

Materiali compositi

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:

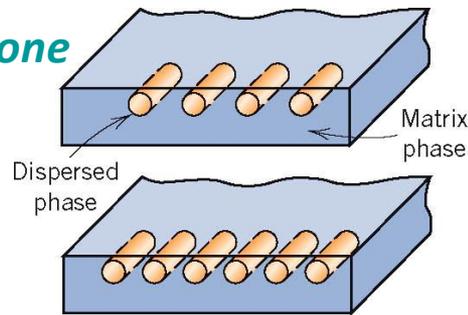
- 1. Sono costituiti da due o più materiali (fasi) di natura diversa, chimicamente dissimili e separati da una distinta interfaccia*
- 2. Almeno due delle fasi presenti hanno proprietà fisiche sufficientemente diverse tra loro, in modo da impartire al composito proprietà diverse da quelle dei costituenti*

Elementi costituenti:

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

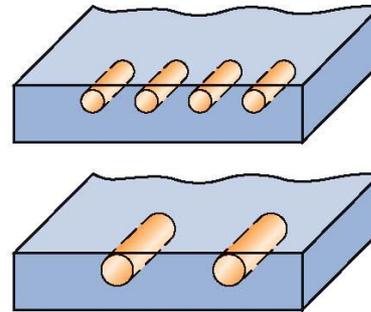
Le proprietà di un composito sono funzione delle proprietà delle fasi costituenti, delle concentrazioni relative e della geometria della fase dispersa

Concentrazione

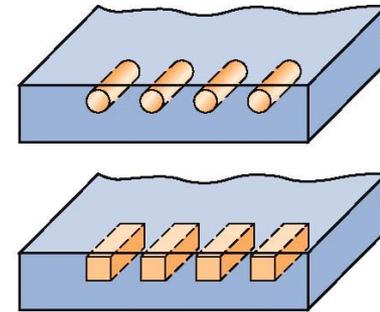


(a)

Dimensione



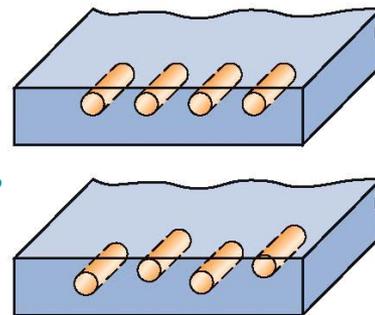
(b)



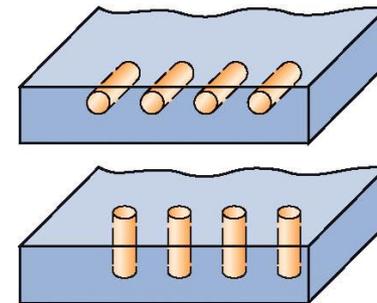
(c)

Forma

Distribuzione



(d)



(e)

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 → metallo ceramico polimero

- **Fase dispersa:**

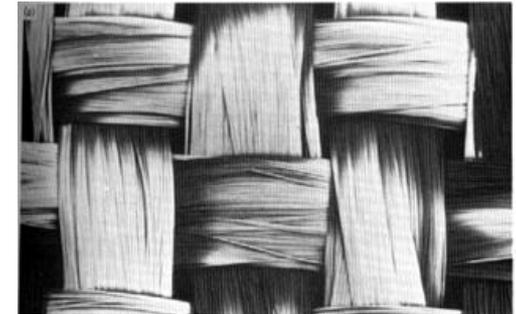
- Scopo: migliorare le proprietà della matrice.

MMC: aumentare σ_y , TS , resist. al creep

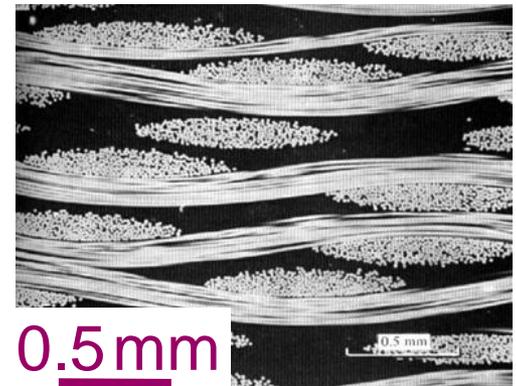
CMC: aumentare K_{Ic}

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

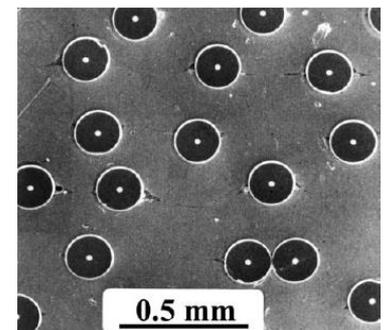
- Classificazione: *Particellare, fibroso, strutturale*



0.5 mm



0.5 mm



0.5 mm

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

Classificazione

Composites

Particle-reinforced

Fiber-reinforced

Structural

Large-particle

Dispersion-strengthened

Continuous (aligned)

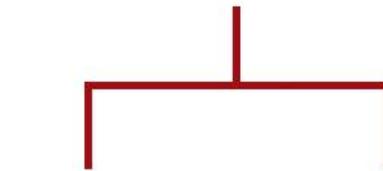
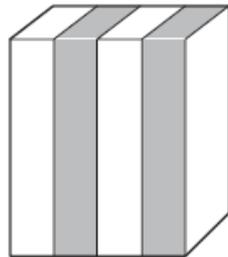
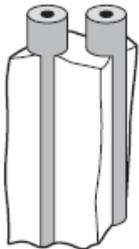
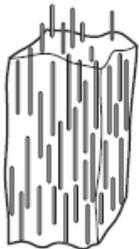
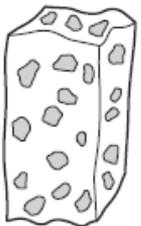
Discontinuous (short)

Laminates

Sandwich panels

Aligned

Randomly oriented



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 rigidezza, resistenza, stabilità termica
- fornire conducibilità elettrica o isolamento elettrico (a seconda del tipo di fibra utilizzato)

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 rigidità 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

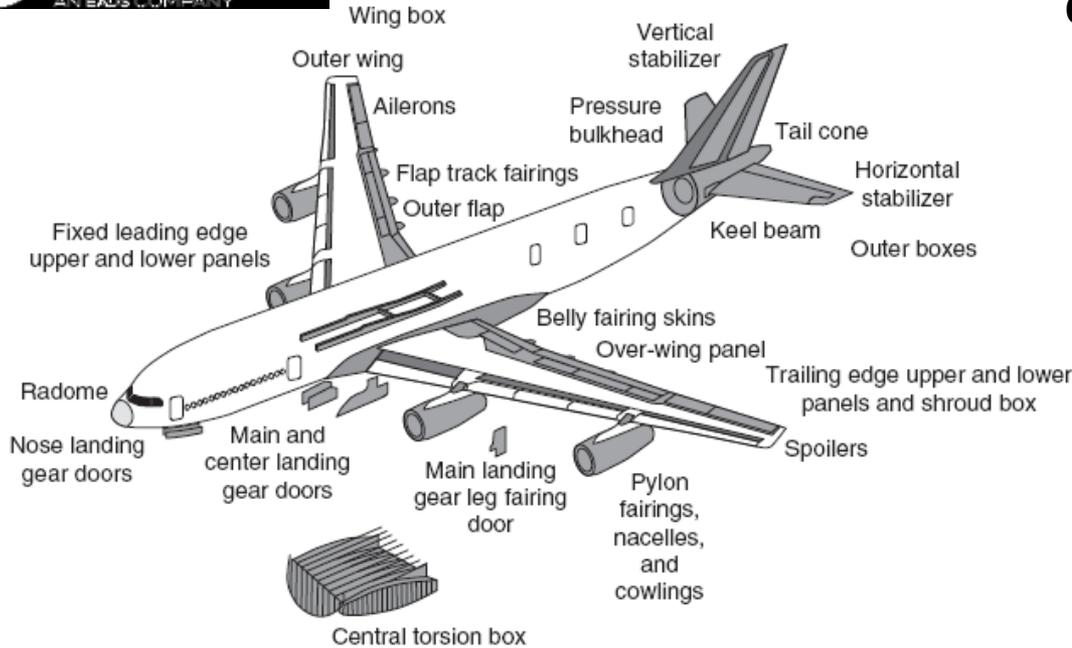


FIGURE 1.2 Use of fiber-reinforced polymer composites in Airbus 380.

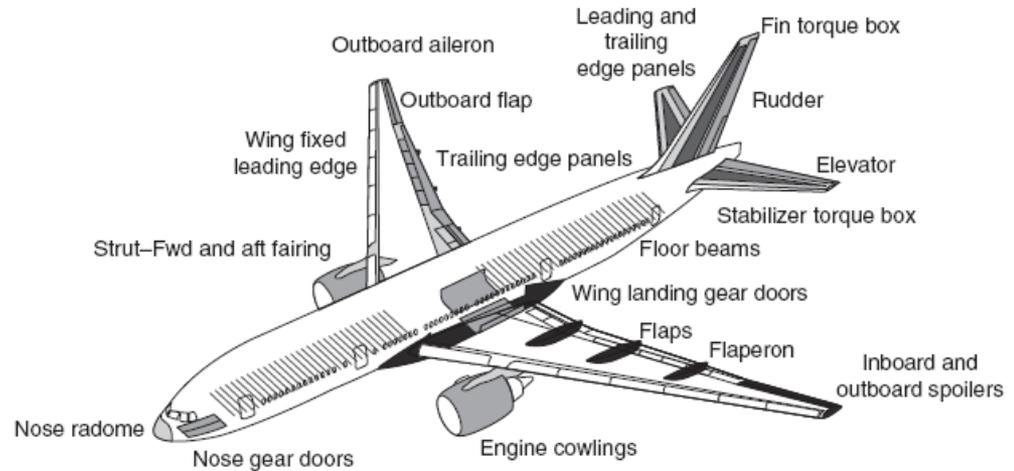
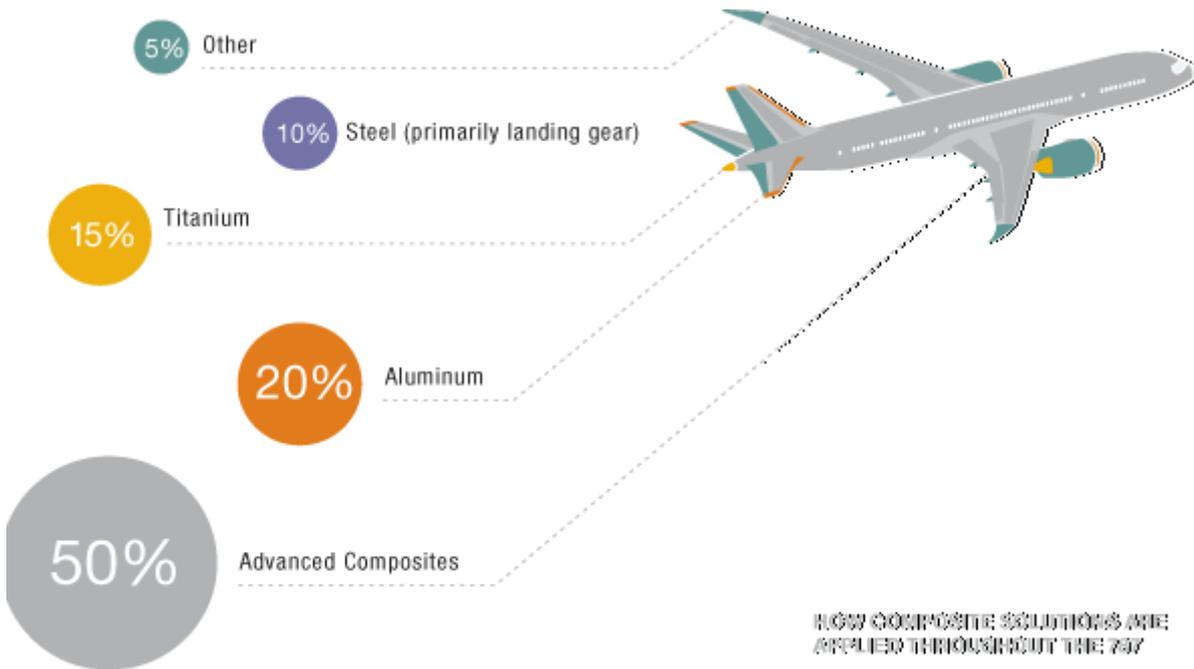


FIGURE 1.3 Use of fiber-reinforced polymer composites in Boeing 777.



HOW COMPOSITE SOLUTIONS ARE APPLIED THROUGHOUT THE 787

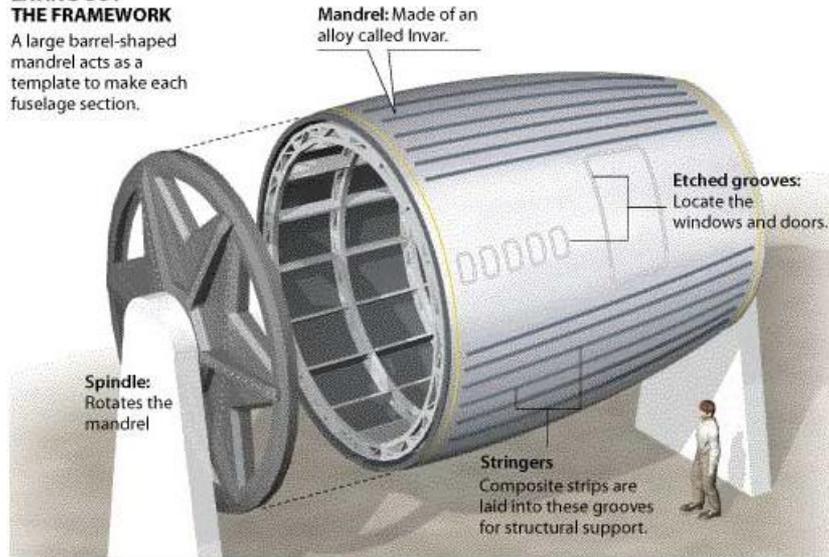


How Boeing makes a composite fuselage

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.

