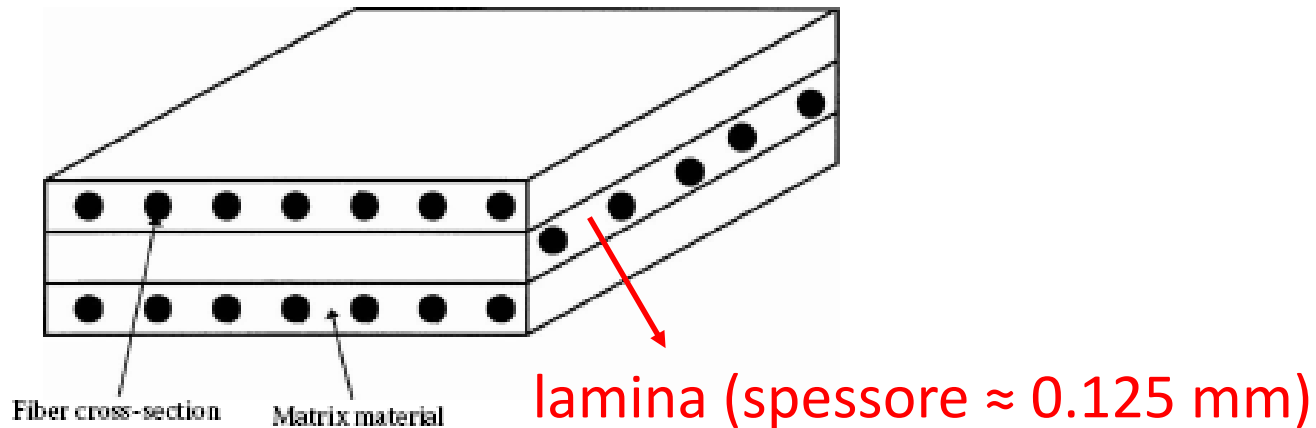


Lamina con fibre unidirezionali



Laminato

Una **lamina** è l'elemento base di qualunque struttura in materiale composito ed è costituita da fibre continue (o lunghe) all'interno della matrice. La disposizione più semplice corrisponde a quella con le fibre tutte parallele a una sola direzione → **lamina unidirezionale**

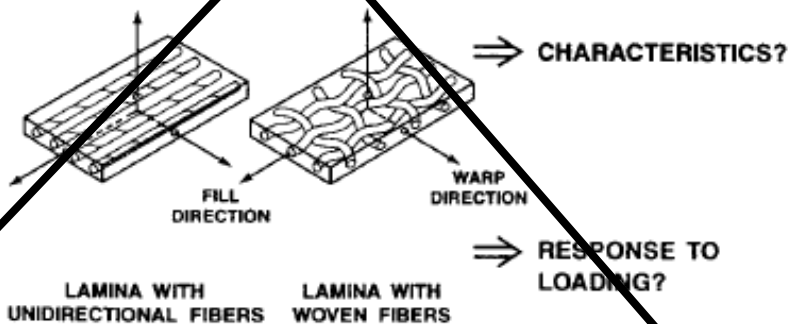


Essa è usata per la costruzione di laminati le cui caratteristiche (spessore, numero di lamine, orientamento ecc.) sono determinate sulla base di specifiche esigenze di progetto. L'analisi di un laminato presuppone pertanto la conoscenza del comportamento meccanico della singola lamina ed in particolare delle sue equazioni costitutive.

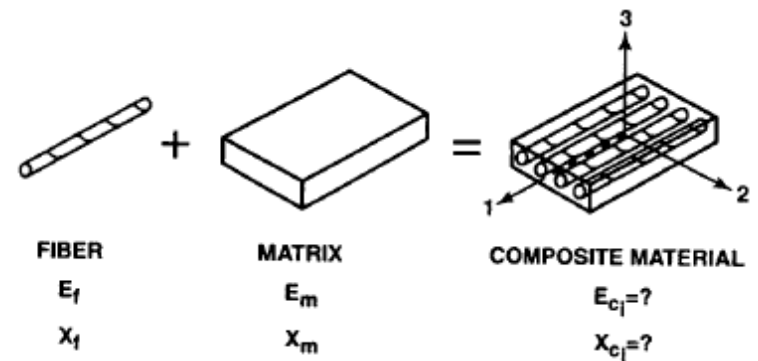
La meccanica dei compositi fibro-rinforzati si può studiare su due livelli:

- **livello micromeccanico**, nel quale l'interazione dei materiali costituenti è esaminata a livello microscopico;
- **livello macromeccanico**, nel quale la risposta del composito fibro-rinforzato a carichi meccanici e termici è esaminata a livello macroscopico.

Le domande di base della macromeccanica della lamina sono:
1) quali sono le caratteristiche della lamina?
2) come risponde una lamina alle sollecitazioni applicate?



La domanda di base della micromeccanica della lamina è: qual è la relazione tra le proprietà del composito e quelle dei singoli costituenti?



Micromeccanica della lamina continua

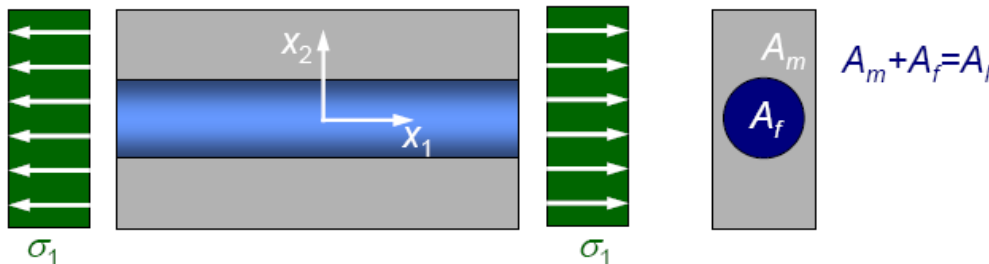
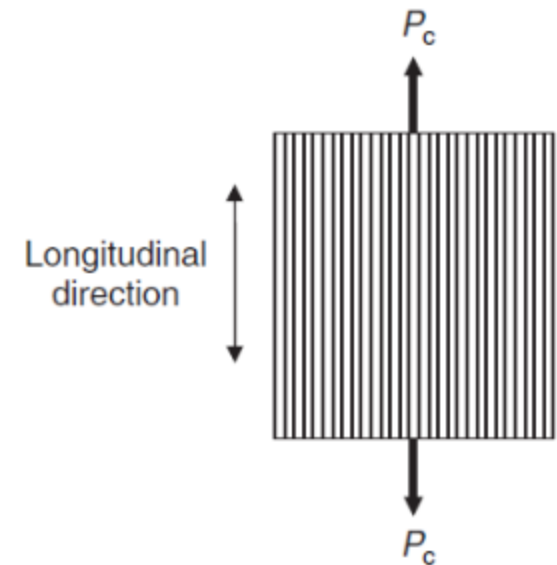
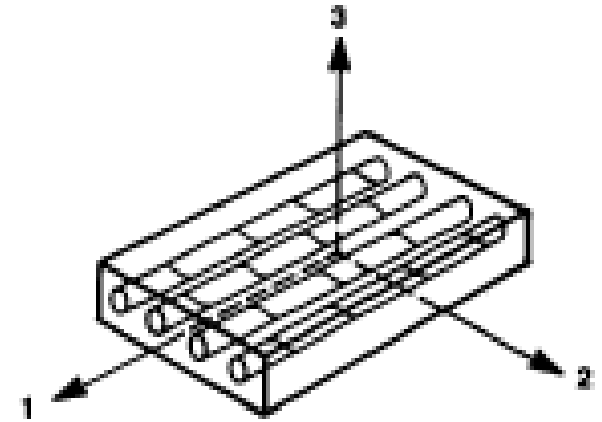
Le proprietà fisico-meccaniche di un composito sono legate alle proprietà dei singoli costituenti, alla loro concentrazione ed alle eventuali interazioni chimico-fisiche. Una accurata determinazione delle caratteristiche di un composito può essere sempre eseguita per via sperimentale. Alcune caratteristiche di un composito, quali per esempio la rigidità e la resistenza, possono essere anche ottenute per via teorica a partire dalle caratteristiche e dalla concentrazione dei costituenti. Ciò risulta evidentemente molto vantaggioso in sede di progettazione in quanto consente di conoscere le caratteristiche del materiale progettato senza dover eseguire preliminari e sovente laboriose indagini sperimentali.

Lamina con rinforzo unidirezionale

Modulo di elasticità longitudinale

Ipotesi

- Fibre distribuite uniformemente nella matrice
- Perfetta adesione fibra/matrice
- Assenza di porosità
- Forza applicata in direzione parallela o trasversale rispetto alla direzione delle fibre
- Assenza di stress residui
- Comportamento elastico lineare sia delle fibre che della matrice



Assumendo una perfetta adesione tra fibra e matrice si può scrivere

$$\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_c \quad \text{Condizione di "isodeformazione"}$$

ove ε_f , ε_m and ε_c rappresentano, rispettivamente, le deformazioni longitudinali delle fibre, della matrice e del composito. Nell' ipotesi che sia le fibre che la matrice siano elastiche, in termini di tensioni si ha quindi

$$\begin{aligned}\sigma_f &= E_f \varepsilon_f = E_f \varepsilon_c \\ \sigma_m &= E_m \varepsilon_m = E_m \varepsilon_c\end{aligned}$$

Indicando con P_c il carico di trazione applicato alla lamina, per considerazioni di equilibrio, questo risulta dalla somma del carico P_f sopportato dalle fibre e del carico P_m sopportato dalla matrice, cioè

$$P_c = P_f + P_m \Rightarrow \sigma_c A_c = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \Rightarrow \sigma_c = \sigma_f \frac{A_f}{A_c} + \sigma_m \frac{A_m}{A_c}$$

Assumendo che

$$V_f = \frac{A_f}{A_c} \quad e \quad V_m = (1 - V_f) = \frac{A_m}{A_c}$$

si ottiene

$$\sigma_c = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f)$$

Dividendo entrambi i membri della precedente equazione per ε_c e sostituendo le corrette espressioni per σ_f e σ_m si ottiene

$$E_L = E_f V_f + E_m V_m$$

Regola delle miscele

(Limite di VOIGT)

Modulo trasversale per lamina unidirezionale a fibre continue

Ipotesi

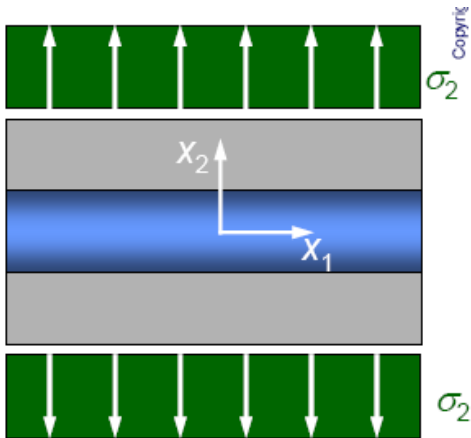
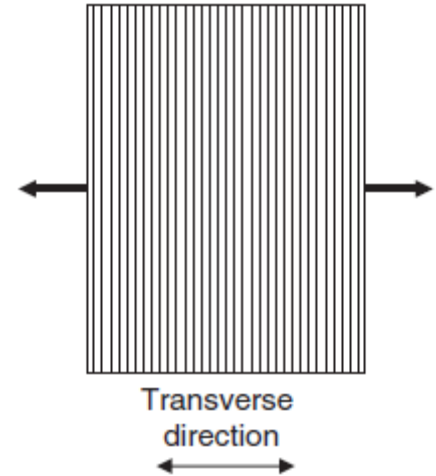
- La deformazione totale in direzione trasversale è la somma della deformazione totale delle fibre e della matrice $\Delta W_c = \Delta W_f + \Delta W_m$
- “condizione di isosollecitazione” $\sigma_f = \sigma_m = \sigma_c$