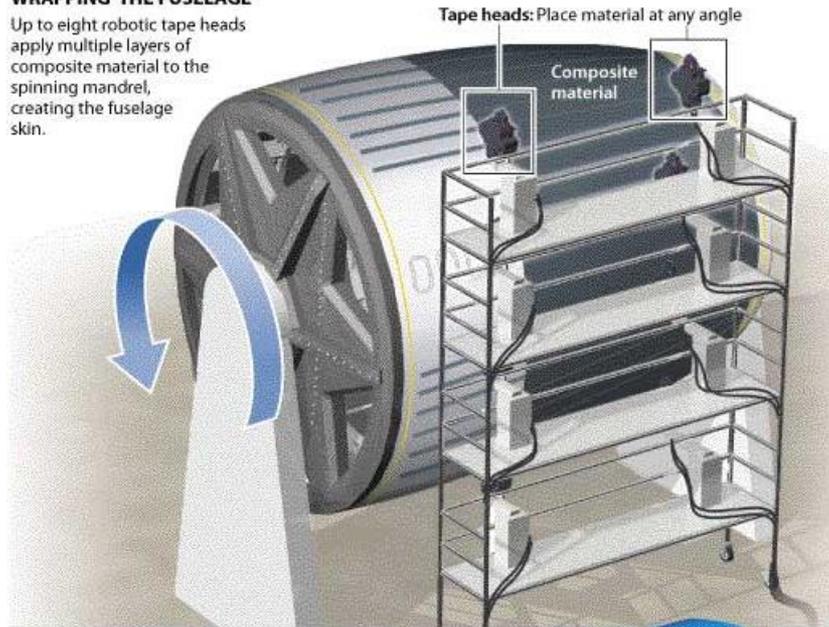
LAYING OUT THE FRAMEWORK

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



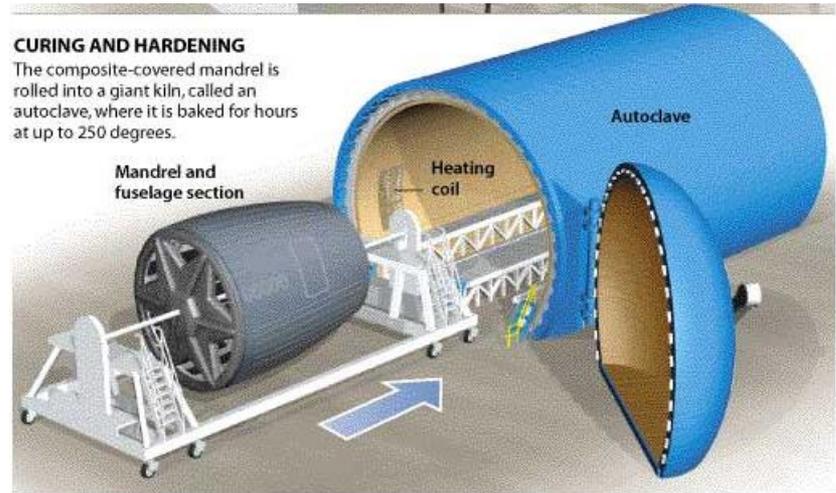
WRAPPING THE FUSELAGE

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



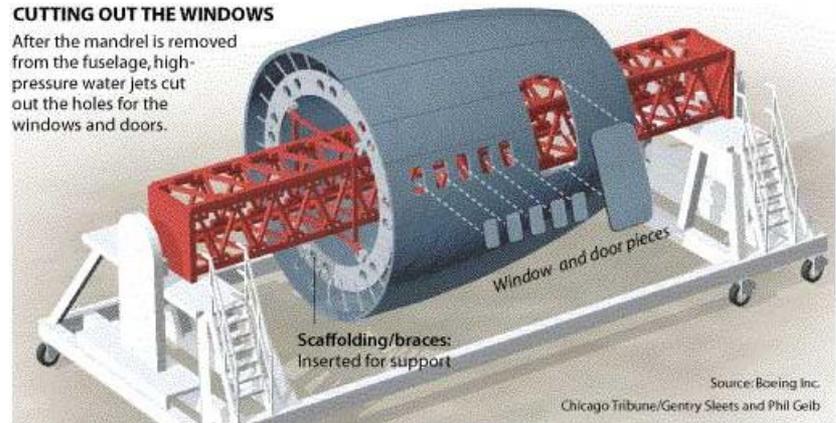
CURING AND HARDENING

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

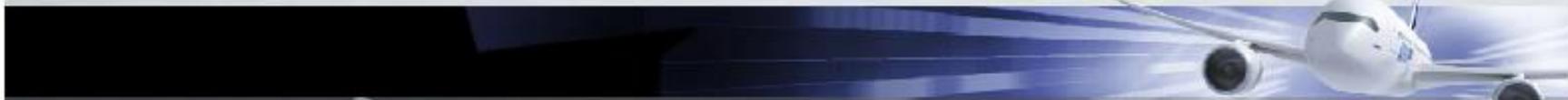
After the mandrel is removed from the fuselage, high-pressure water jets cut out the holes for the windows and doors.



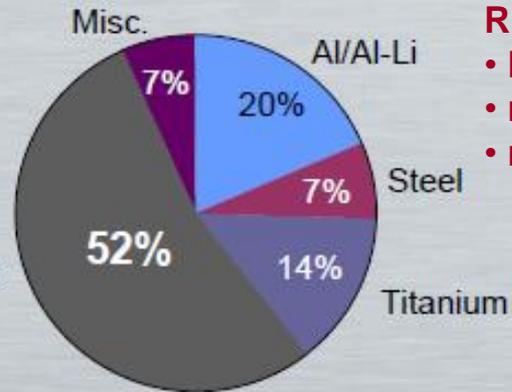
Source: Boeing Inc.
Chicago Tribune/Gentry Sleets and Phil Geib



A350 XWB – Intelligent Airframe



A350-900 XWB
Material Breakdown (%)
Including Landing Gear



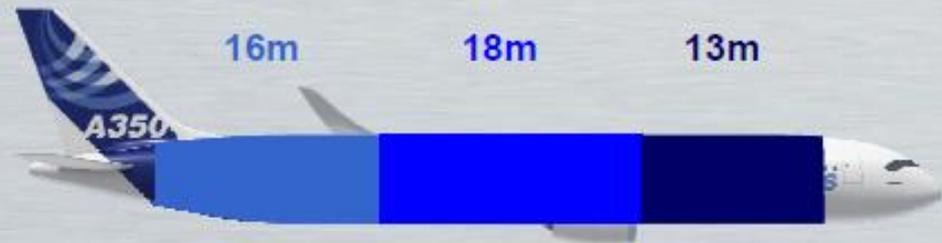
- Rationale for CFRP fuselage**
- lowest weight
 - minimize corrosion
 - minimize fatigue

● A350 XWB puts the right material in the right place

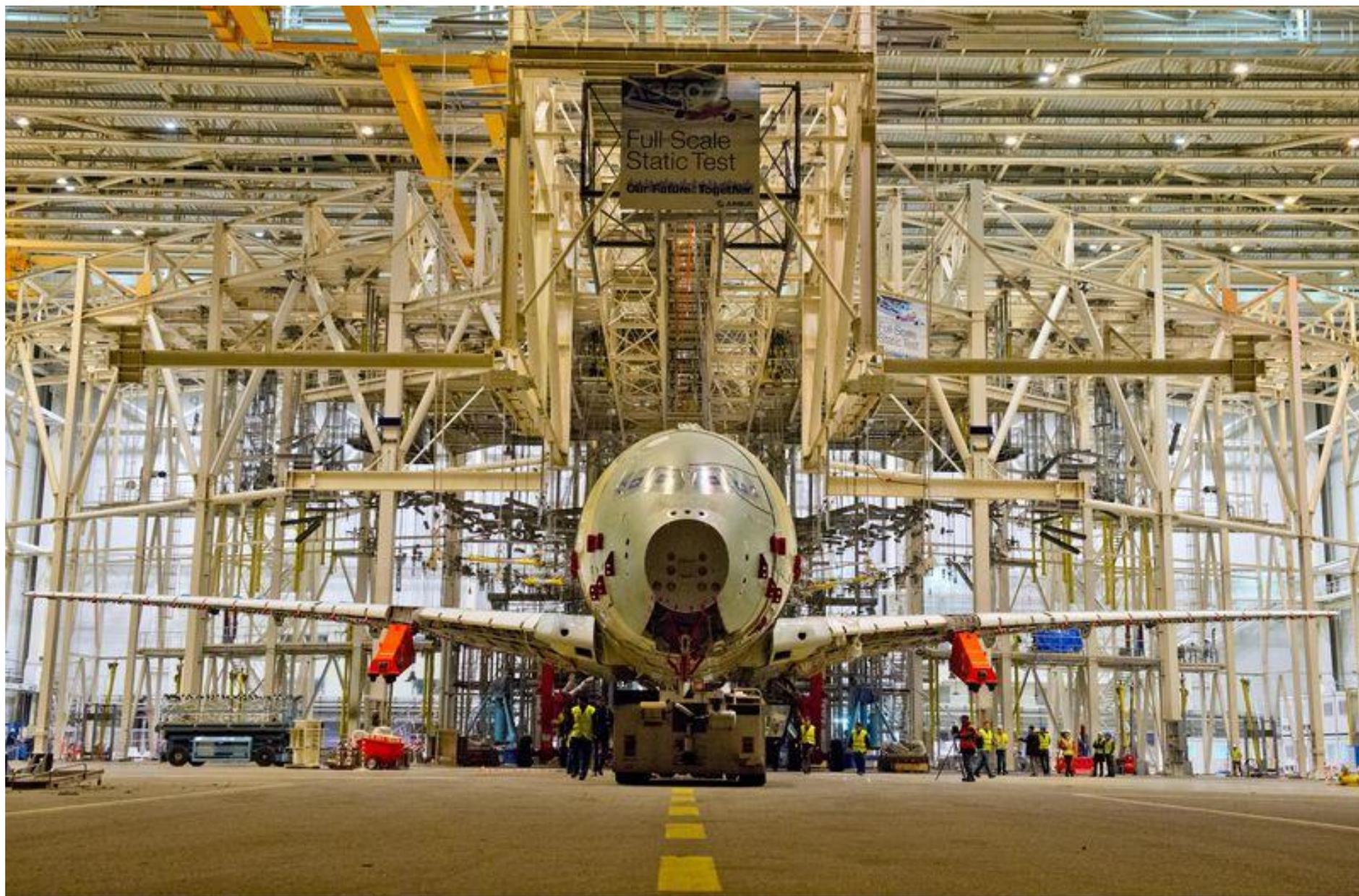
A350 XWB fuselage: efficient use of CFRP



- New cross-section
- New materials
- New aerodynamic shape



- 4 shells concept
- Long panels require only lap joints – less weight
- Lay-up and skin thickness optimisation
- Each panel optimised for local loading



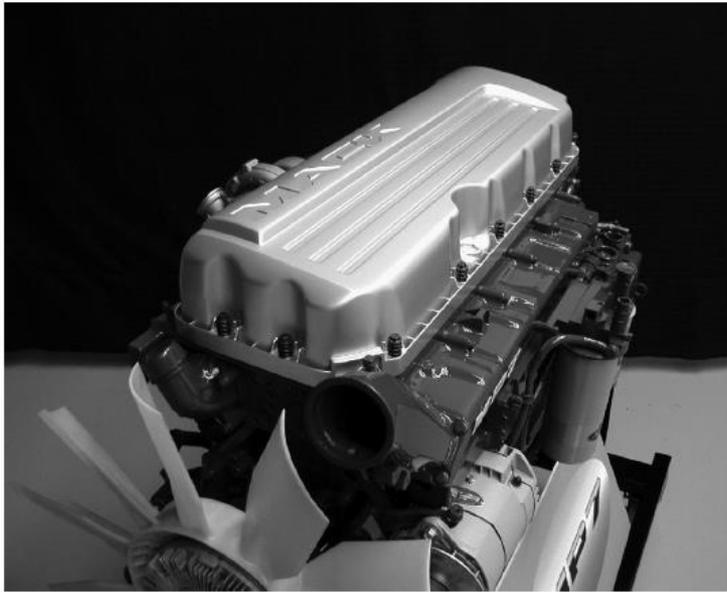


FIGURE 1.6 Compression-molded SMC valve cover for a truck engine. (Courtesy of Ashland Chemicals and American Composites Alliance. With permission.)



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

BMW M6
P0018705 BMW Group PressClub www.press.bmwgroup.com
© BMW AG Nur für Pressewecke / For press purposes only 04/2005



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

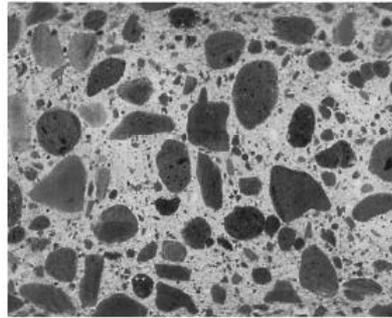
Particle-reinforced

Fiber-reinforced

Structural

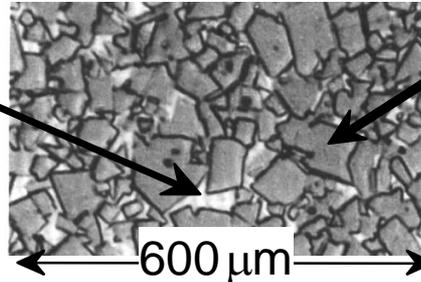
Esempi:

Calcestruzzo



WC/Co

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



particelle:
WC
(fragile,
duro)

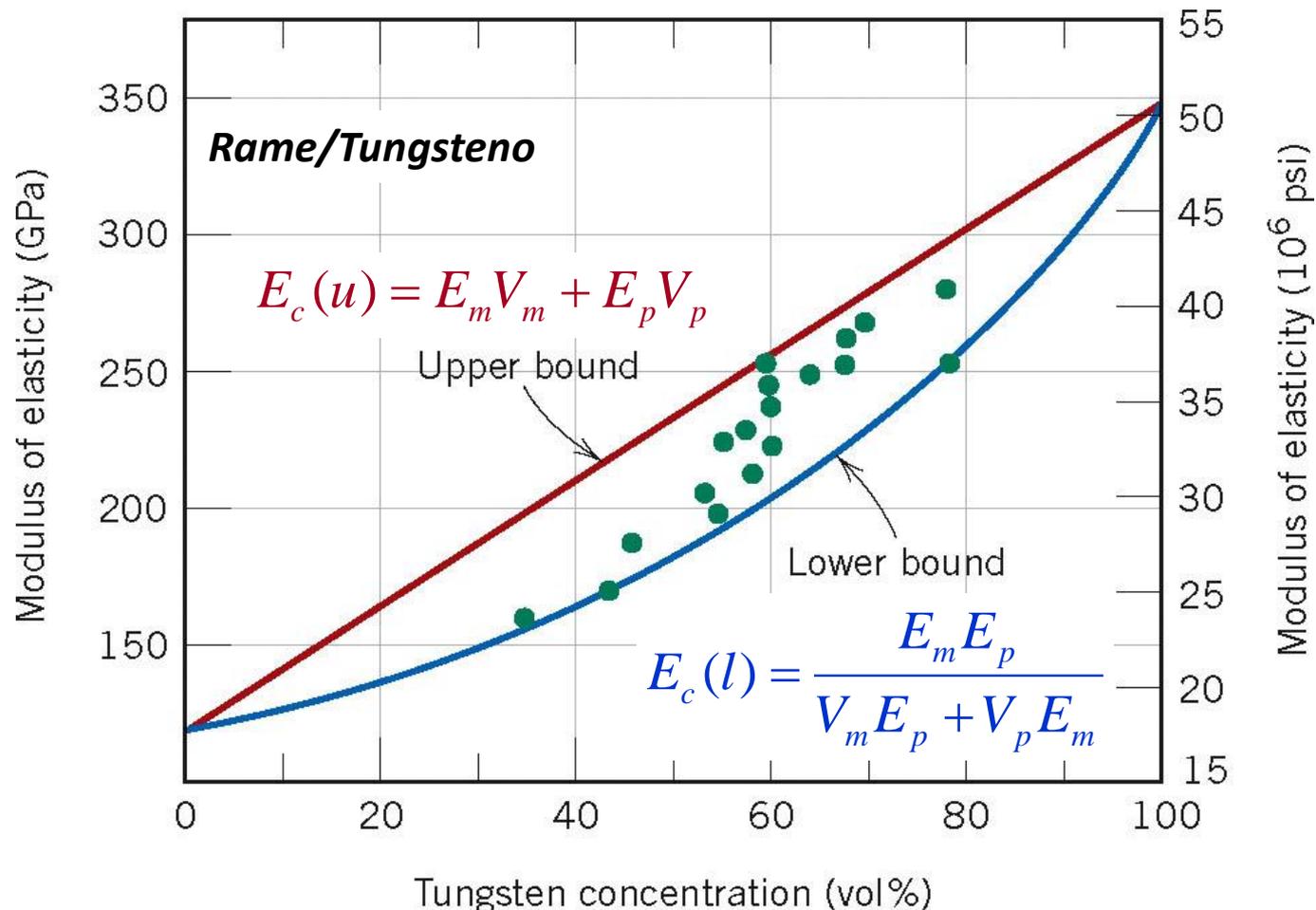
“Cermet”

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.



Dispersion-strengthened composites

Metalli e leghe metalliche possono essere rafforzate ed indurite da una distribuzione uniforme di particelle fini ($\phi = 10\text{-}250\text{ nm}$) di materiali inerti e molto duri. Tali particelle, spesso ossidi, vengono inseriti all'interno della matrice con modalità diverse da quelle legate alle trasformazioni di fase. Il meccanismo di rafforzamento implica interazioni tra le particelle e le dislocazioni, così come avviene nel caso dell'indurimento per precipitazione. Anche se le particelle non sono coerenti con la matrice, esse riescono ugualmente a bloccare il movimento delle dislocazioni e a generare un significativo rafforzamento. Tale effetto non è così pronunciato come quello prodotto dalla precipitazione, ma tale rafforzamento è stabile anche ad alta temperatura e per estesi intervalli temporali. La fase dispersa deve avere però una bassa solubilità nella matrice e non deve reagire chimicamente con la matrice.