Considerando che

$$\varepsilon_c = \frac{\Delta W_c}{W_c}, \quad \varepsilon_f = \frac{\Delta W_f}{W_f}, \quad \varepsilon_m = \frac{\Delta W_m}{W_m}$$

si può scrivere

$$\varepsilon_c W_c = \varepsilon_f W_f + \varepsilon_m W_m$$



Dividendo entrambi i membri per W_c e notando che $W_f/W_c = V_f$ e $W_m/W_c = V_m$ si può scrivere

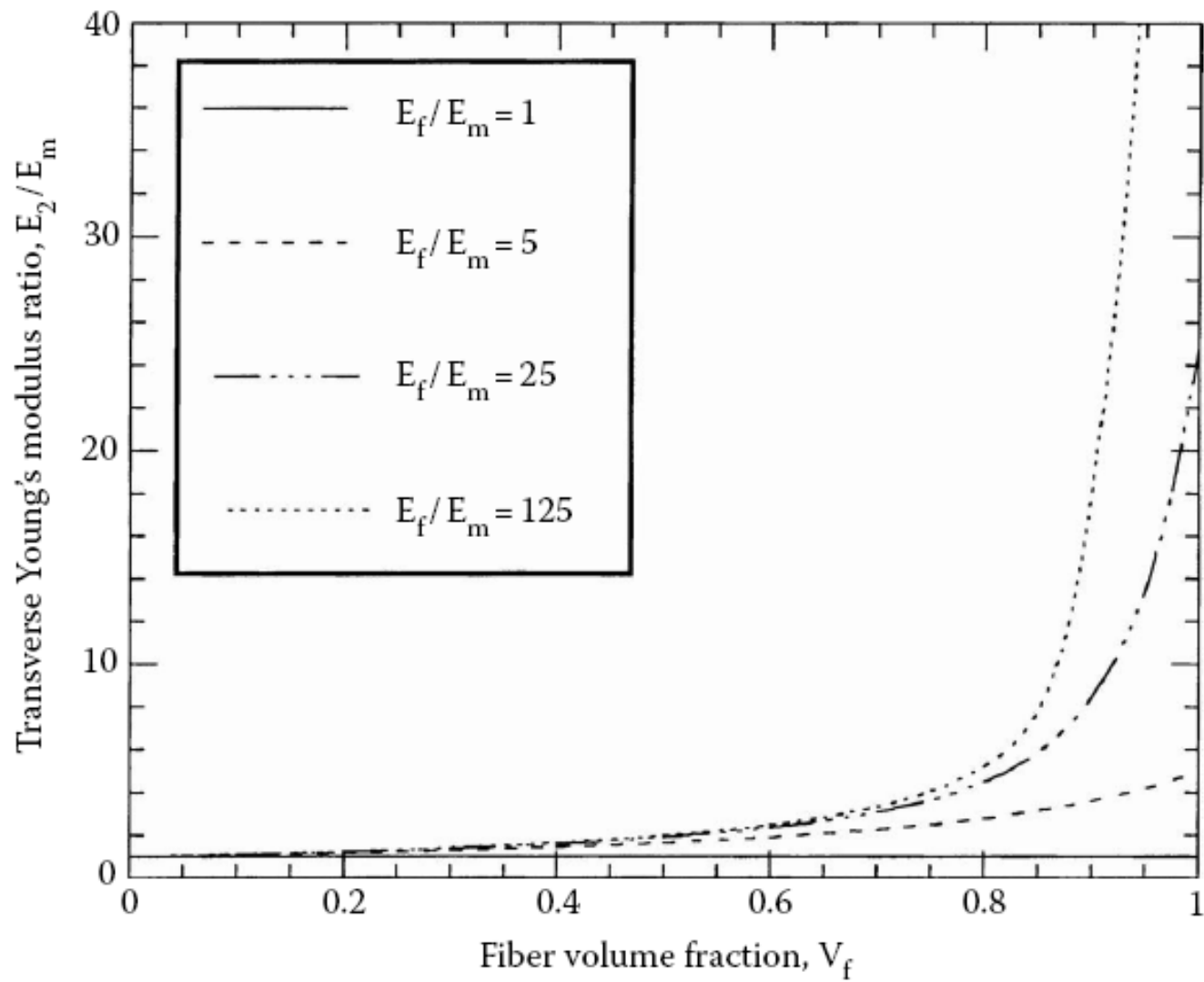
$$\varepsilon_c = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m V_m \Rightarrow \frac{\sigma_c}{E_T} = \frac{\sigma_f}{E_f} V_f + \frac{\sigma_m}{E_m} V_m$$

$$\left(\varepsilon_c = \frac{\sigma_c}{E_T}, \varepsilon_f = \frac{\sigma_f}{E_f}, \varepsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m} \right)$$

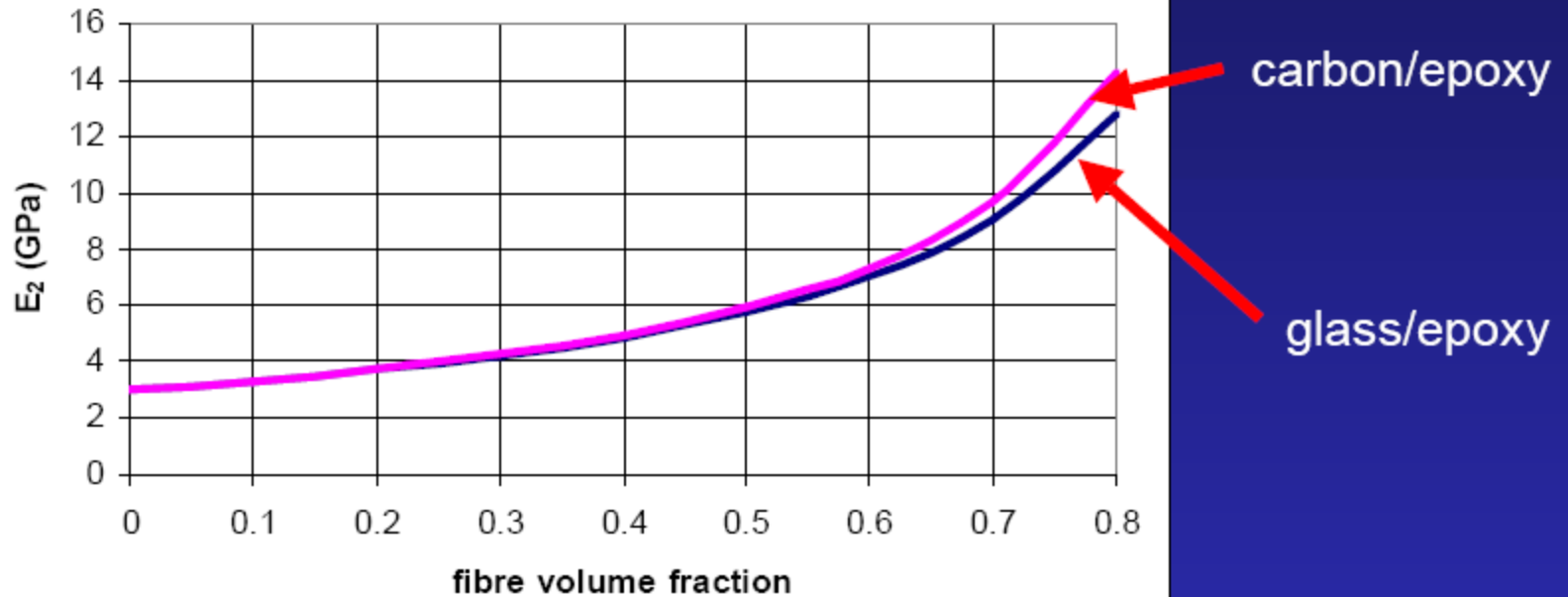
Considerando la condizione di isosollecitazione si ottiene

$$\frac{1}{E_T} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \Rightarrow E_T = \frac{E_f E_m}{E_f V_m + E_m V_f}$$