Esempio: **SAP** (sintered aluminum powder)

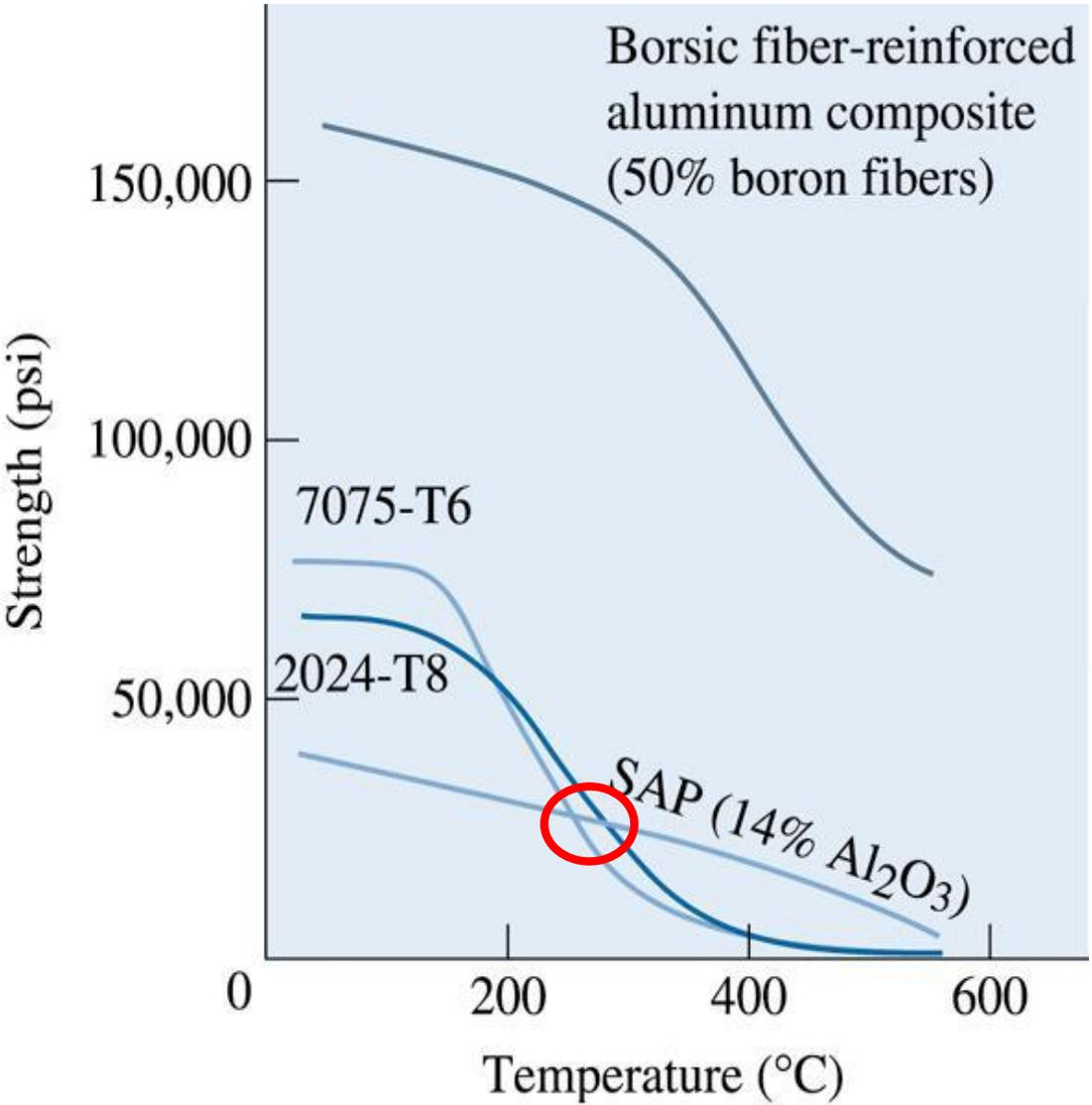


matrice di alluminio rinforzata da Al_2O_3 (fino a 14%)



metallurgia delle polveri e sinterizzazione

Dispersion-strengthened composites

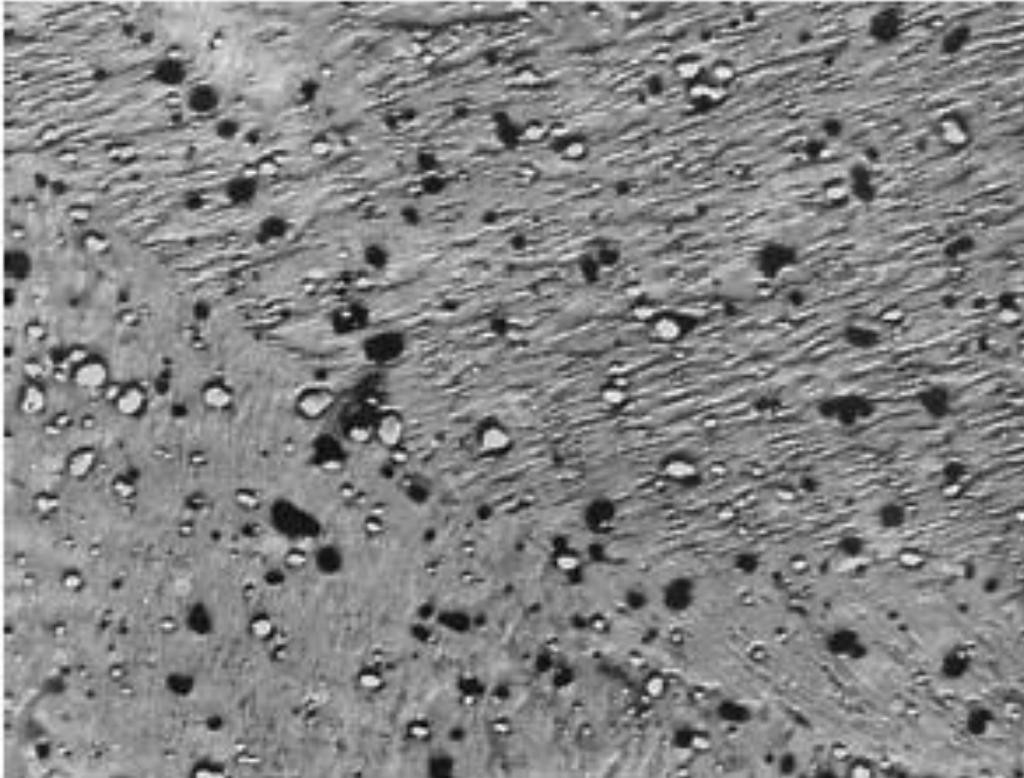


Dispersion-strengthened composites

Esempio: **TD-nickel** (thoria dispersed nickel)



matrice di nichel rinforzata da ThO_2 (fino a 3-4 vol%)



TD-nickel. Le particelle di ThO_2 hanno un diametro di 300 nm o inferiore ($\times 2000$).

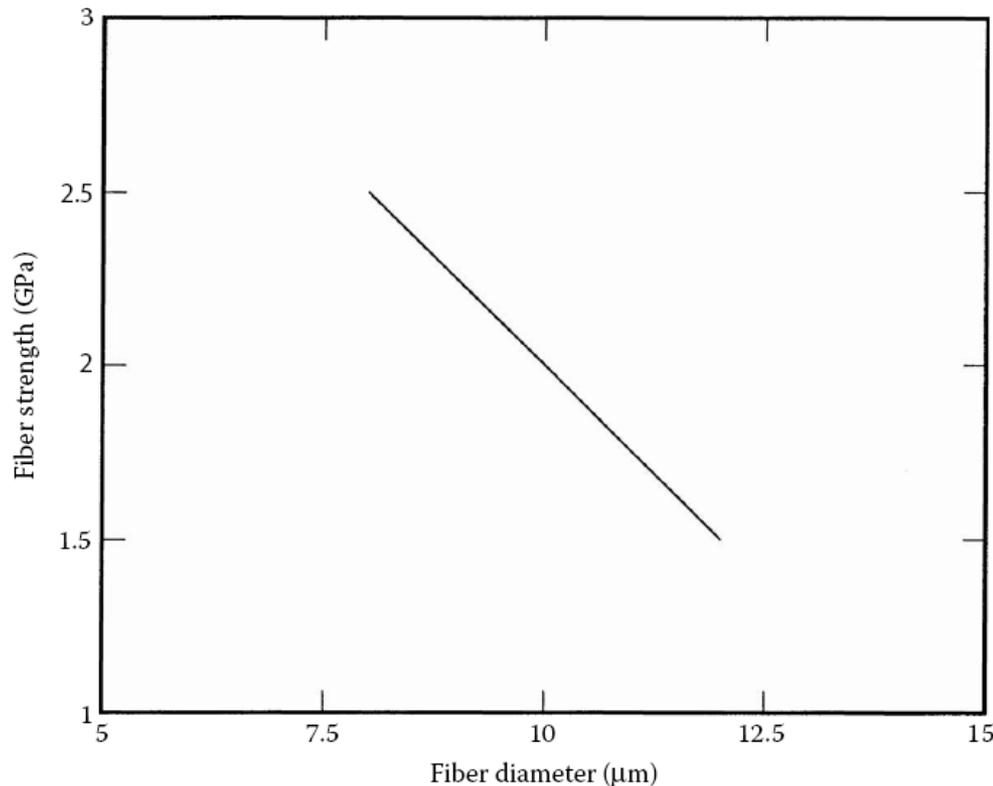
Particle-reinforced

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:

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

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:

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

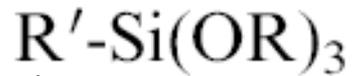
Per un dato materiale, a differenza di quanto accade per la resistenza, il modulo elastico non varia in modo apprezzabile in funzione del diametro. Perciò, la flessibilità risulta essere inversamente proporzionale alla quarta potenza del diametro.

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.

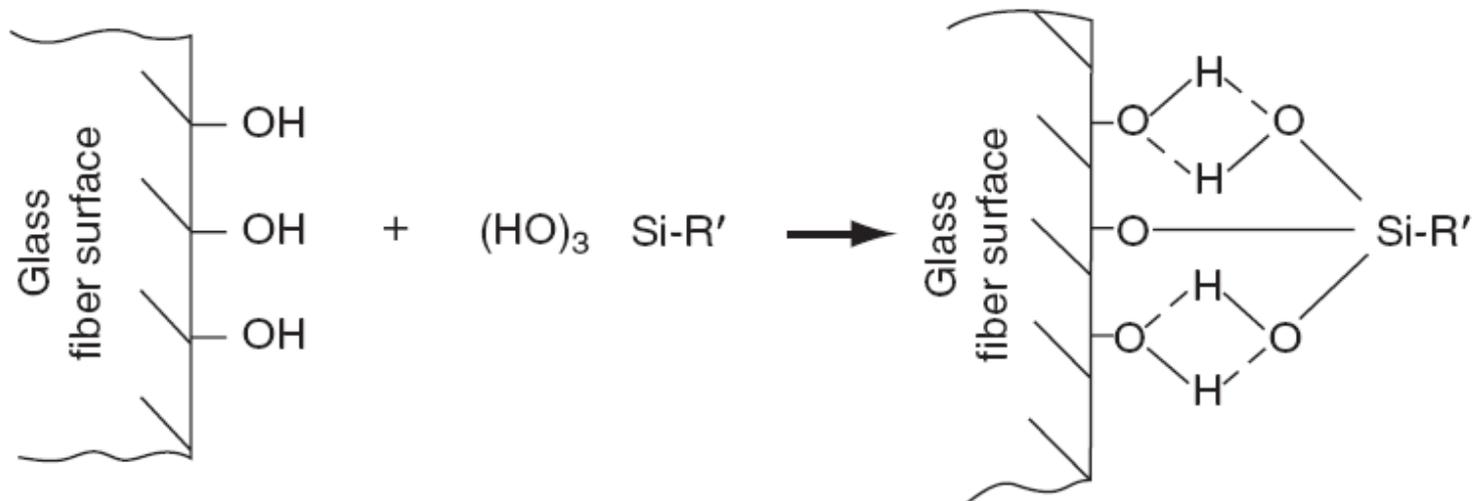
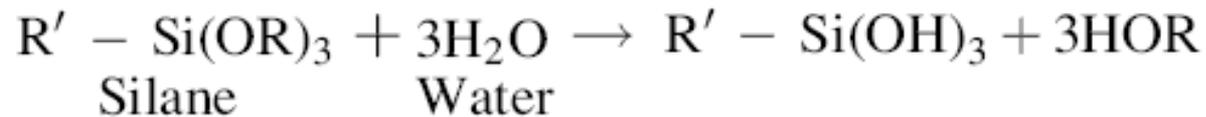
- Un legame chimico si forma tra la superficie della fibra e la matrice. Alcune fibre tendono a legarsi spontaneamente alla matrice, altre no. In tale caso, vengono aggiunti degli agenti di accoppiamento (ad esempio i silani per migliorare la compatibilità delle fibre di vetro con le resine epossidiche) 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.

Struttura chimica dei silani



gruppo funzionale che deve essere compatibile con la matrice

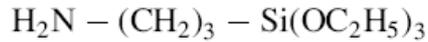
La fibra di vetro (ad esempio) è trattata con silani in soluzione acquosa



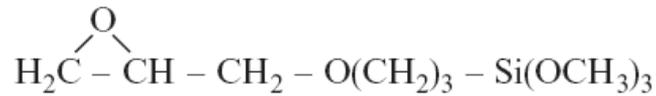
Recommended Silane Coupling Agents for Glass Fiber-Reinforced Thermoset Polymers

With epoxy matrix:

1. γ -Aminopropyltriethoxysilane



2. γ -Glycidyloxypropyltrimethoxysilane

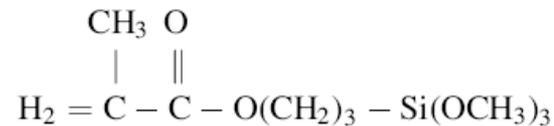


3. *N*- β -Aminoethyl- γ -aminopropyltrimethoxysilane



With polyester and vinyl ester matrix:

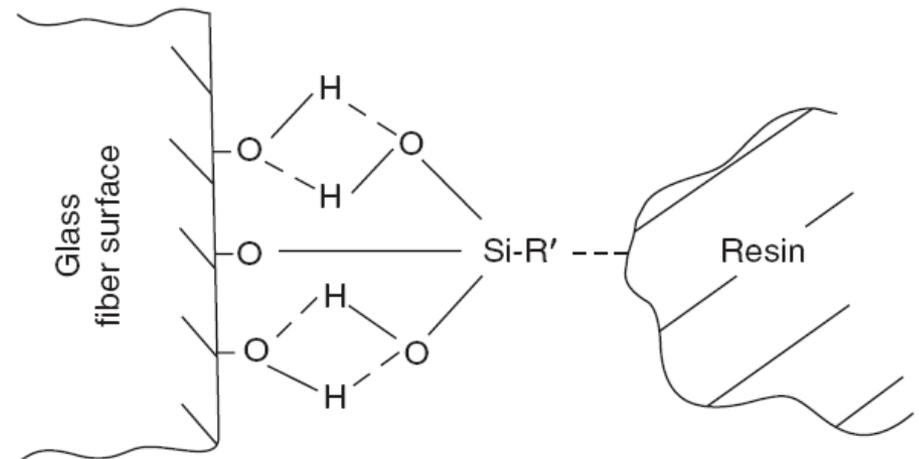
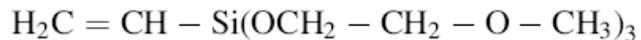
1. γ -Methacryloxypropyltrimethoxysilane

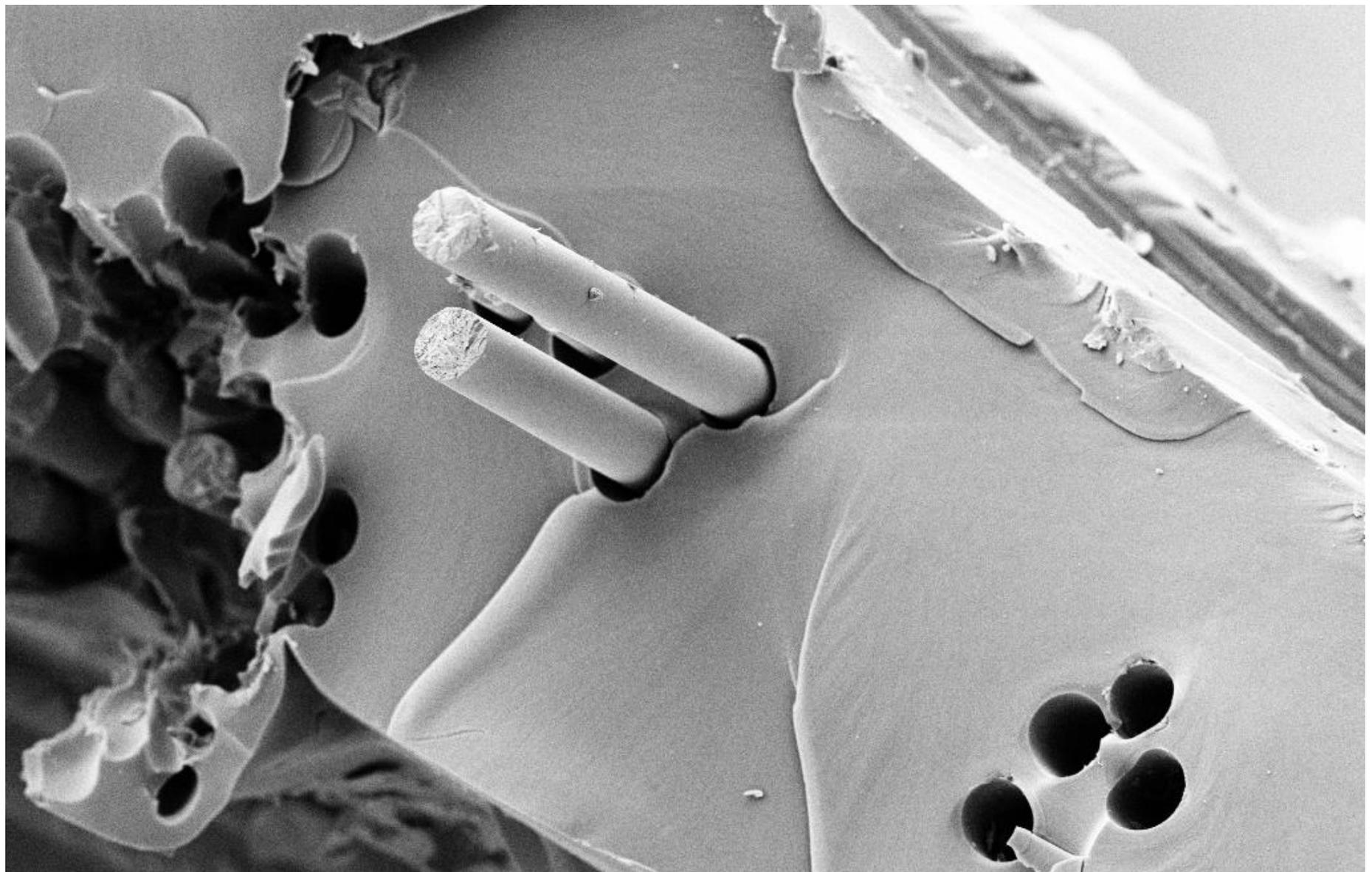


2. Vinyl triethoxysilane



3. Vinyl tris(β -methoxyethoxy)silane





20 μm



EHT = 7.00 kV

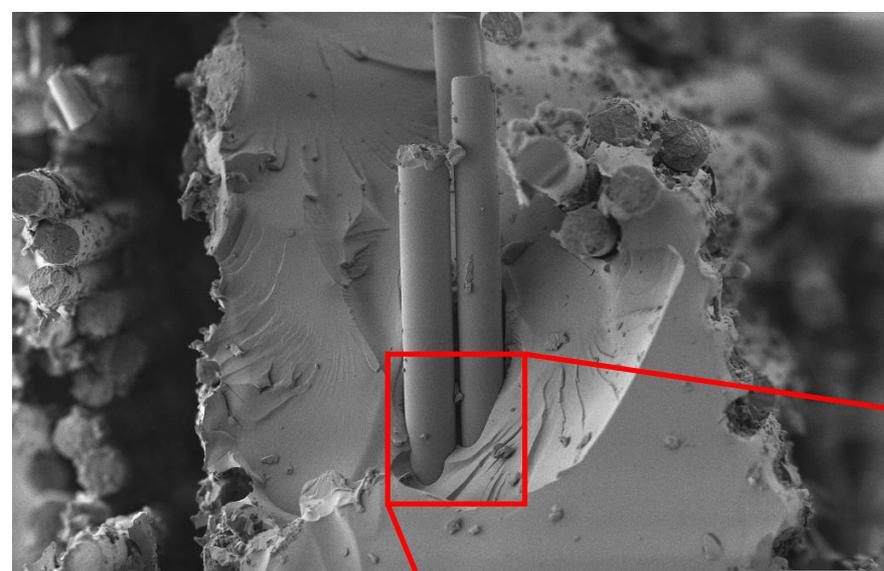
WD = 8.0 mm

Signal A = SE2

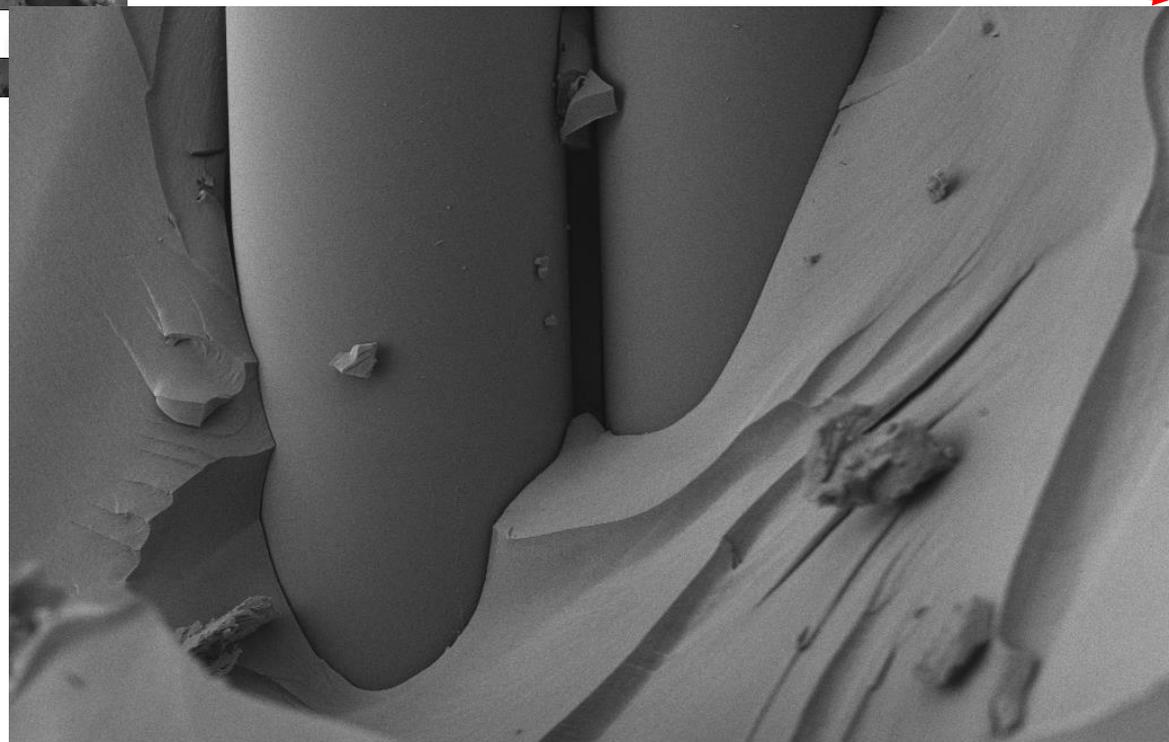
Mag = 1.50 K X

Date :8 Nov 2012

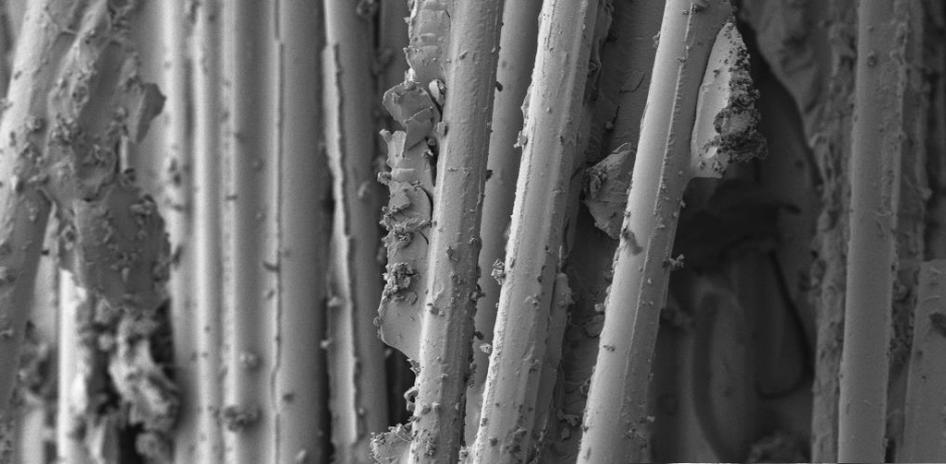
Sample ID = 1FL



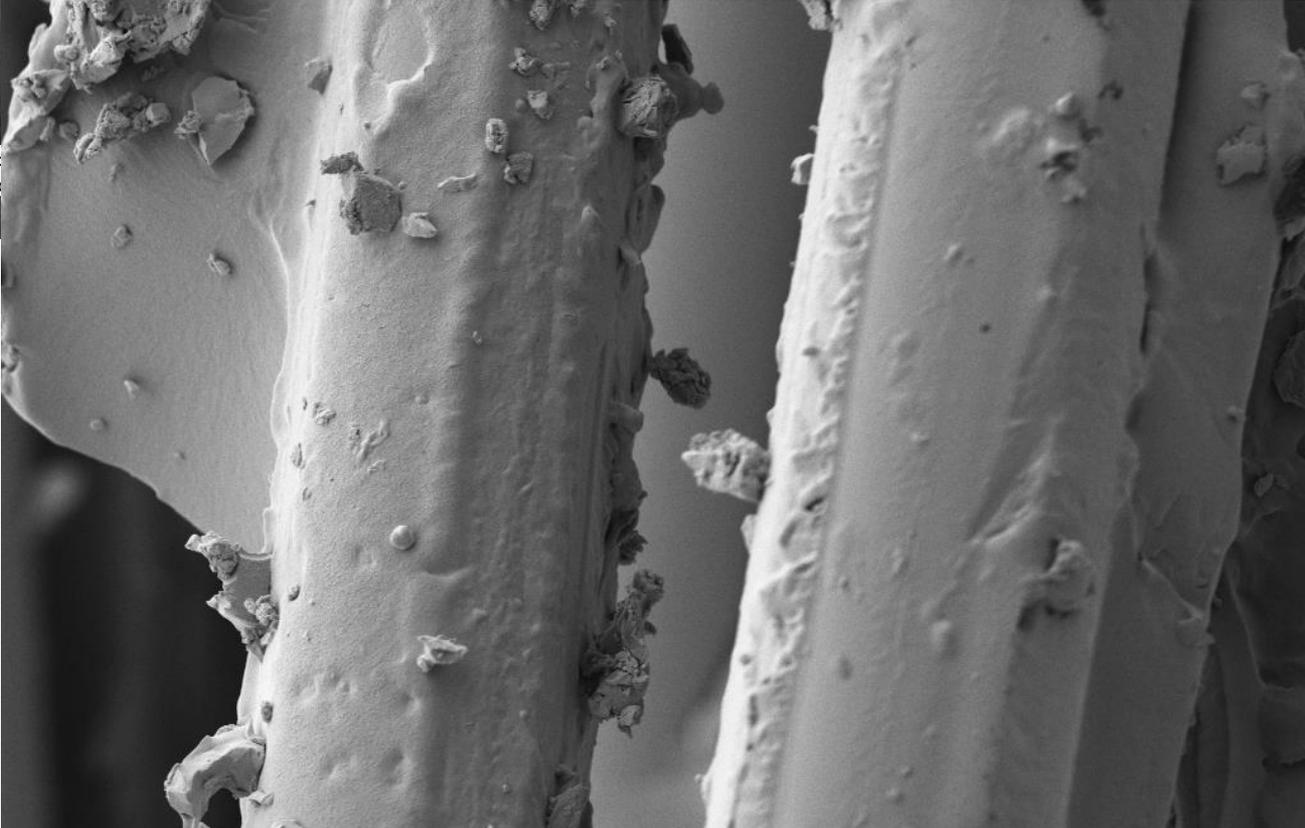
10 μm EHT = 3.00 kV Signal A = SE2 Date :18 Oct 2012
WD = 4.2 mm Mag = 1.00 K X Sample ID = 2T



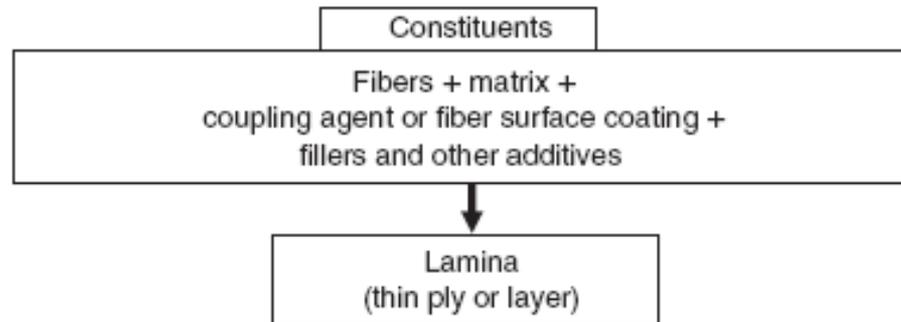
2 μm EHT = 3.00 kV Signal A = SE2 Date :18 Oct 2012
WD = 4.2 mm Mag = 5.00 K X Sample ID = 2T



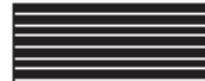
20 μ m EHT = 3.00 kV Signal A = SE2 Date :
WD = 5.0 mm Mag = 1.00 K X Samp



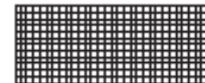
2 μ m EHT = 3.00 kV Signal A = SE2 Date :18 Oct 2012
WD = 5.0 mm Mag = 5.00 K X Sample ID = 2T



(a) Unidirectional continuous fibers



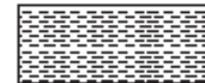
(b) Bidirectional continuous fibers



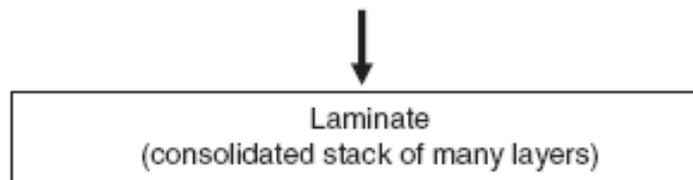
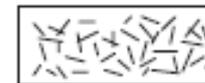
(c) Multidirectional continuous fibers



(d) Unidirectional discontinuous fibers



(e) Random discontinuous fibers



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 ($10^{-6}/^\circ\text{C}$) ^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 $^\circ\text{C}$ = 0.556 in./in. per $^\circ\text{F}$.

^c Amoco.

^d Hercules.

^e BASF.

^f DuPont.

^g Teijin.

^h Honeywell.

ⁱ Nippon carbon.

^j 3-M.