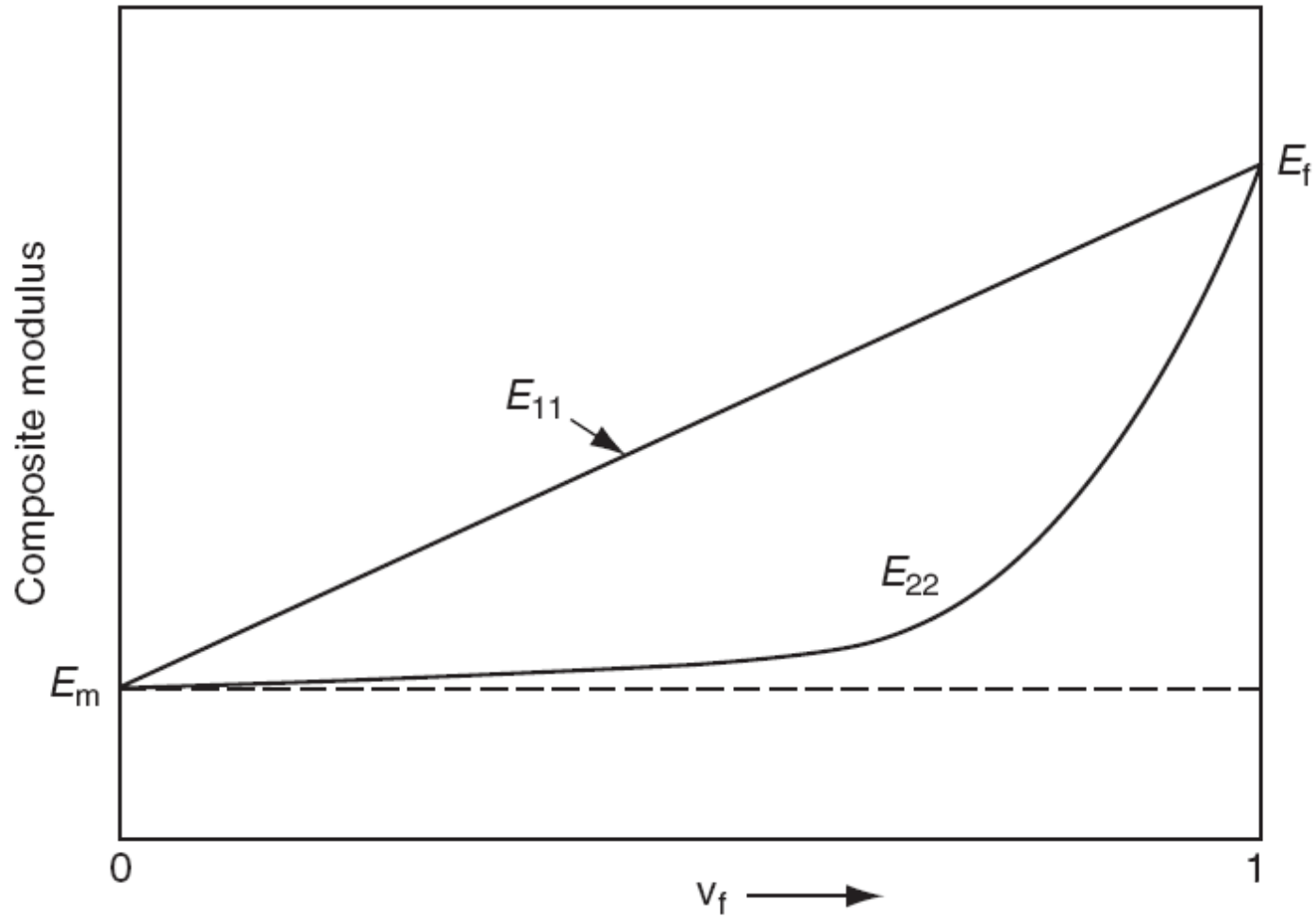
Limite di Reuss



Rule of mixtures - transverse modulus



The transverse modulus is dominated by the matrix, and is virtually independent of the reinforcement.



Variation of the longitudinal and transverse modulus of a lamina with continuous and unidirectional reinforcement as a function of the volume fraction of reinforcement

Modulo E_1

(Direzione parallela alle fibre)



Fibre in “parallelo” con la matrice

Pari deformazione: $\epsilon_1 = \epsilon_m = \epsilon_f$

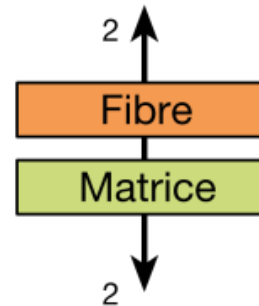
$$\sigma_1 = v_m \sigma_m + v_f \sigma_f$$

$$E_1 \cancel{\epsilon_1} = v_m E_m \cancel{\epsilon_m} + v_f E_f \cancel{\epsilon_f}$$

$$E_1 = v_m E_m + v_f E_f$$

Modulo E_2

(Direzione perpendicolare alle fibre)



Fibre in “serie” con la matrice

Pari sforzo: $\sigma_2 = \sigma_m = \sigma_f$

$$\epsilon_2 = v_m \epsilon_m + v_f \epsilon_f$$

$$\frac{\cancel{\sigma_2}}{E_2} = v_m \frac{\cancel{\sigma_m}}{E_m} + v_f \frac{\cancel{\sigma_f}}{E_f}$$

$$E_2 = \frac{E_m E_f}{v_m E_f + v_f E_m}$$

Figura 15.7 Determinazione dei moduli E_1 ed E_2 in un composito con fibre continue e unidirezionali a partire dai moduli elastici della matrice, E_m , e delle fibre, E_f .

Caso 1: 10% di fibre

$$\begin{cases} v_f = 0,1 \\ v_m = (1 - v_f) = 0,9 \end{cases}$$

$$E_1 = 0,9 \cdot 3 \text{ GPa} + 0,1 \cdot 75 \text{ GPa}$$

$$E_1 = 10 \text{ GPa}$$

$$E_2 = \frac{3 \text{ GPa} \cdot 75 \text{ GPa}}{0,9 \cdot 75 \text{ GPa} + 0,1 \cdot 3 \text{ GPa}}$$

$$E_2 = 3,3 \text{ GPa}$$

Caso 2: 50% di fibre

$$\begin{cases} v_f = 0,5 \\ v_m = (1 - v_f) = 0,5 \end{cases}$$

$$E_1 = 0,5 \cdot 3 \text{ GPa} + 0,5 \cdot 75 \text{ GPa}$$

$$E_1 = 39 \text{ GPa}$$

$$E_2 = \frac{3 \text{ GPa} \cdot 75 \text{ GPa}}{0,5 \cdot 75 \text{ GPa} + 0,5 \cdot 3 \text{ GPa}}$$

$$E_2 = 5,7 \text{ GPa}$$

Caso 3: 70% di fibre

$$\begin{cases} v_f = 0,7 \\ v_m = (1 - v_f) = 0,3 \end{cases}$$

$$E_1 = 0,3 \cdot 3 \text{ GPa} + 0,7 \cdot 75 \text{ GPa}$$

$$E_1 = 53 \text{ GPa}$$

$$E_2 = \frac{3 \text{ GPa} \cdot 75 \text{ GPa}}{0,3 \cdot 75 \text{ GPa} + 0,7 \cdot 3 \text{ GPa}}$$

$$E_2 = 9,1 \text{ GPa}$$

Figura 15.8 Calcolo dei moduli E_1 ed E_2 di un materiale composito unidirezionale, per tre diversi contenuti di fibre ($E_m = 3 \text{ GPa}$; $E_f = 75 \text{ GPa}$).

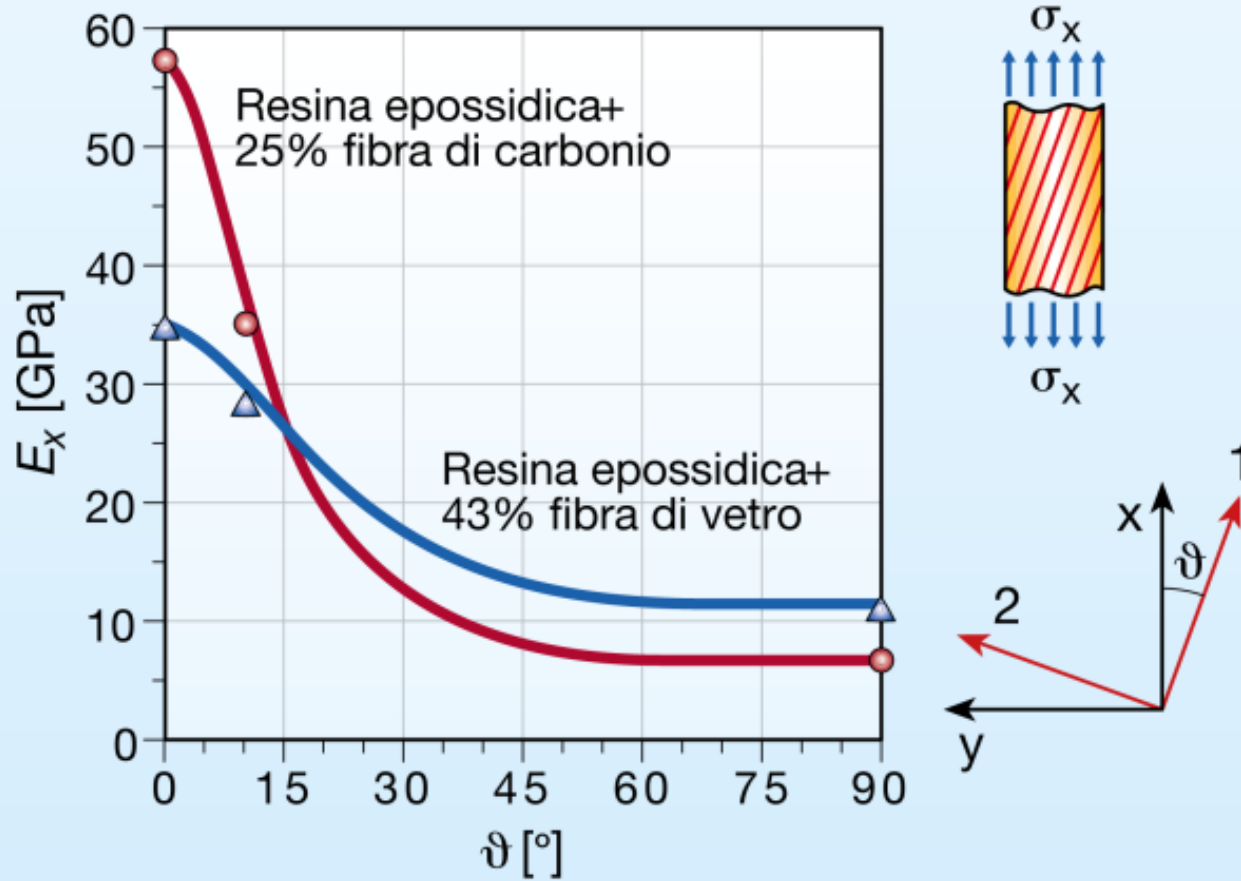
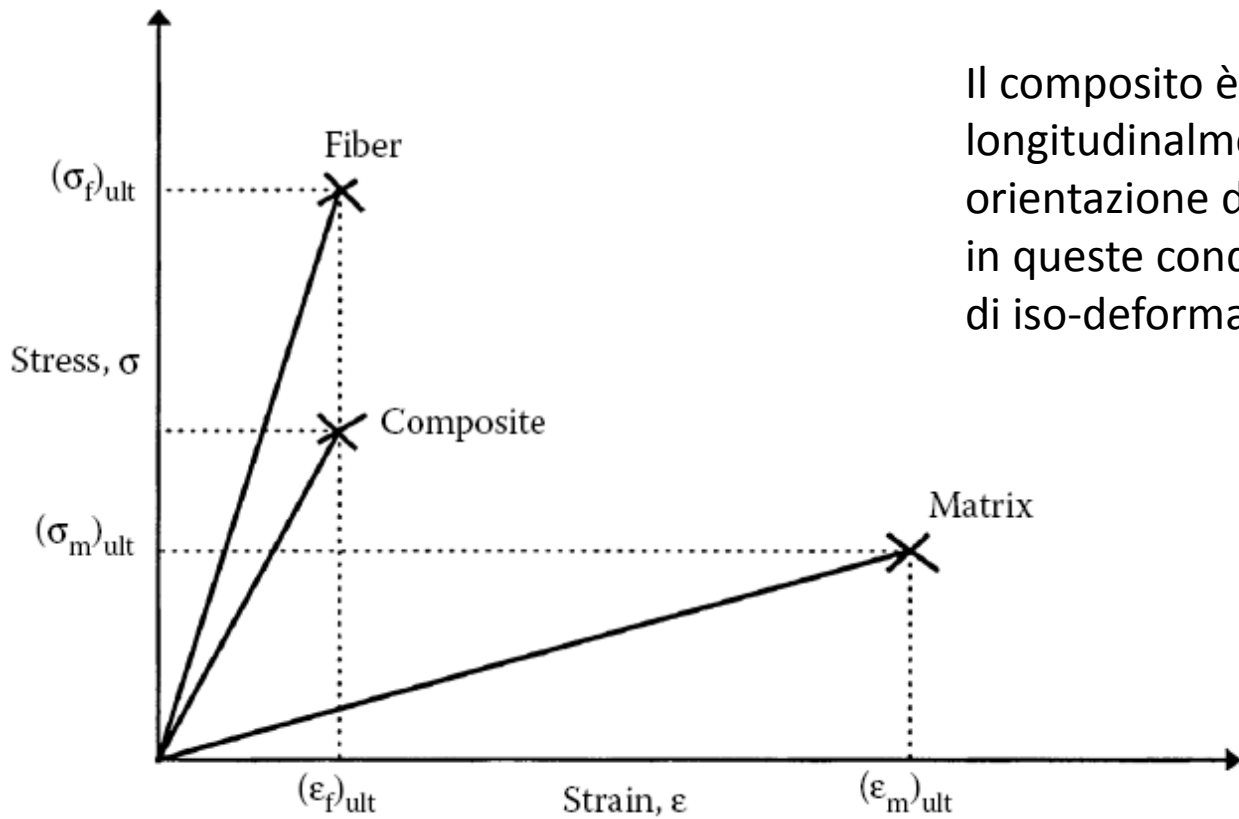


Figura 15.9 Valore del modulo elastico a trazione.