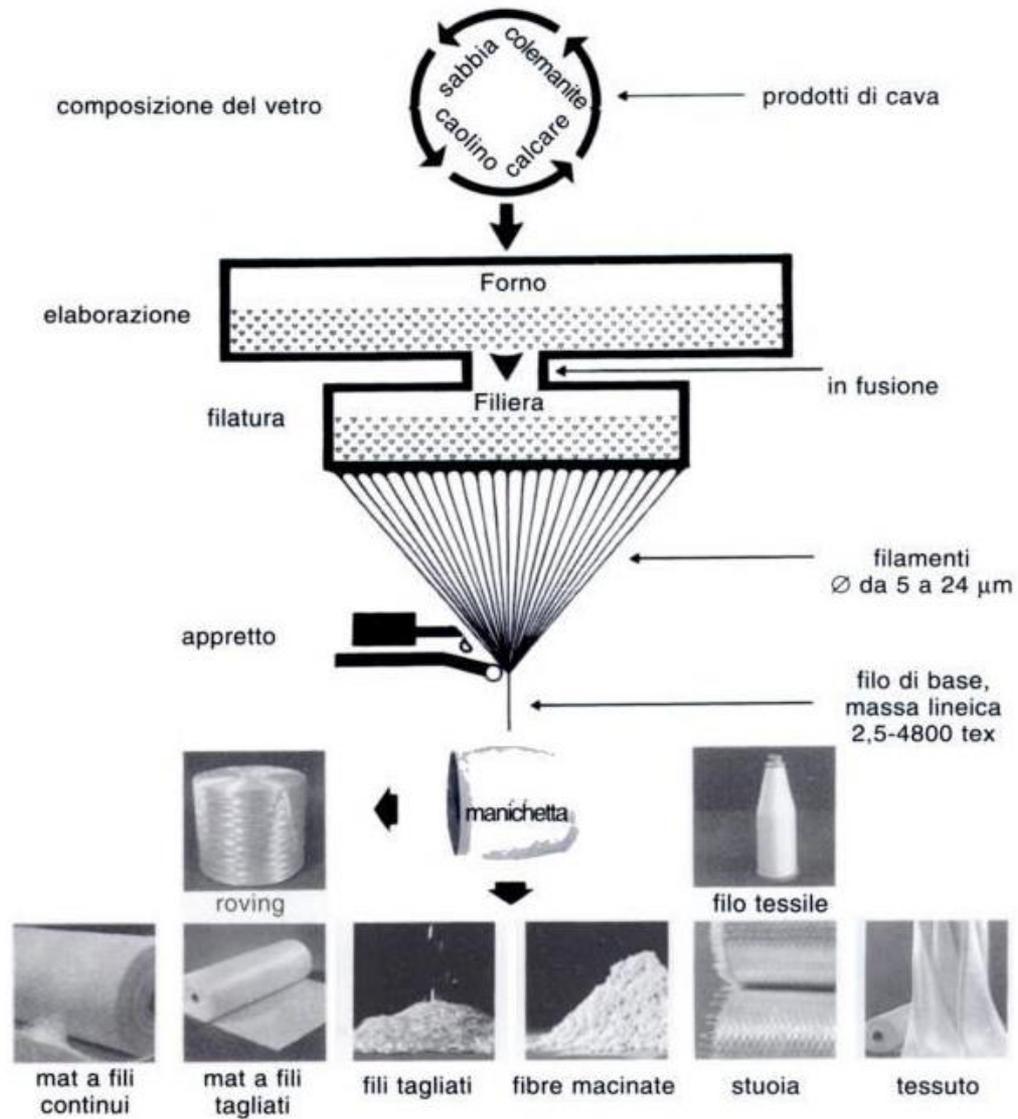
Fibre di vetro

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.

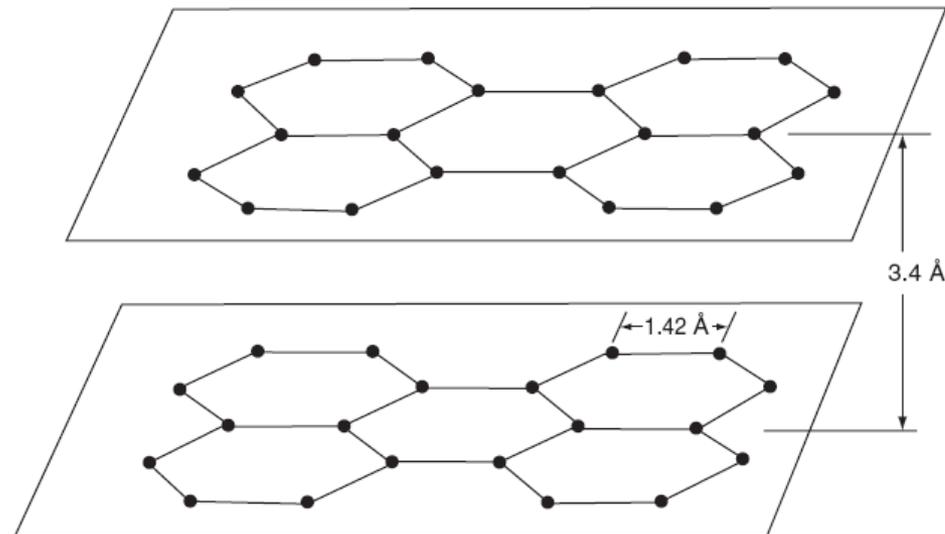
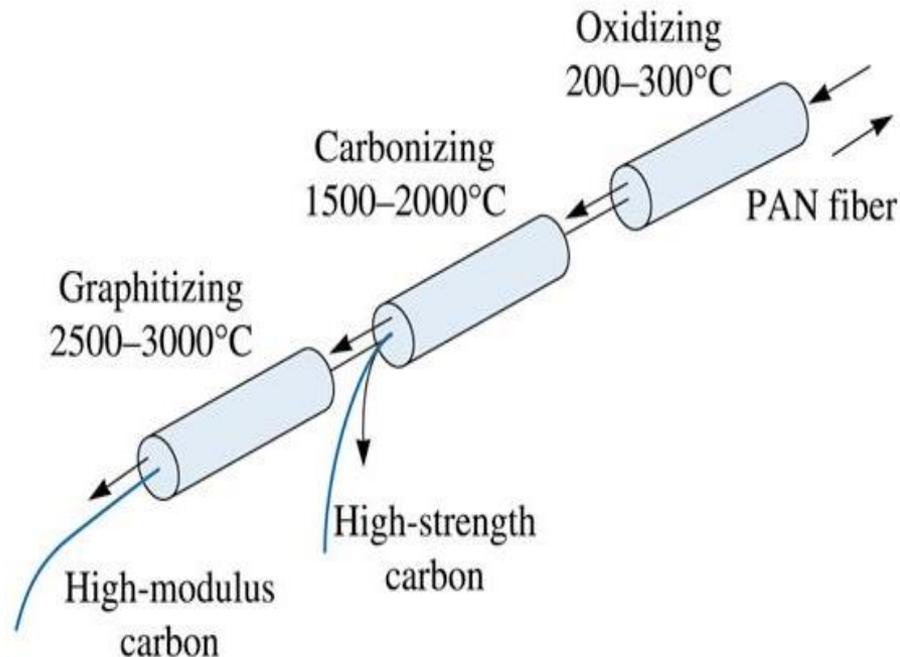


FIGURE 2.12 Arrangement of carbon atoms in a graphite crystal.

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

Fibre di carbonio

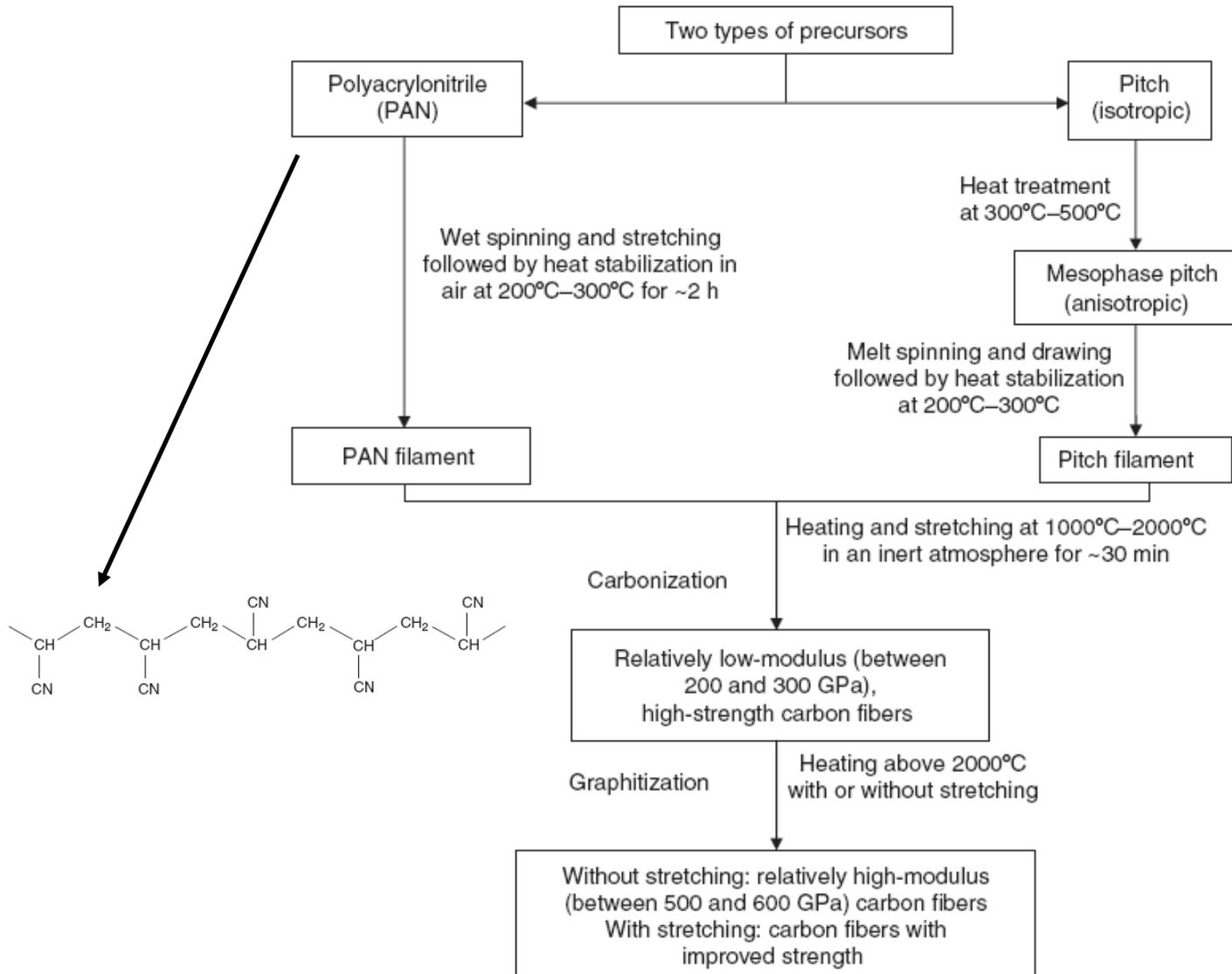
Tutti i tipi commercialmente validi sono ottenuti mediante pirolisi in atmosfera inerte di particolari precursori: **rayon** (fibre di materiale cellulosico), **poliacrilonitrile** (PAN) e **pece** (pitch). Il processo di fabbricazione varia nei particolari a seconda del precursore, ma in generale si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



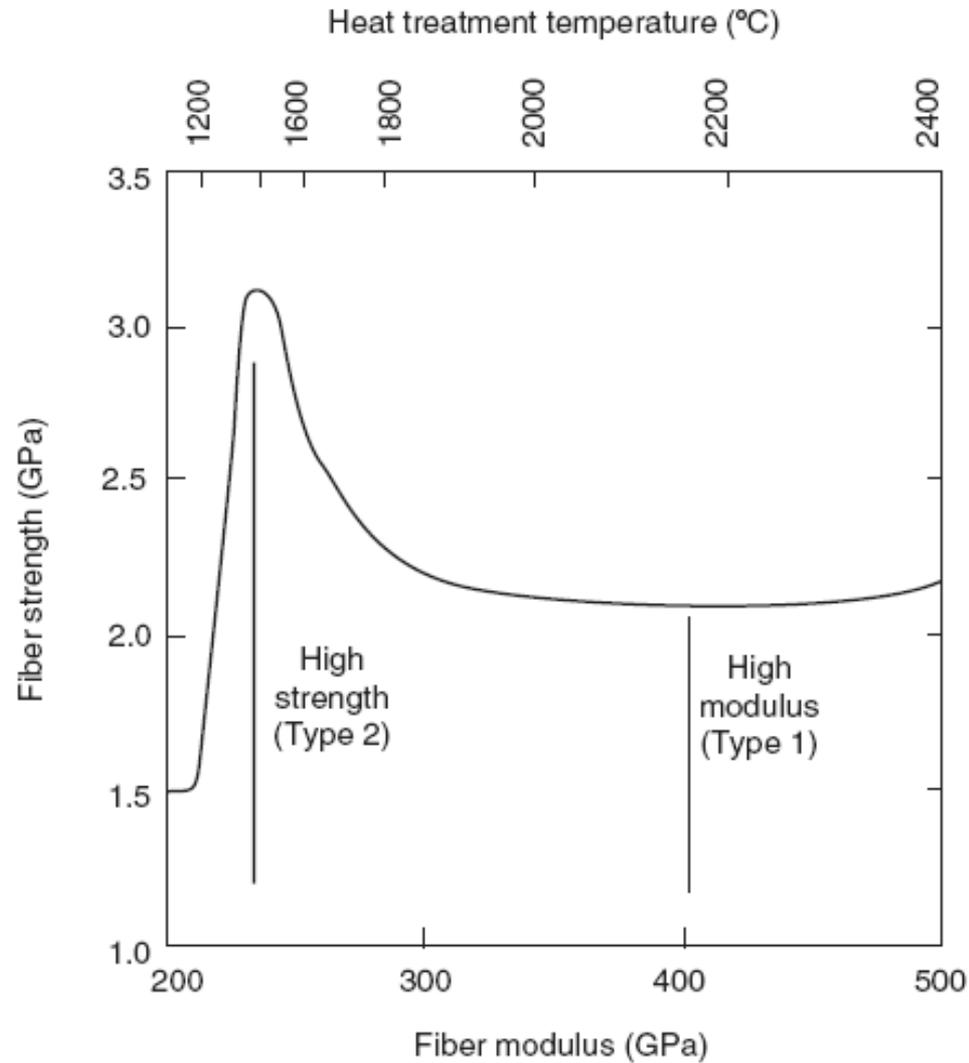
Fibre di carbonio

- **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%.

Table 1.6 Comparison of carbon fibers from different producers.

Producer Fiber	Diameter (μm)	Density (g/cm^3)	Tensile strength/ modulus (MPa/GPa)	Approx. price
Toray Industries <i>T300 (6K)</i>	7	1.76	3530/230	€53/kg
Toray Industries <i>T700 S (12K)</i>	7	1.80	4900/230	€30/kg
Toray Industries <i>T800HB (6K)</i>	5	1.81	5490/294	€250/kg
Toray Industries <i>T 1000G (6K)</i>	5	1.80	7060/294	€240/kg
Toray Industries <i>M60J (6K)</i>	5	1.94	3920/588	€1500/kg
Toho Tenax <i>HTA 5131 (3K)</i>	7	1.77	3950/238	€59/kg
Toho Tenax <i>HTS 5631 (12K)</i>	7	1.77	4300/238	€29/kg
Toho Tenax <i>STS 5631 (24K)</i>	7	1.79	4000/240	€22/kg
Toho Tenax <i>UMS 2731 (24K)</i>	4.8	1.78	4560/395	€95/kg
Toho Tenax <i>UMS 3536 (12K)</i>	4.7	1.81	4500/435	€158/kg
SGL Carbon <i>Sigrafil C (50K)</i>	7	1.80	3800–4000/230	€15–25/kg

IL BASALTO

Il basalto è una roccia ignea effusiva basica, composta principalmente da *plagioclasti*, *pirosseni* e spesso *olivina*.

Rappresenta la roccia effusiva più abbondante della crosta terrestre.