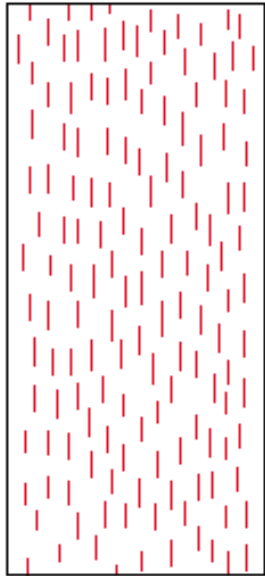
Il composito è sollecitato longitudinalmente rispetto alla orientazione delle fibre; in queste condizioni vale la condizione di iso-deformazione di fibre e matrice

Prima della rottura delle fibre vale la regola delle miscele (isodeformazione, carico longitudinale)

$$E_L = E_f V_f + E_m V_m$$

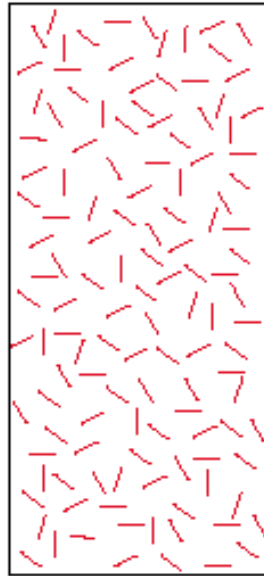
$$\sigma_c = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m$$

Compositi con fibre corte



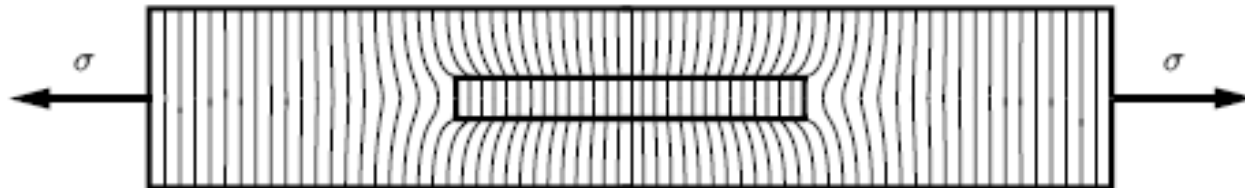
allineate

discontinue



casuali

Un carico di trazione applicato ad una lamina con fibre discontinue è trasferito alle fibre mediante un meccanismo di taglio tra le fibre e la matrice. Visto che la matrice ha un modulo elastico inferiore, la deformazione longitudinale nella matrice è maggiore di quella nelle fibre adiacenti. Se si assume un legame perfetto tra i due costituenti, la differenza di deformazione longitudinale crea una distribuzione di sforzi di taglio all'interfaccia fibra-matrice. Trascurando il trasferimento di sforzi all'estremità della fibra e l'interazione tra fibre adiacenti, è possibile calcolare la distribuzione di sforzi normali in una fibra corta mediante condizioni di equilibrio tra le forze.



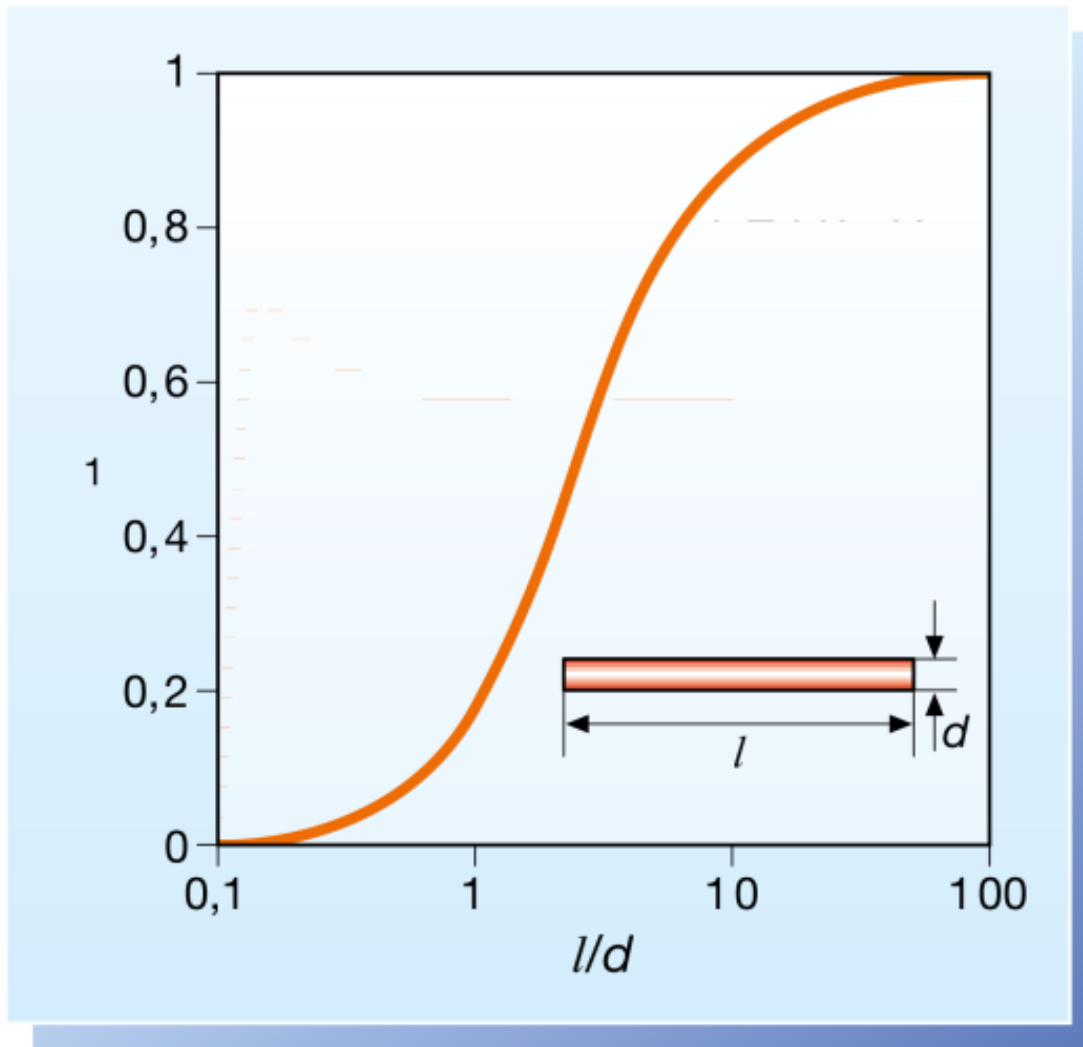


Figura 15.10 Fattore di efficienza, h_1 in relazione al rapporto (l/d) tra lunghezza e diametro delle fibre.

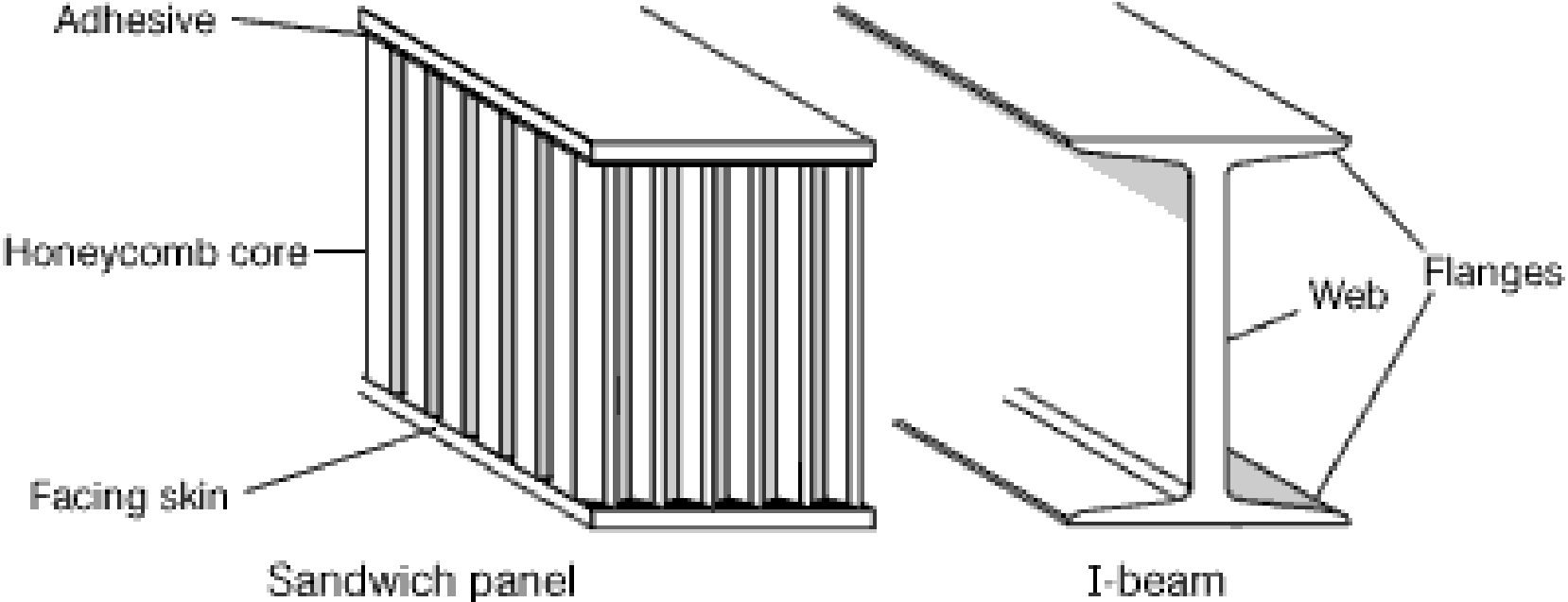
1. Se $l_f < l_c$, la massima sollecitazione nella fibra non raggiungerà mai la resistenza ultima della fibre. In questo caso cederà l' interfaccia fibra/matrice o la matrice prima che le fibre abbiano sfruttato il loro potenziale;
2. Se $l_f > l_c$, la massima sollecitazione nella fibra può raggiungere la resistenza ultima della fibra;
3. Per avere un rinforzo efficace, si deve avere $l_f \gg l_c$;
4. Per un dato diametro, l_c può essere controllata aumentando o diminuendo τ_i .