Composto	% in peso Vetro	% in peso Basalto
SiO ₂	52-56	51,6-57,5
Al ₂ O ₃	12-16	16,9-18,2
CaO	16-25	5,2-7,8
MgO	0-5	1,3-3,7
B ₂ O ₃	5-10	-
Na ₂ O	0,8	2,5-6,4
K ₂ O	0,2-0,8	0,8-4,5
Fe ₂ O ₃	≤ 0,3	4,0-9,5

Proprietà peculiari delle fibre di basalto



Elevate proprietà meccaniche

maggiore resistenza e modulo elastico delle tradizionali fibre di vetro E
(\approx 15-20%)



Elevata stabilità chimica

sia in ambiente acido che alcalino



Elevate proprietà di isolamento termico, acustico e resistenza al fuoco



Elevata riciclabilità

prodotto naturale senza additivi e solventi



Colore scuro

possibilità di sostituzione del carbonio in applicazioni non strutturali

BASALTO vs. VETRO

Property	Basalt	E-glass
Specific gravity (g/cm ³)	2.65-2.80	2.50-2.60
Tensile strength of single filaments (ASTM D2101), MPa	4000-4300	3450-3800
Tensile modulus of single filaments (ASTM D2101), GPa	84-87	72-76
Application temperature, ° C	-260 up to +560	-60 up to +460
Short-term maximum operation temperature, ° C	up to +700	up to +550
Heat conductivity, W/(mK)	0.031-0.038	0.034-0.04
Fiber's weight loss after 3h boiling in cement saturated solution, %	0.35	4.5
Fiber's weight loss after 3 h boiling in 1N solution of HCl, %	7.1	38.5

Fonte: Kamenny Vek - <http://www.basfiber.com>

Il costo delle fibre di basalto è intermedio tra quello delle fibre di vetro E ed S

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

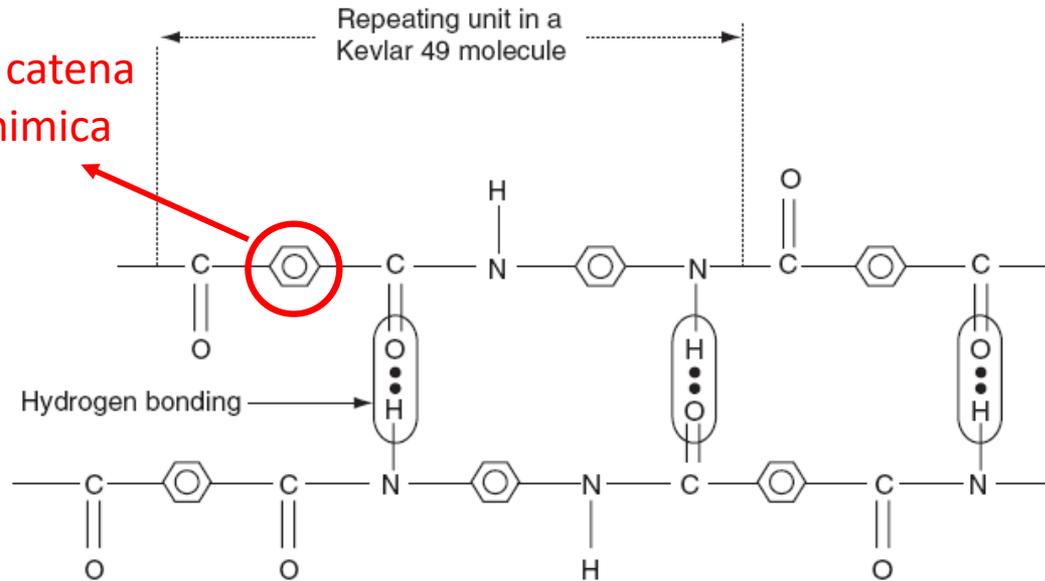


FIGURE 2.18 Molecular structure of Kevlar 49 fiber.

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

Ultrahigh-molecular-weight polyethylene (UHMWPE)

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

Spectra™

Dyneema™

UHMWPE is identical to HDPE but, rather than having a MW of 50,000 g/mol, it typically has a MW of between 3×10^6 and 6×10^6 . The high MW imparts outstanding abrasion resistance, high toughness (even at cryogenic temperatures)



Dyneema®
With you when it matters

ballistic armor protection

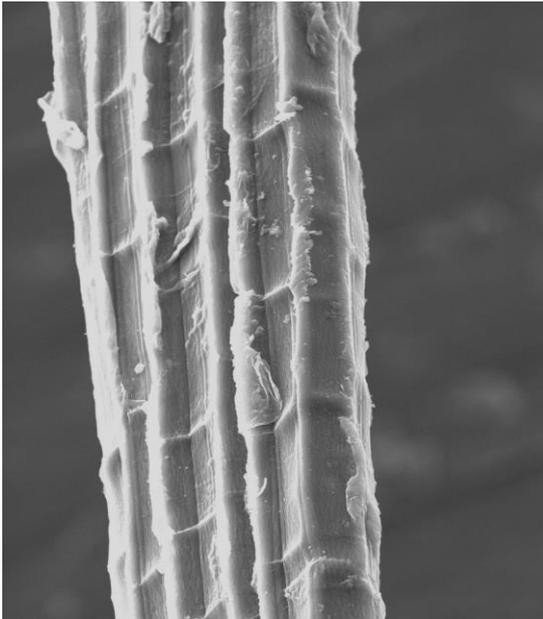


- *Increases abrasion resistance over 2 ½ times*
- *25% increase in strength*



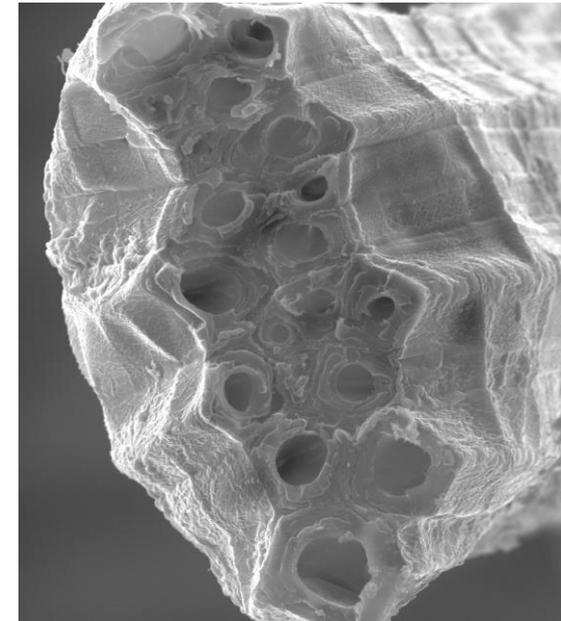
The successful Costa Concordia Parbuckling project

Fibre naturali



x500

↳ 40 µm ↳



x1000

↳ 20 µm ↳

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.

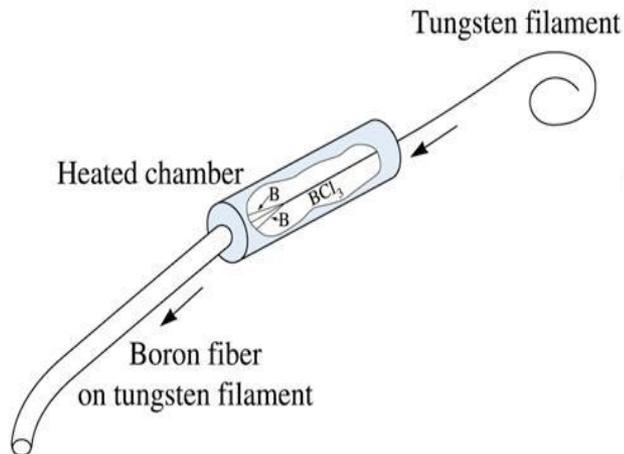
Table 7.11 The applications of natural fibers in various automotive interior components

Model	Manufacturer	Applications
Rover 2000 and others	Rover	Rear storage shelf/panel, insulation
Vectra, Astra, Zafira	Opel	Door panels, pillar cover panel, head-liner panel, instrumental panel
Passat Variant, Golf A4, Bora	Volkswagen	Seatback, door panel, boot-lid finish panel, boot-liner
A2, A3, A4, A4 Avant, A6, A8, Roadstar, Coupe	Audi	Hat rack, boot-lining, spare tire-lining, side and back door panel, seatback
A, C, E, S class	Daimler-Chrysler	Pillar cover panel, door panels, windshield/dashboard, business table
3, 5 and 7 series and others	BMW	Seatback, headliner panel, boot-lining, door panels
Pilot	Honda	Cargo area
406	Peugeot	Front and rear door panels
Alfa Romeo 159	Fiat	Door panel
Cadillac DeVille, Chevrolet TrailBlazer	General Motors	Seatbacks, cargo area floor
ES3	Toyota	Pillar garnish and other interior parts
L300	Saturn	Package trays and door panel
V70, C70	Volvo	–
Mondeo	Ford	Floor trays, door inserts
–	Saab	Door panels
Clio	Renault	–
Raum	Toyota	Floor mats, spare tire cover
–	Mitsubishi	Cargo area floor, door panels, instrumental panel
C, S, E, and A classes	Mercedes-Benz	Door panels (flax/sisal/wood fibers with epoxy resin/UP matrix), glove box (cotton fibers/wood molded, flax/sisal), instrument panel support, insulation (cotton fiber), molding rod/apertures, seat backrest panel (cotton fiber), trunk panel (cotton with PP/PET fibers), seat surface/backrest (coconut fiber/natural rubber)
Mondeo CD 162, Focus, Freestar	Ford	Boot liner, door panels, B-pillar

Fibre di boro, SiC e Al_2O_3

BORO

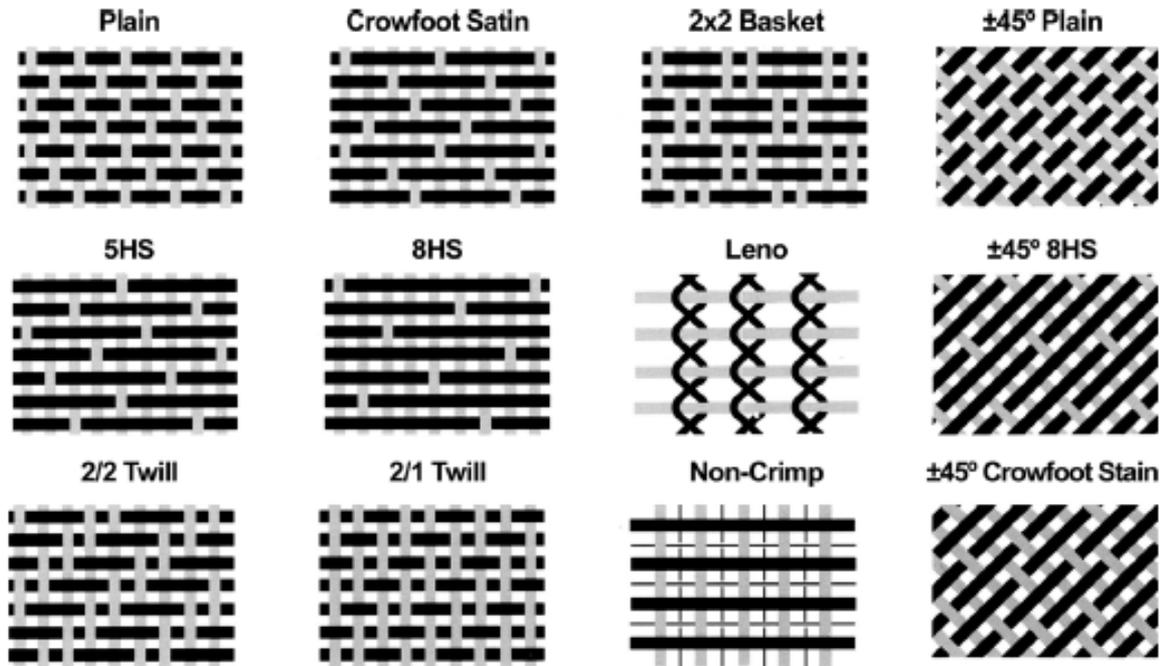
- Elevato modulo elastico (379–414 GPa)
- Diametro elevato (140 μm)
- Conferisce migliore resistenza a compressione al composito
- Elevato costo
- Prodotte per CVD su substrato in tungsteno o carbonio a 1100-1300 ° C



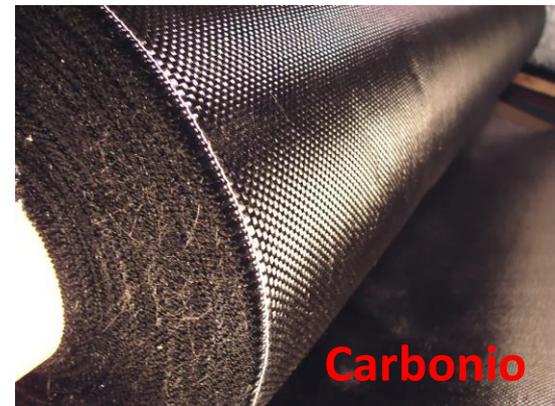
SiC e Al_2O_3

- Fibre per applicazioni ad alta temperatura per CMC e MMC
- Il SiC mantiene le proprietà meccaniche fino a 600° C, mentre Al_2O_3 fino a 1370° C

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



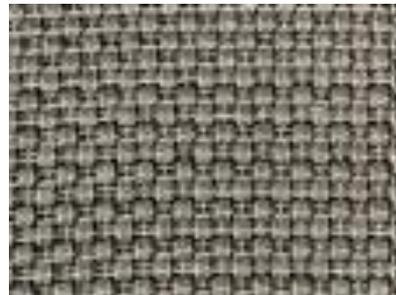
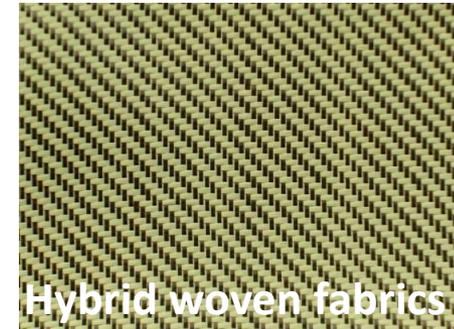
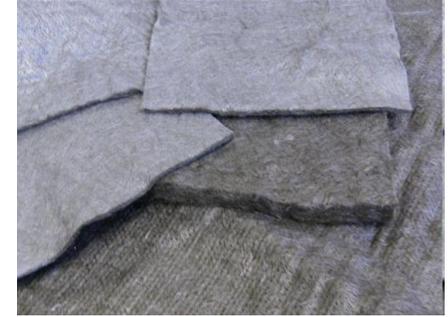
Chopped basalt fibers