Le fibre corte rinforzano meno di quelle continue!

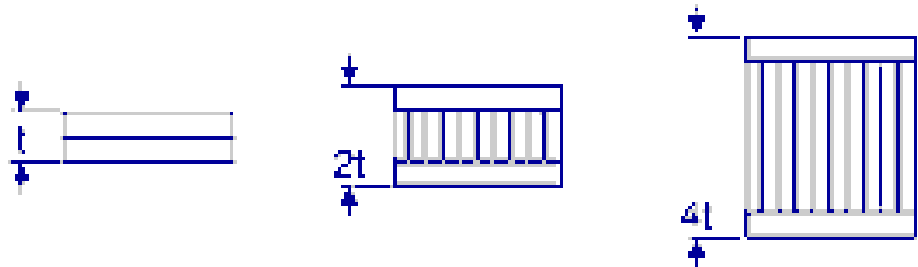
Sandwich Construction

- Thin composite skins bonded to thicker, lightweight core.
- Large increase in second moment of area without weight penalty.
- Core needs good shear stiffness and strength.
- Skins carry tension and compression loads.

Sandwich panels are a very efficient way of providing high bending stiffness at low weight. The stiff, strong facing skins carry the bending loads, while the core resists shear loads. The principle is the same as a traditional 'I' beam:



Bending stiffness is increased by making beams or panel thicker - with sandwich construction this can be achieved with very little increase in weight:



Stiffness	1.0	7.0	37.0
Flexural Strength	1.0	3.5	9.2
Weight	1.0	1.03	1.06

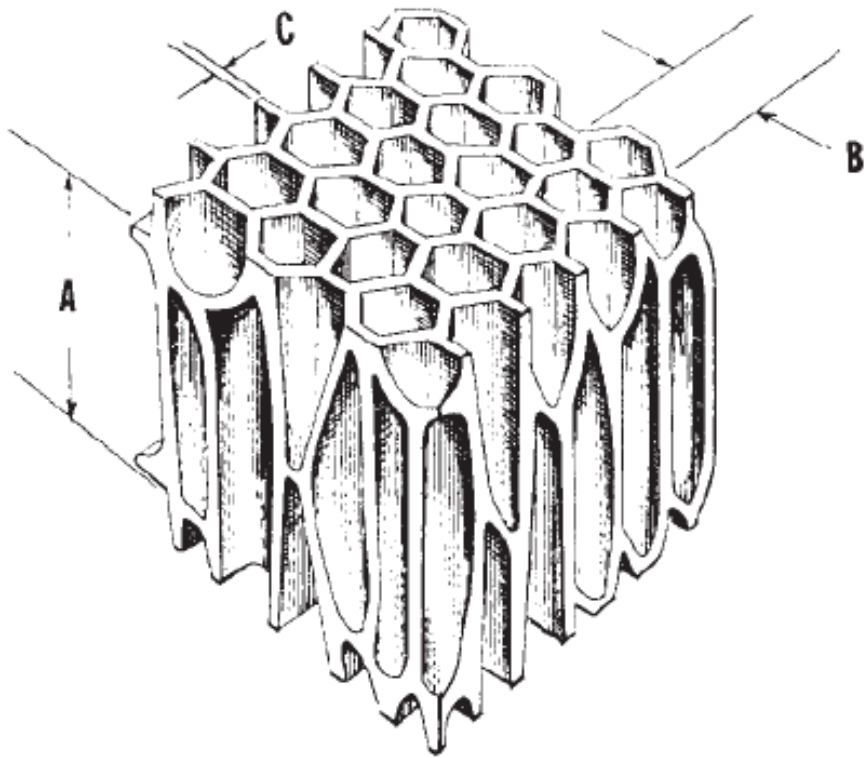


Figure 2-7 Balsa Cell Geometry with **A** = Average Cell Length = .025"; **B** = Average Cell Diameter = .00126"; **C** = Average Cell Wall Thickness = .00006" [Baltek Corporation]

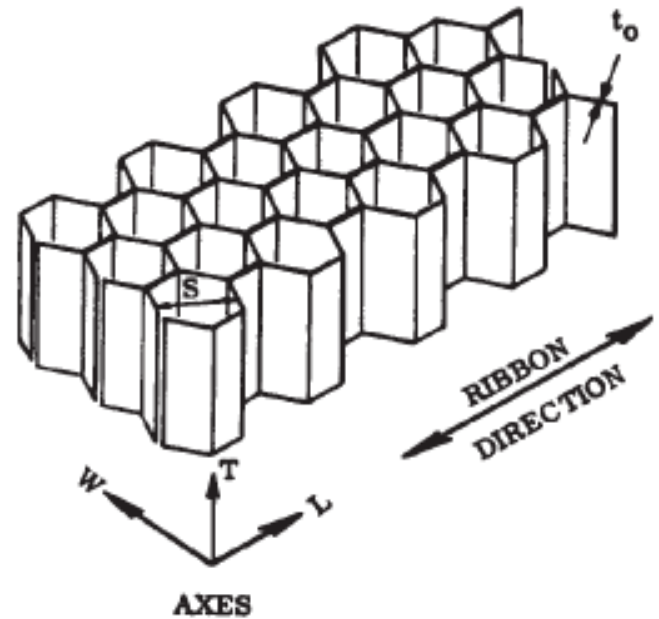
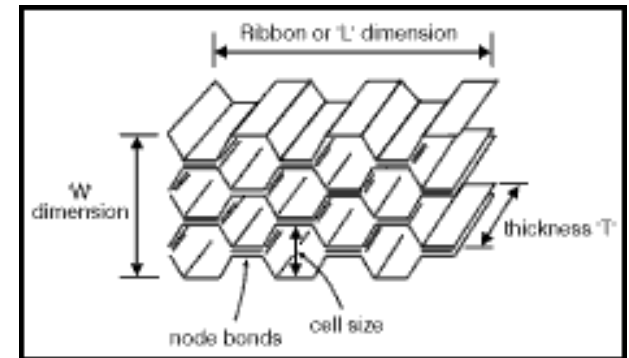


Figure 2-8 Hexagonal Honeycomb Geometry [MIL-STD-401B]

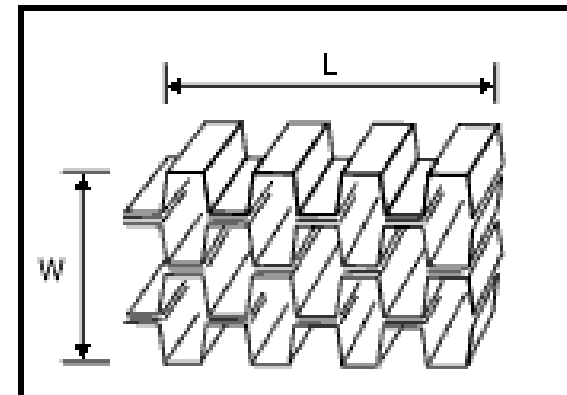
*Both images from
www.marinecomposites.com*

Honeycomb is available in polymer, carbon, aramid and GRP. The two commonest types in aerospace applications are based on aluminium and Nomex (aramid fibre-paper impregnated with phenolic resin).

Cells are usually hexagonal:

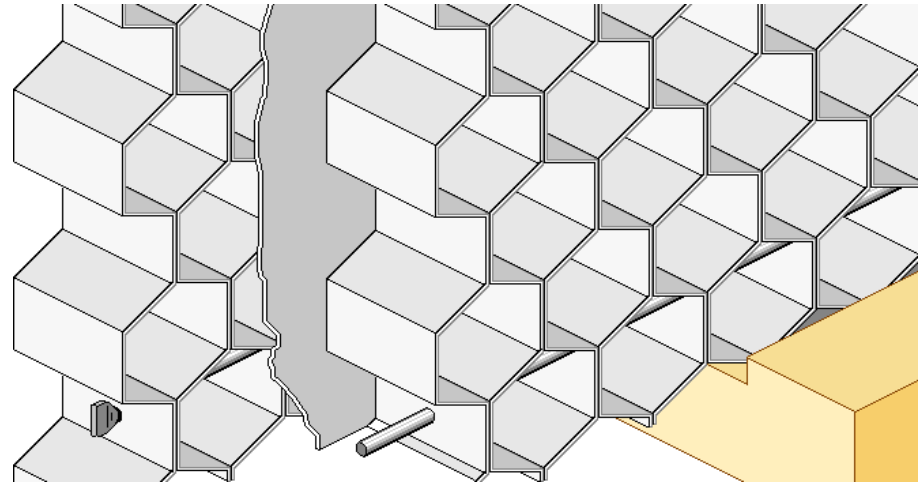
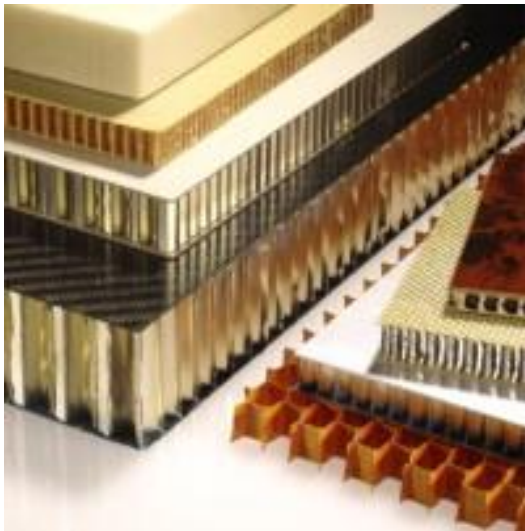


but 'overexpanded' core is also used to give extra formability:



Aluminum Honeycomb

- relatively low cost
- best for energy absorption
- greatest strength/weight
- thinnest cell walls
- smooth cell walls
- conductive heat transfer
- electrical shielding
- machinability



Aramid Fiber (Nomex) Honeycomb

- flammability/fire retardance
- large selection of cell sizes, densities, and strengths
- formability and parts-making experience
- insulative
- low dielectric properties

Tecnologie di fabbricazione

Vantaggi dell' uso di matrici **termoindurenti** (*epossidica, vinilestere, poliestere*):

- migliore processabilità di compositi a matrice termoindurente rispetto a quella dei termoplastici perché la resina si trova inizialmente allo stato liquido;
- elevata bagnabilità delle fibre, con conseguente riduzione di porosità;
- necessità di pressioni e temperature inferiori a quelle dei termoplastici, con conseguente risparmio energetico;
- utilizzo di stampi più economici.

Svantaggi dell' uso di matrici **termoindurenti**:

- lunghi tempi di cura, con conseguente minore produttività rispetto ai termoplastici;
- impossibilità di “formare” di nuovo compositi termoindurenti una volta terminato il processo di cura;
- scarsa riciclabilità.