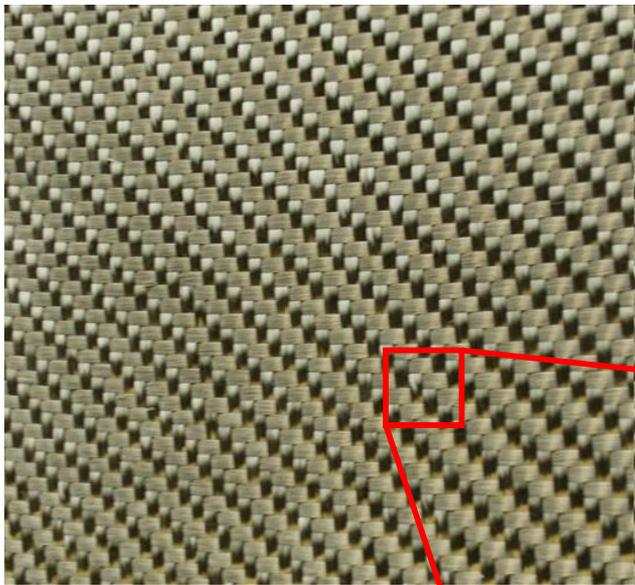


Milled basalt fibers

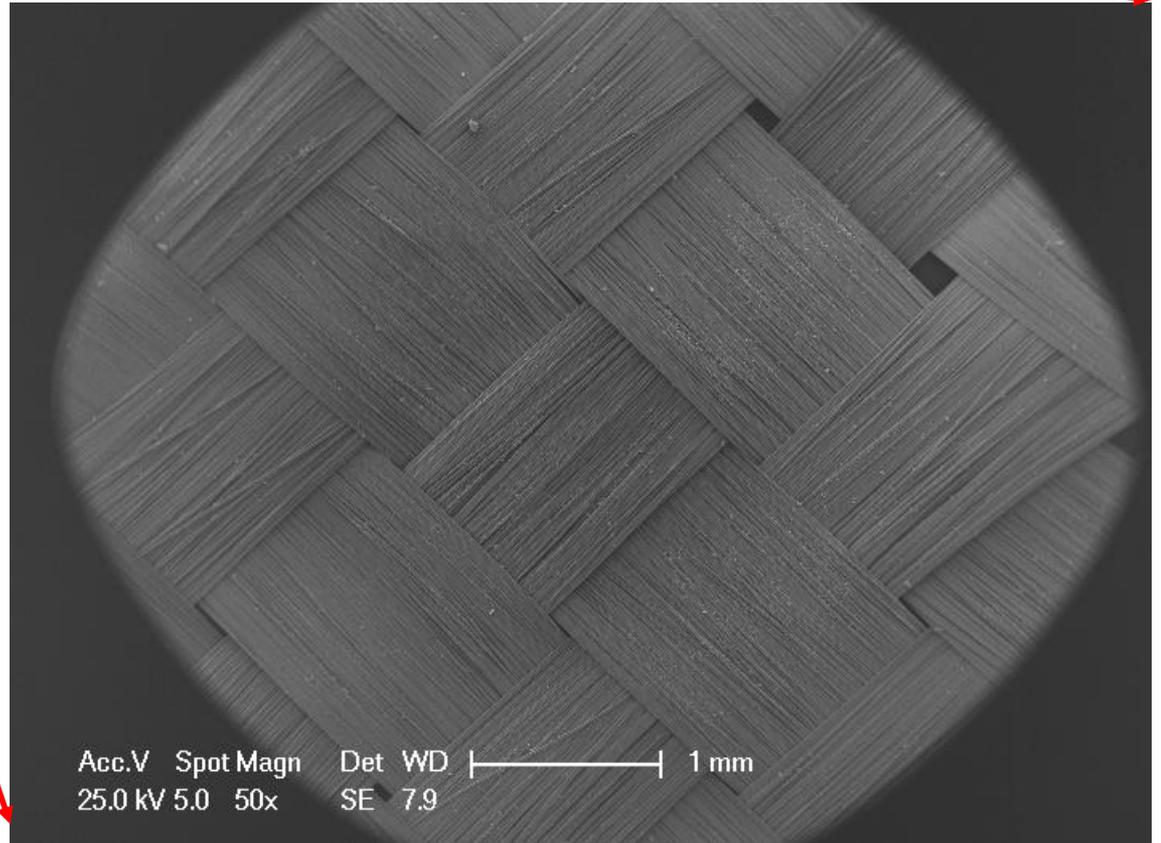


Heat insulating non woven mats





Dry woven fabric



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 (Al₂O₃), carbon, silicon carbide (SiC), silicon nitride (Si₃N₄): 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.

Polycarbonato con fibre di vetro random

TABLE 16-4 ■ *Effect of SiC-reinforcement fibers on the properties of selected ceramic materials*

Material	Flexural Strength (psi)	Fracture Toughness (psi $\sqrt{\text{in.}}$)
Al ₂ O ₃	80,000	5,000
Al ₂ O ₃ /SiC	115,000	8,000
SiC	72,000	4,000
SiC/SiC	110,000	23,000
ZrO ₂	30,000	5,000
ZrO ₂ /SiC	65,000	20,200
Si ₃ N ₄	68,000	4,000
Si ₃ N ₄ /SiC	115,000	51,000
Glass	9,000	1,000
Glass/SiC	120,000	17,000
Glass ceramic	30,000	2,000
Glass ceramic/SiC	120,000	16,000

	<i>Whisker Content (vol%)</i>	<i>Fracture Strength (MPa)</i>	<i>Fracture Toughness (MPa$\sqrt{\text{m}}$)</i>
SiC whisker in Al ₂ O ₃	0	—	4.5
	10	455 ± 55	7.1
	20	655 ± 135	7.5–9.0
	40	850 ± 130	6.0

Source: Adapted from *Engineered Materials Handbook*, Vol. 1, *Composites*, C. A. Dostal (Senior Editor), ASM International, Materials Park, OH, 1987.

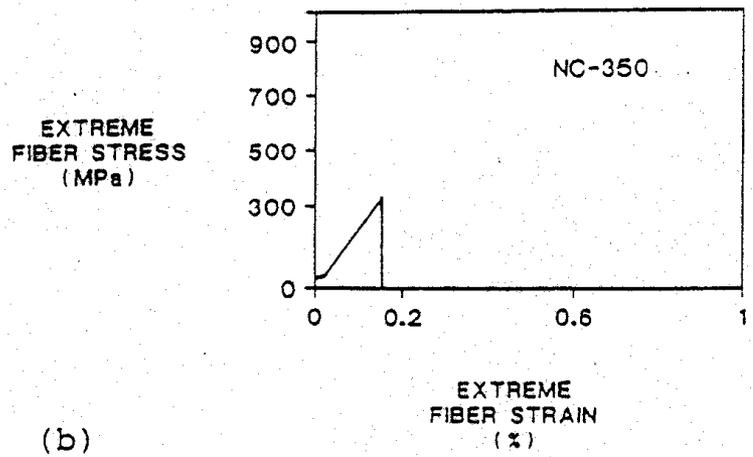
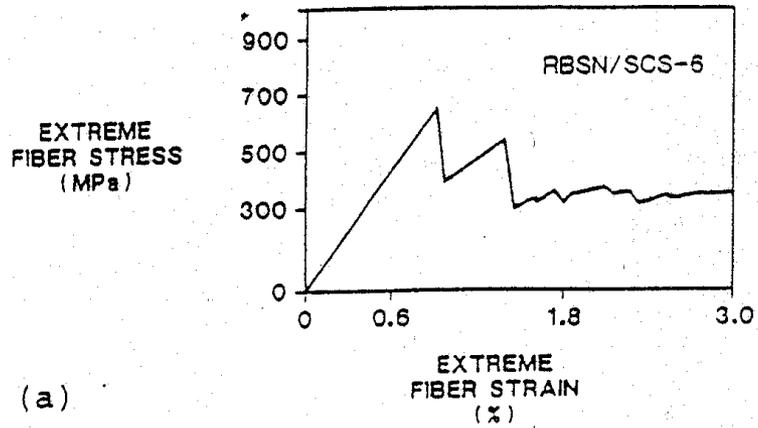


Figure 17.35 Comparison of the fracture behavior of Norton reaction-bond Si_3N_4 material (a) with fiber reinforcement (RBSN/SCS-6 SiC unidirectional monofilaments) and (b) without fiber reinforcement (NC-350). (From Ref. 73.)

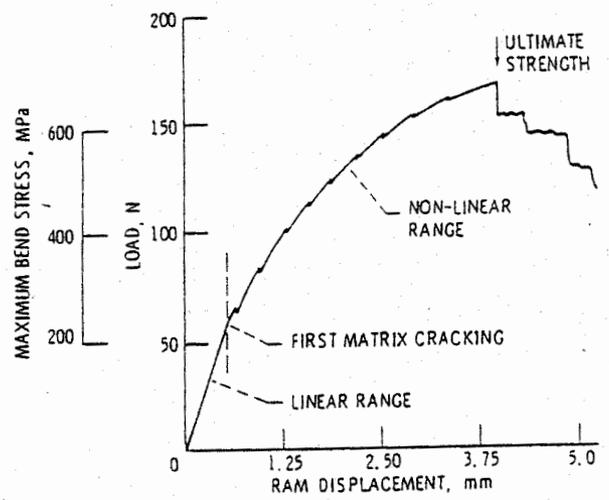


Figure 17.36 Fracture behavior of SiC monofilament fiber-reinforced reaction-bonded Si_3N_4 from NASA. (From Ref. 74.)

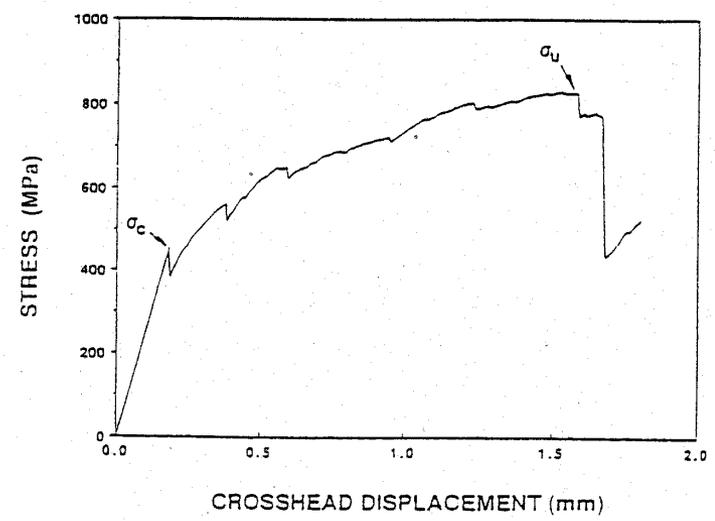
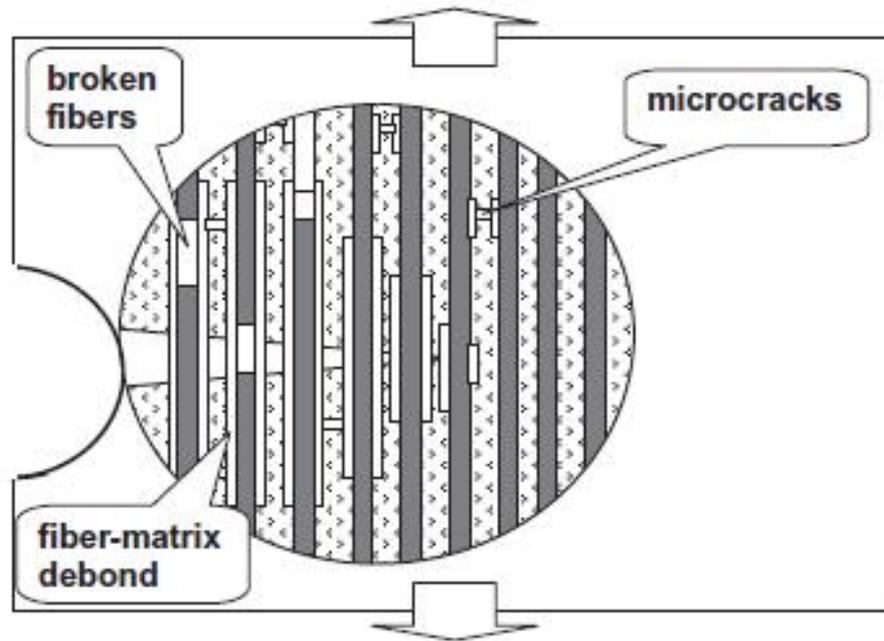
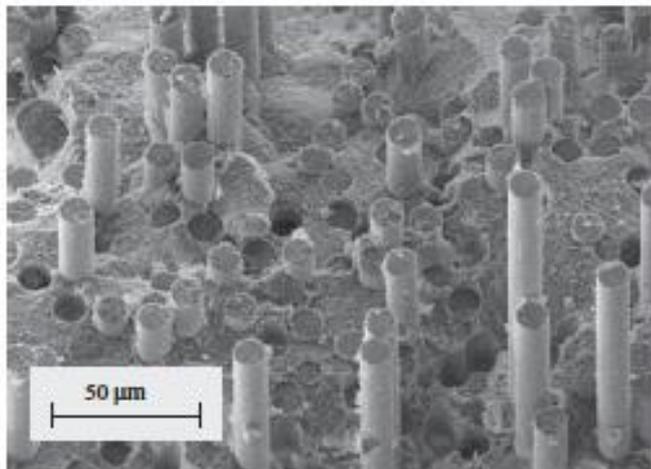


Figure 17.37 Stress-displacement curve for Si_3N_4 -mullite matrix composite containing 35 vol % unidirectional monofilament SiC fibers. (From Ref. 75.)

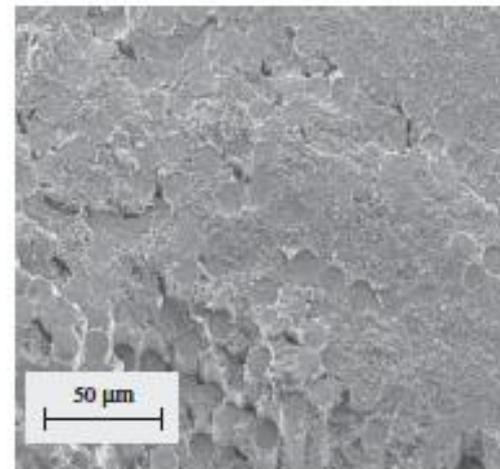


Nextel610/Alumina

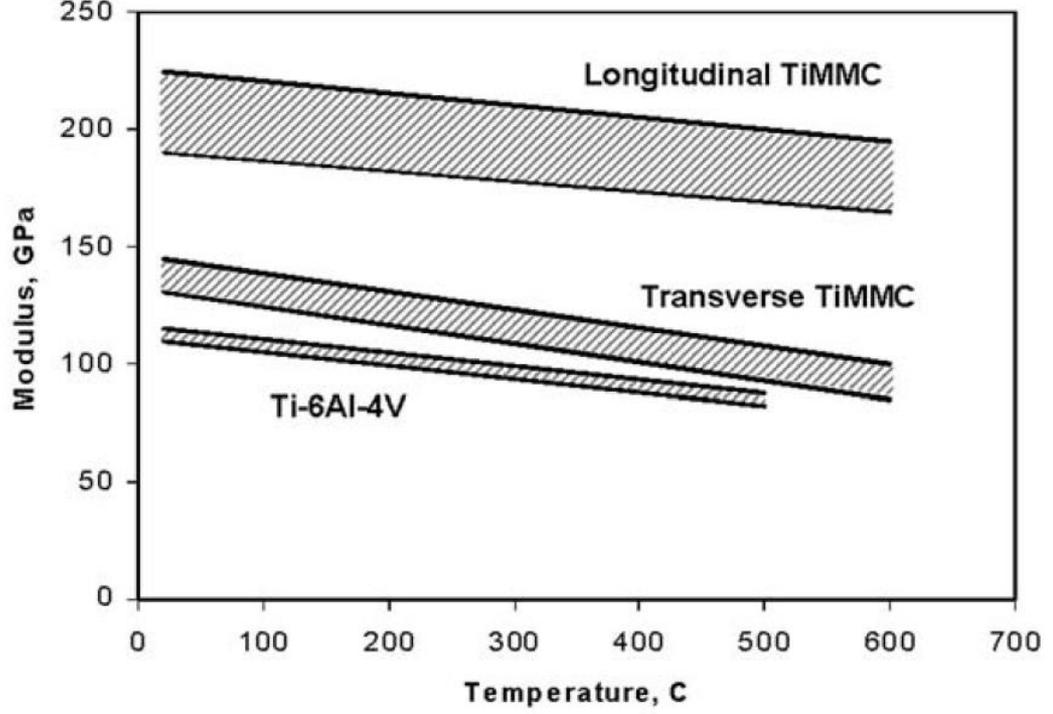
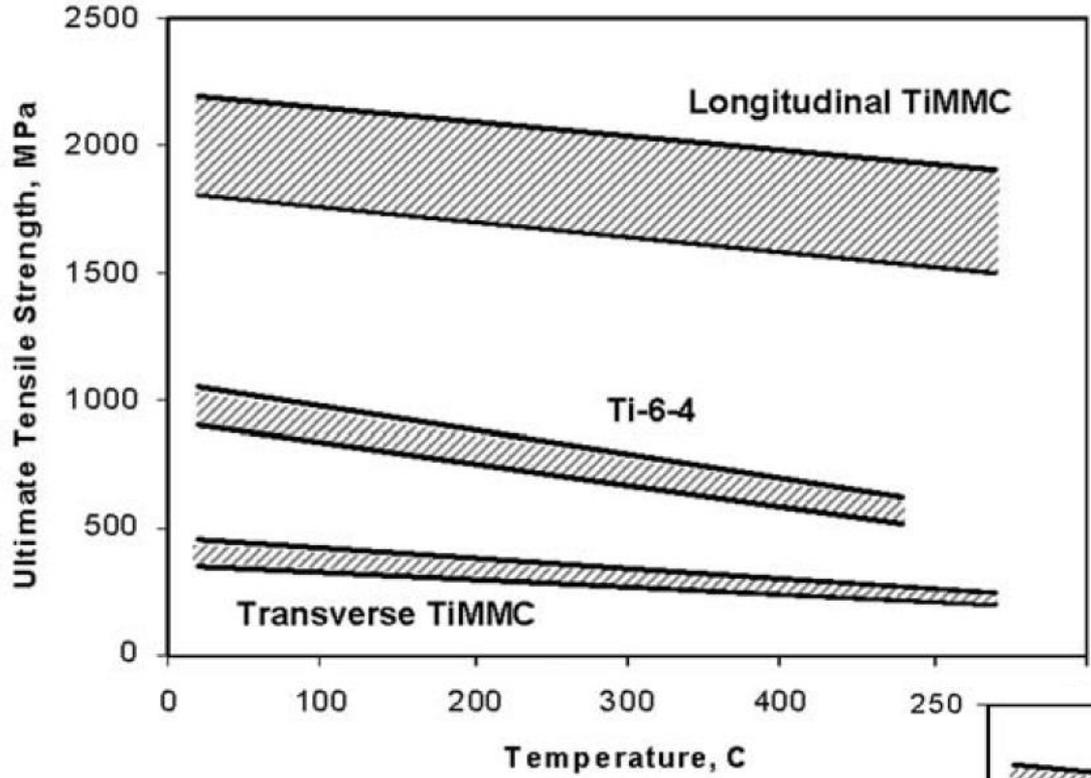
a)