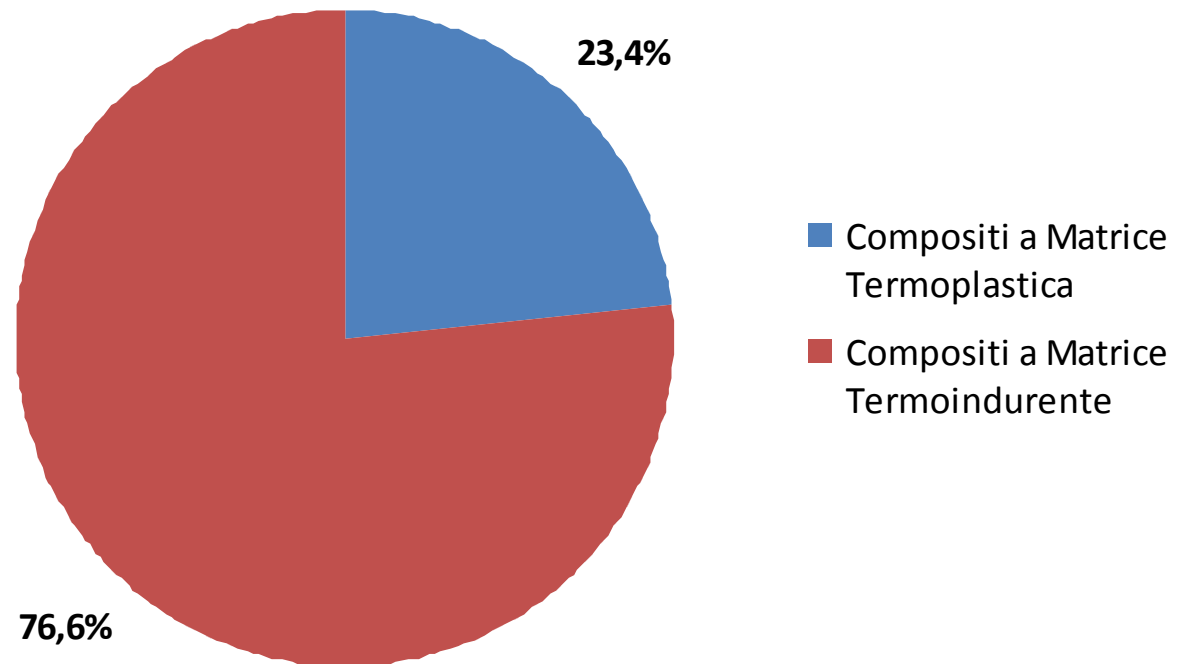
Vantaggi dell' uso di matrici ***termoplastiche***:

- tempi di processo molto brevi perché non avvengono reazioni chimiche durante il processo di fabbricazione e perciò è possibile raggiungere una elevata produttività;
- possibilità di “ri-formare” i compositi mediante applicazione di calore e pressione;
- facilità di riciclo.

Svantaggi dell' uso di matrici ***termoplastiche***:

- necessità di stampi ed attrezzature complesse e costose.

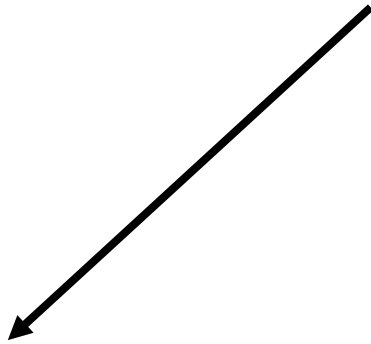
Ripartizione del mercato dei materiali compositi (Mt) per tipo di resina (2007)



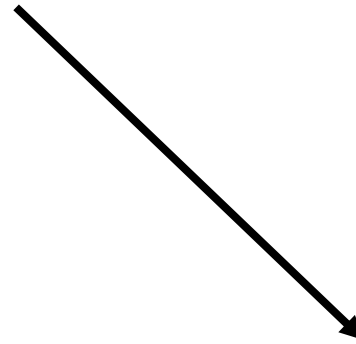
Processi di fabbricazione di compositi a matrice termoindurente

Tecnologie manuali

Le tecnologie manuali per la fabbricazione di elementi in materiale composito di norma adoperano stampi aperti sui quali avviene la realizzazione del pezzo.



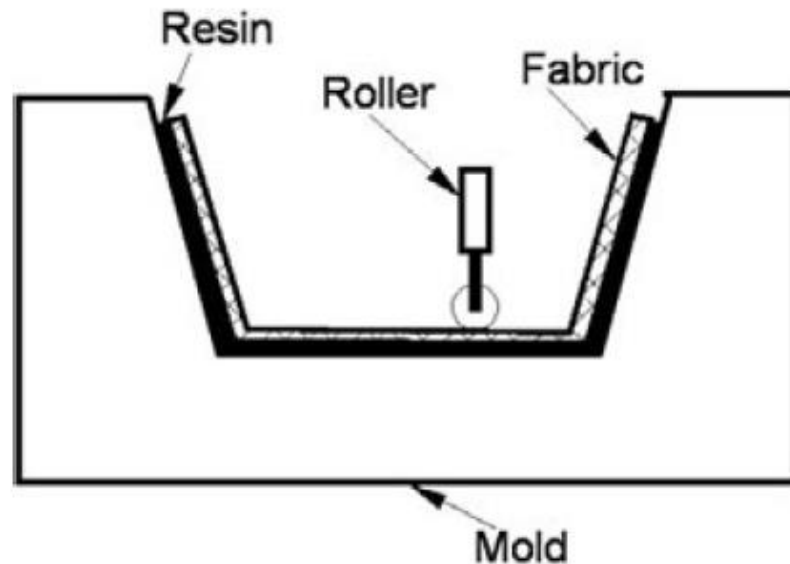
Deposizione manuale (*Hand lay-up*)



**Deposizione per taglio e spruzzo
(*Spray-up*)**

Deposizione manuale (*Hand lay-up*)

Dopo aver applicato il distaccante, il rinforzo (in forma di mat, tessuto o stuoia) viene manualmente tagliato nelle dimensioni opportune e deposto sullo stampo. Dopo aver mescolato la resina con il catalizzatore, la miscela viene deposta sul materiale fibroso e con l' aiuto di rulli si procede all' impregnazione delle fibre, attraverso la compattazione degli strati e l' eliminazione della resina in eccesso. Sovrapponendo diversi strati di resina e rinforzo si arriva alla spessore voluto. Terminata la fase di impregnazione, la polimerizzazione viene fatta avvenire di norma a temperatura ambiente.



Deposizione manuale (*Hand lay-up*)

Vantaggi della deposizione manuale:

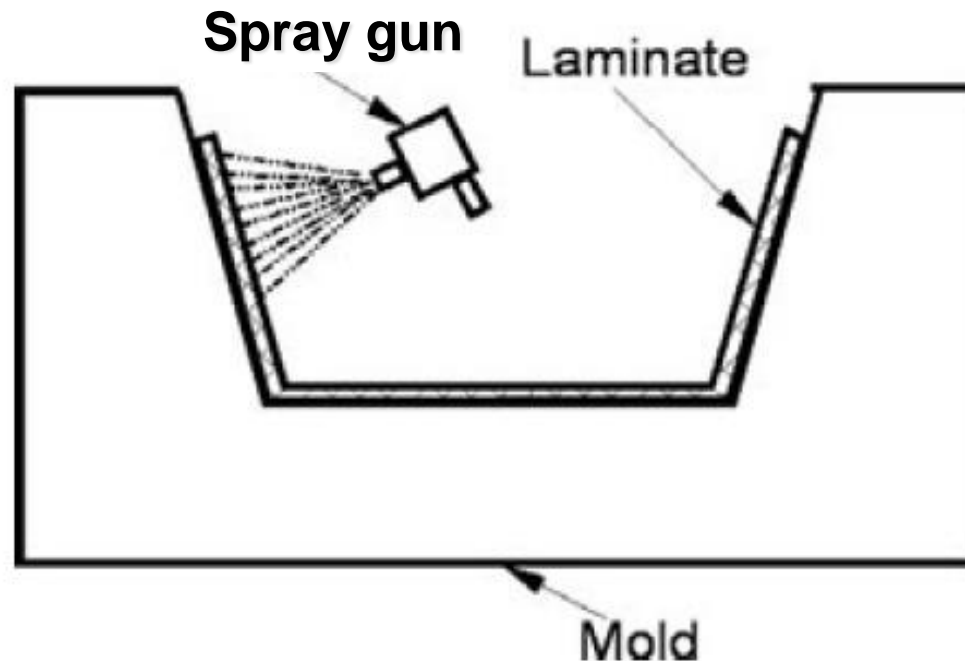
- processo economico (investimenti contenuti per l'acquisto di attrezzature);
- processo molto semplice e versatile (possibilità di utilizzare tutti i tipi di fibre con qualsiasi orientazione);
- costo finale del componente contenuto, sia per il basso costo degli stampi che per la tipologia dei materiali impiegati (no prepregs).

Svantaggi della deposizione manuale:

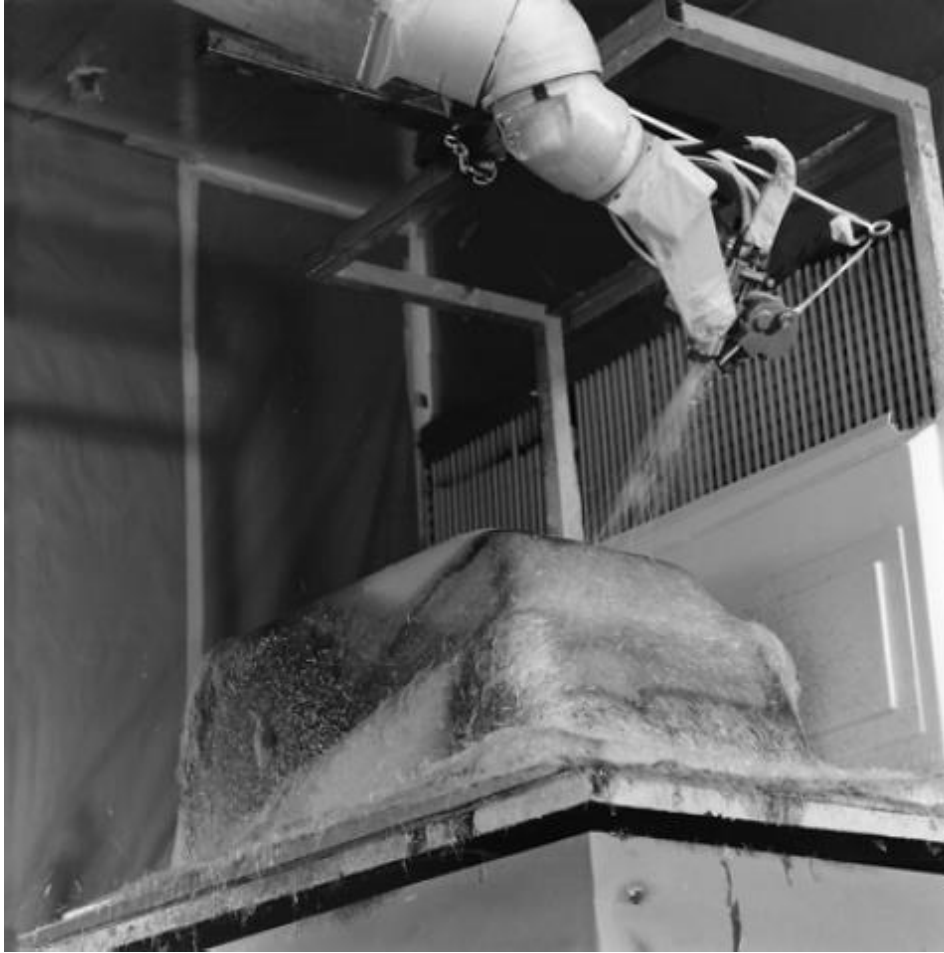
- si richiede molto lavoro manuale;
- rischi per la salute degli operatori a seguito di emissioni (particolarmente stirene);
- la qualità del componente può variare da zona a zona;
- bassi V_f conseguibili $\approx 25-30\%$

Deposizione per taglio e spruzzo (Spray-up)

Questo processo è molto simile al precedente (hand lay-up) e si differenzia nel modo in cui il rinforzo e la matrice vengono applicati sullo stampo. In questo caso il rinforzo viene applicato in forma di fibre corte (10-40 mm) mediante una pistola che taglia le fibre provenienti dalle bobine e le proietta verso lo stampo insieme alla giusta quantità di resina catalizzata



Deposizione per taglio e spruzzo (Spray-up)



L'operazione di spruzzo è seguita da una rullatura manuale dello strato ottenuto

Deposizione per taglio e spruzzo (Spray-up)

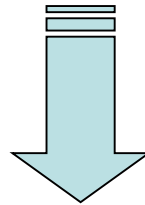
Vantaggi della deposizione per taglio e spruzzo:

- processo economico per la realizzazione di componenti di medie-grosse dimensioni;
- utilizzo di stampi e materiali economici;
- adatto ad essere automatizzato.

Svantaggi della deposizione per taglio e spruzzo :

- non adatto alla realizzazione di componenti per applicazioni strutturali;
- difficoltà di controllare la V_f e lo spessore (dipende molto dall'abilità dell'operatore);
- rischi per la salute degli operatori a seguito di emissioni (particolarmente stirene);
- elevata finitura superficiale su un lato ma bassa sull'altro lato.

L' impregnazione delle fibre può avvenire sia in linea (facendo quindi parte integrante dell' operazione di formatura, come nei due processi visti in precedenza) che in una fase di lavorazione precedente. Il vantaggio di quest' ultimo processo è essenzialmente quello di offrire un miglior controllo del processo, che viene svolto in ambiente controllato lontano dal sito di produzione.



Preimpregnato (Prepreg)

Un preimpregnato è un semilavorato nel quale le fibre sono già impregnate dell' esatta quantità di resina (in genere epossidica) e che pertanto garantiscono in partenza uno dei requisiti indispensabili per assicurare la ripetibilità del processo, cioè la costanza del rapporto fibra-matrice. Il materiale viene fornito in rotoli di varia lunghezza con un film distaccante che riveste entrambi i lati delle lamine; vanno conservati in celle frigorifere a temperature comprese tra -15 e -20° C.

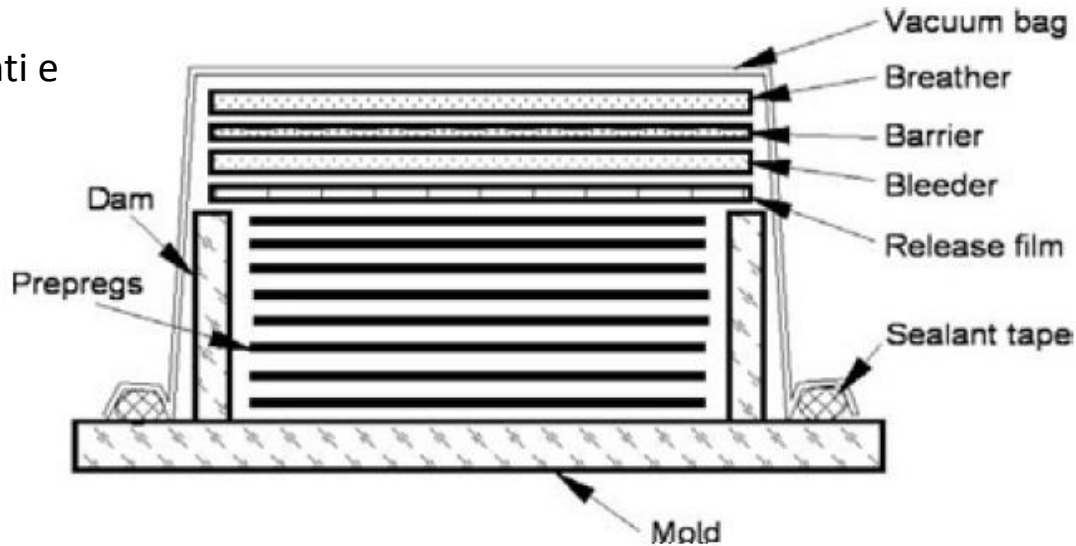
Laminazione e formatura in autoclave (sacco a vuoto) (vacuum bagging process)



Questa tecnologia di produzione di laminati compositi trova impiego quasi esclusivamente per la fabbricazione di componenti ad elevate prestazioni nell'industria aeronautica e aerospaziale. In questo processo, i preimpregnati vengono tagliati e disposti secondo le orientazioni di progetto su uno stampo aperto. Successivamente si applica il sacco a vuoto e si introduce il composito con lo stampo in recipienti in pressione (autoclavi) nei quali ha luogo il consolidamento del laminato (reticolazione) per effetto dell'azione combinata di pressione e temperatura.

Sacco a vuoto

Il vuoto aiuta la rapida evacuazione dei solventi e dell'aria contenuti nel laminato



- Si applica un film traspirante (*release film*) sopra l'impilaggio dei prepregs. Tale strato permette all'aria intrappolata, all'eccesso di resina e alle sostanze volatili di essere rimosse dalla preforma;
- Si applica un materiale assorbente (*bleeder*) che ha la funzione di assorbire l'eccesso di resina proveniente dalle preforme preimpregnate;
- Si applica uno strato di materiale poroso (*breather*) che ha lo scopo di estrarre l'aria su tutta l'estensione del componente e di distribuire uniformemente la pressione su tutto il componente;
- Si applica il sacco (spesso nylon) e si collega su tutti i lati della preforma mediante nastri sigillanti.

Autoclave



Pressione esercitata da aria o gas inerte

Vantaggi della formatura in autoclave:

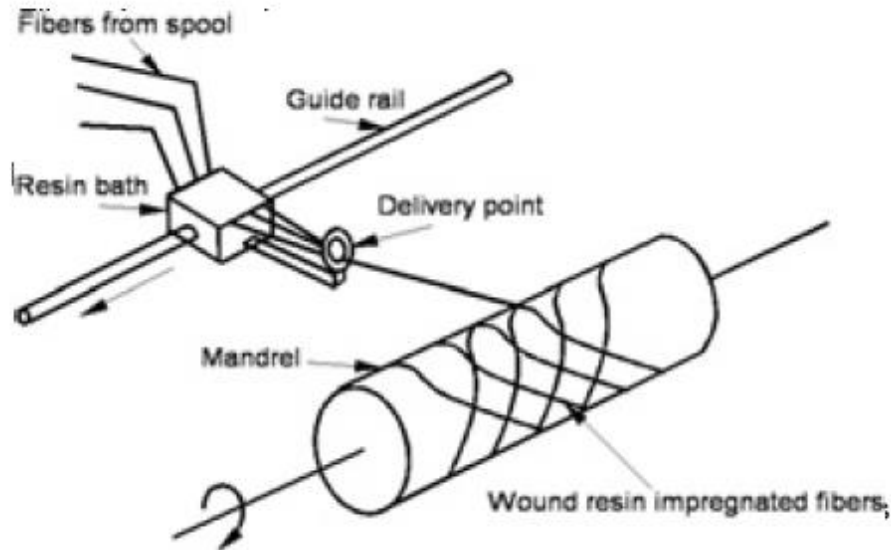
- Permette di ottenere compositi con elevate V_f ($> 60\%$) perché si utilizzano prepregs;
- Possono essere fabbricate sia forme semplici che complesse;
- Conseguimento di basse porosità e prestazioni meccaniche elevate.

Svantaggi della formatura in autoclave :

- Non è adatto alla produzione in serie e di massa;
- Costo elevato.

Formatura per avvolgimento (Filament Winding)

La realizzazione di manufatti in materiale composito aventi una superficie esterna assimilabile a una superficie di rivoluzione, e quindi per lo più con simmetria cilindrica, può essere ottenuta mediante tecnologie basate sull'avvolgimento di fili o di nastri impregnati con la matrice desiderata su di un corpo (mandrino) da eliminare al termine della fabbricazione del componente.

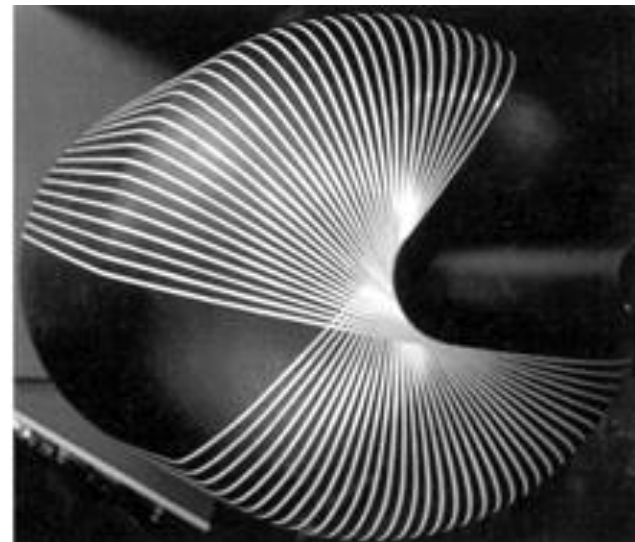
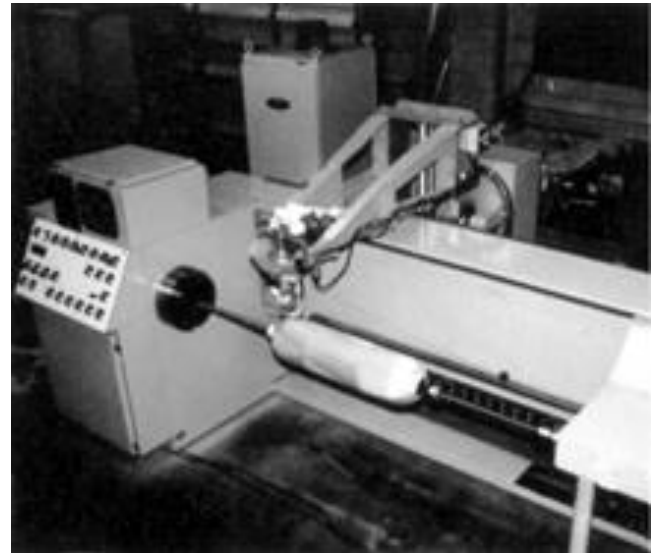
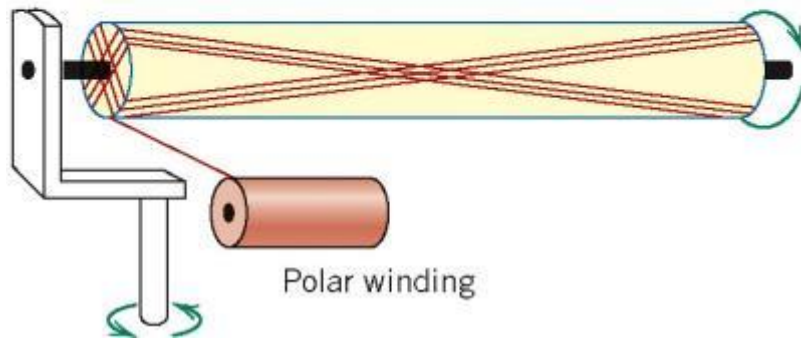
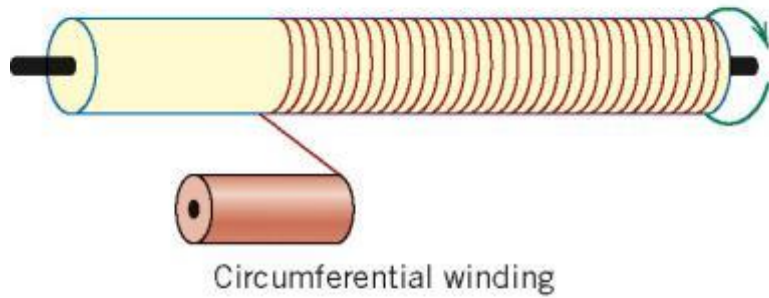
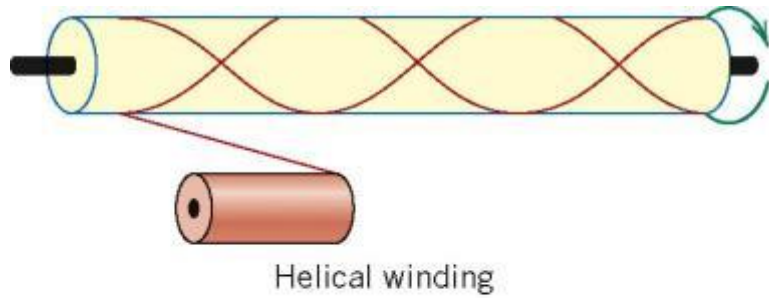


Le fibre in formato di roving, prima di essere avvolte sotto tensione sul mandrino, sono impregnate con la giusta quantità di resina. L'impregnazione avviene trascinando le fibre in un bagno di resina e facendole passare attraverso una serie di rulli per eliminare la resina in eccesso.

Difficile ottenere $V_f > 60\%$ e mantenere una distribuzione uniforme di resina e fibra in tutto lo spessore.

Facilmente automatizzabile

Formatura per avvolgimento (Filament Winding)

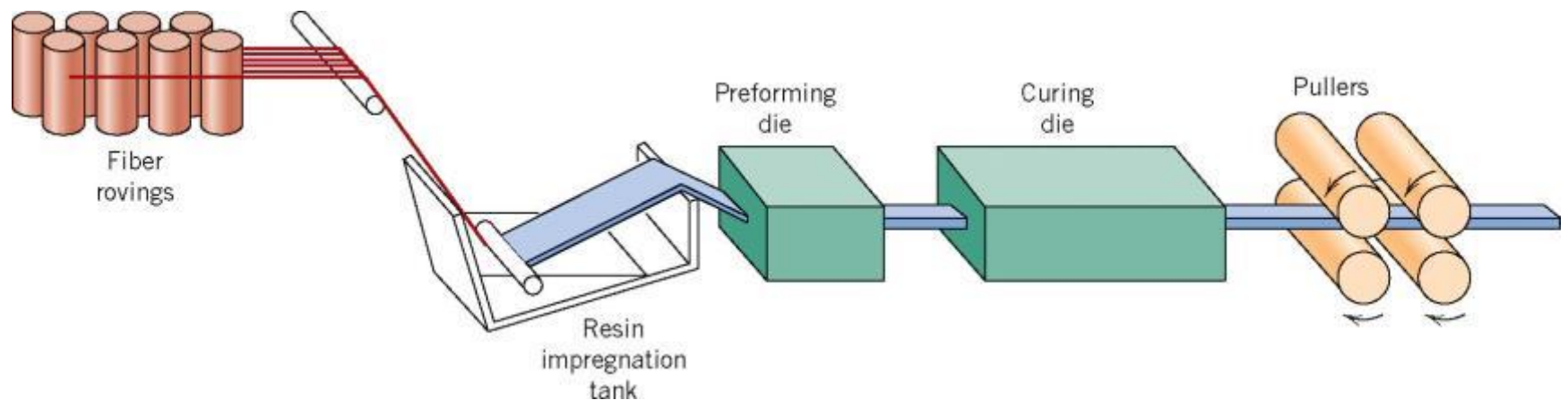


Formatura per avvolgimento (Filament Winding)

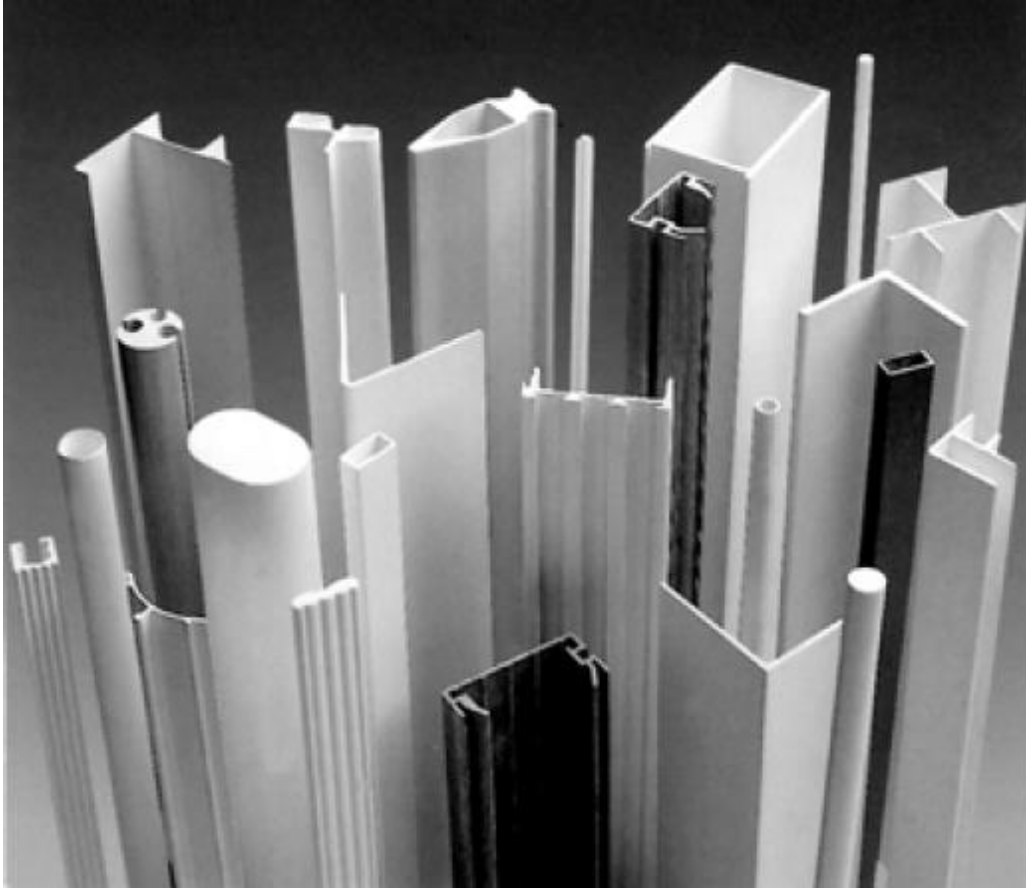


Pultrusione (Pultrusion)

La pultrusione è una tecnologia che consente di ottenere, in modo continuo, manufatti in composito in forme a sezione costante semplice o complessa. Si applica una forza di tiro (*pull*) alle fibre, generalmente nel formato di roving, costringendole a passare in continuo attraverso uno stampo riscaldato in cui avviene la polimerizzazione, dopo averle impregnate con la resina nel passaggio attraverso una vasca di impregnazione. La forma finale viene fornita al componente durante il passaggio nella trafilatura sagomata dello stampo, dove il materiale è costretto al transito non sotto l'azione di una spinta, come nell'estrusione, ma attraverso il tiro applicato al materiale stesso all'uscita dalla stampo.



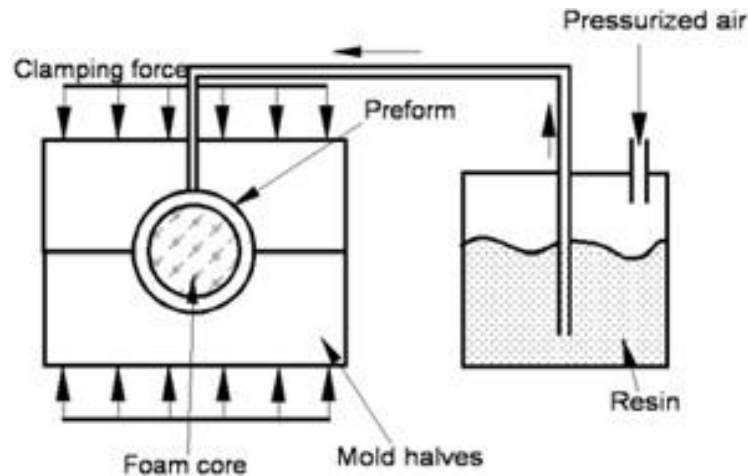
Pultrusione (Pultrusion)



Si tratta di un processo continuo che può essere completamente automatizzato. Si presta perciò alla produzione in serie e di massa. Si ottengono componenti a costi contenuti. Esistono però limitazioni nella forma dei componenti realizzabili.

Stampaggio per trasferimento di resina (RTM, resin transfer moulding)

Con il termine RTM si intende una tecnologia mediante la quale si fabbricano compositi a matrice polimerica “trasferendo” la resina catalizzata in una cavità avente la forma del pezzo da realizzare e in cui è stato preliminarmente collocato il rinforzo secco (preforma). La cavità è ottenuta chiudendo stampo e controstampo.



Tale processo consente la produzione di compositi con un efficace rapporto qualità /prezzo. Consente inoltre di realizzare forme complesse con un elevato controllo della disposizione del rinforzo.