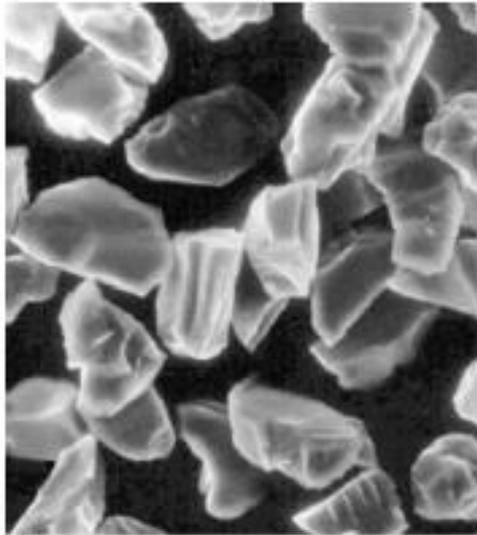


b)

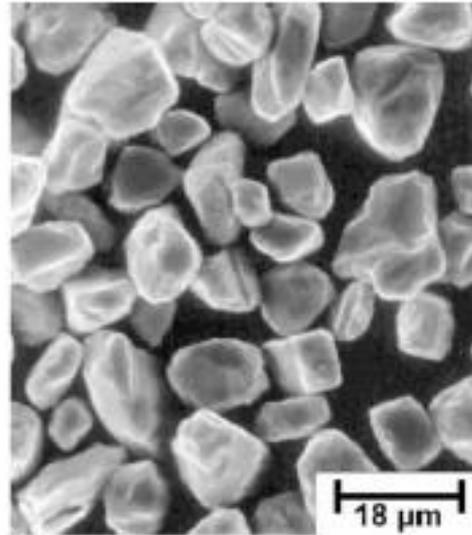


c)

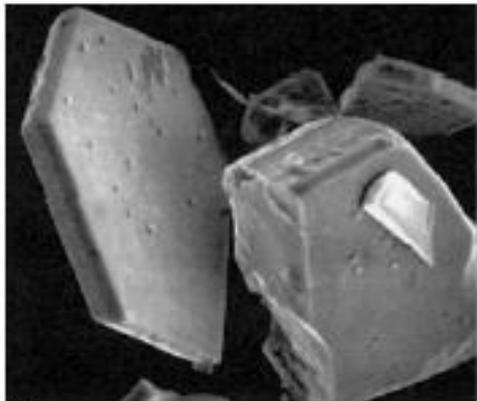




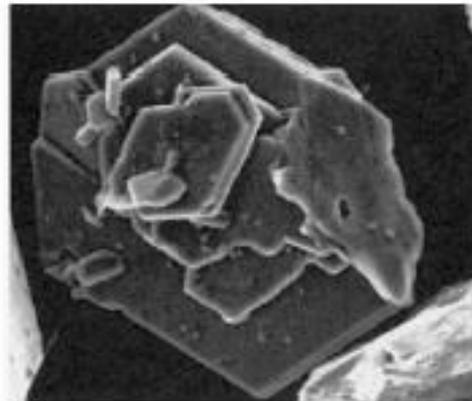
a)



b)



c)



d)

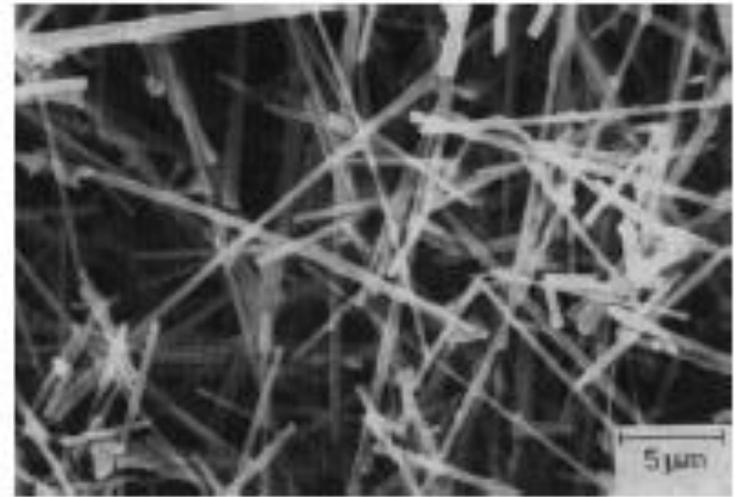


Fig. 2.18 SEM-image of an SiC whisker

Fig. 2.2 (a) SiC, particle in block shaped geometry [10]; (b) SiC, particle in spherical geometry [10]; (c) SiC, particle in platelet-shaped geometry [11]; (d) SiC, particle in platelet-shaped geometry [11].

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

$$V_f + V_m = 1$$

$$V_f + V_m = V_c$$

Frazioni in peso

Si consideri un composito formato da fibre e matrice e si faccia riferimento alla seguente notazione:

$w_{c,f,m}$ = peso del composito, della fibra e della matrice

Le frazioni in peso di fibre (W_f) e di matrice (W_m) sono definite come:

$$W_f = \frac{w_f}{w_c}, \quad W_m = \frac{w_m}{w_c}$$

con

$$W_f + W_m = 1$$

$$w_f + w_m = w_c$$

Dalla definizione di densità, le frazioni in peso e in volume sono legate da:

$$W_f = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f, \quad W_m = \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m$$

In termini delle proprietà dei singoli costituenti, le frazioni in volume e in peso sono legate da:

$$W_f = \frac{\frac{\rho_f}{\rho_m} V_f}{\frac{\rho_f}{\rho_m} V_f + V_m} \quad W_m = \frac{1}{\frac{\rho_f}{\rho_m} (1 - V_m) + V_m} V_m$$

Si deve sempre definire se la frazione di rinforzo è in volume o in peso perché i due valori non sono uguali e la differenza tra le due frazioni aumenta quanto più il rapporto tra la densità della fibra e della matrice è diverso da uno.

Densità

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

$$W_c = W_f + W_m$$

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

La densità del composito in funzione delle frazioni in peso è data da:

$$\frac{1}{\rho_c} = \frac{W_f}{\rho_f} + \frac{W_m}{\rho_m}$$

Frazione di vuoti

La presenza di vuoti (dovuti alle operazioni di fabbricazione dei compositi) può influenzare in modo significativo le proprietà meccaniche dei materiali compositi. La frazione in volumi di vuoti (V_v) è definita come:

$$V_v = \frac{v_v}{v_c} \quad (0)$$

Il volume totale del composito (v_c) sarà dato da:

$$v_c = v_f + v_m + v_v \quad (1)$$

Per definizione di densità sperimentale (ρ_{ce}) di un composito, il volume reale del composito è:

$$v_c = \frac{W_c}{\rho_{ce}} \quad (2)$$

e, per definizione di densità teorica del composito (ρ_{ct}), il volume teorico del composito è:

$$v_f + v_m = \frac{W_c}{\rho_{ct}} \quad (3)$$

Sostituendo la (2) e la (3) nella (1) si ottiene:

$$\frac{w_c}{\rho_{ce}} = \frac{w_c}{\rho_{ct}} + v_v$$

Il volume dei vuoti è dato da:

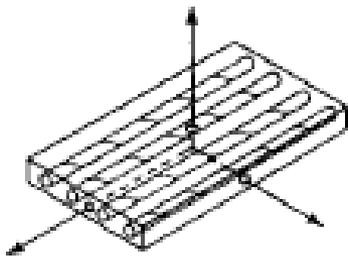
$$v_v = \frac{w_c}{\rho_{ce}} \left(\frac{\rho_{ct} - \rho_{ce}}{\rho_{ct}} \right) \quad (4)$$

Sostituendo la (2) e la (4) nell'equazione (0), la frazione in volume di vuoti è:

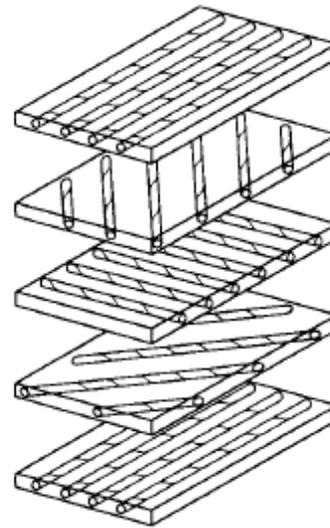
$$\begin{aligned} V_v &= \frac{v_v}{v_c} \\ &= \frac{\rho_{ct} - \rho_{ce}}{\rho_{ct}} \end{aligned}$$

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 anisotropi. Per tali motivi la meccanica dei compositi è più complessa di quella dei materiali convenzionali.



Lamina con fibre unidirezionali

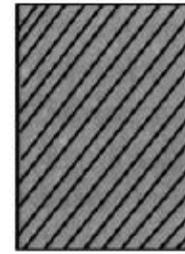


Laminato

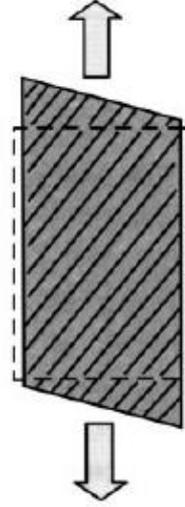
Trazione



isotropic material



anisotropic material



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

Le caratteristiche di sforzo-deformazione sono descritte da tre costanti elastiche:

- 1) modulo di Young (E)
- 2) modulo di taglio (G)
- 3) rapporto di Poisson (ν)

Solamente due costanti sono indipendenti

21 costanti elastiche indipendenti
(nel caso generale)

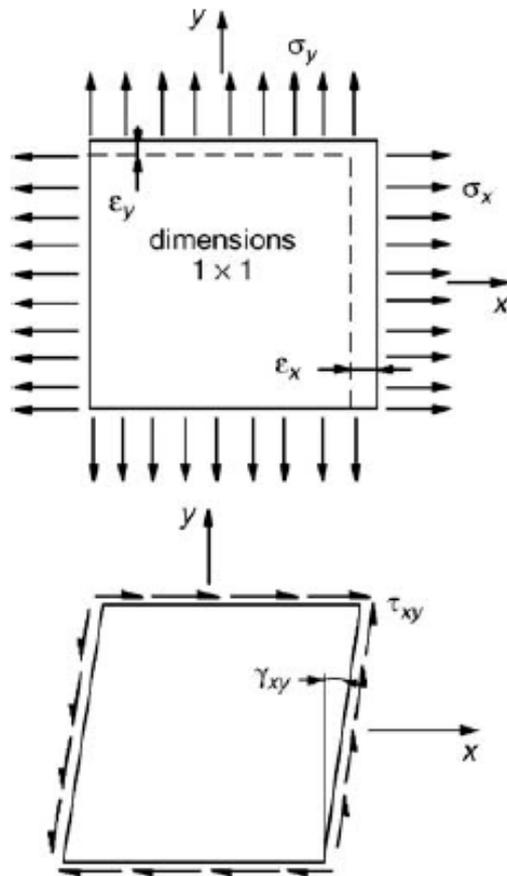
PLY PROPERTIES

Isotropic Materials

It is of fundamental importance for the designer to understand and to know precisely the geometric and mechanical characteristics of the “fiber + matrix” mixture which is the basic structure of the composite parts.

Per lamina (sottile) isotropa e stato di sollecitazione piano

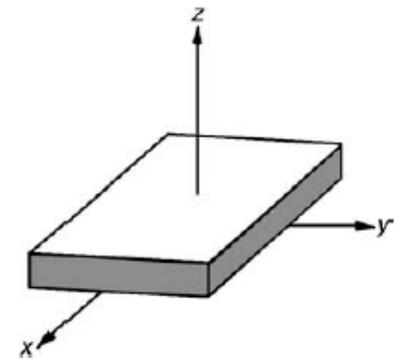
$$(\sigma_z = \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0)$$



$$\epsilon_x = \frac{\sigma_x}{E} - \nu \frac{\sigma_y}{E}$$

$$\epsilon_y = \frac{\sigma_y}{E} - \nu \frac{\sigma_x}{E}$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G}$$

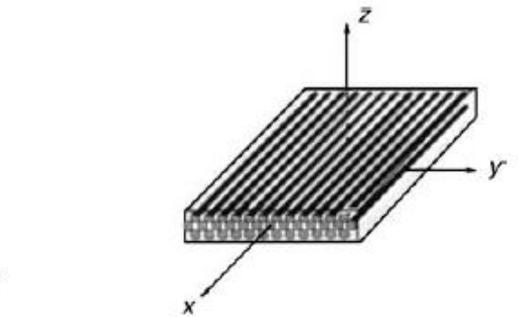
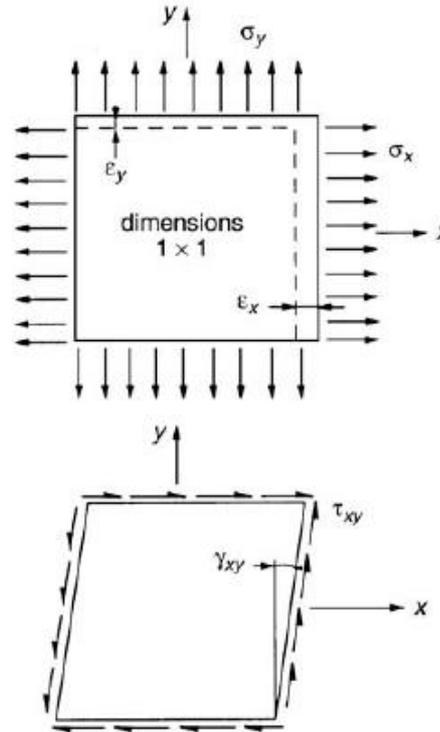


$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}$$

Anisotropic Material

- Two moduli of elasticity: E_x and E_y ,
- Two Poisson coefficients: ν_{yx} and ν_{xy} , and
- One shear modulus: G_{xy} .

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}$$



$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \nu_{yx} \frac{\sigma_y}{E_y}$$

$$\varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} - \nu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x}$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}$$

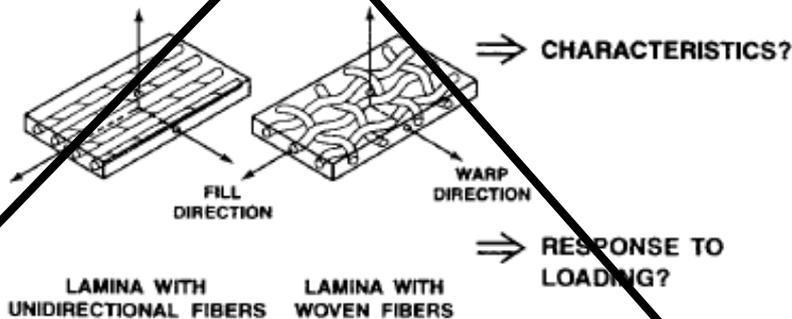
four independent elastic constants: E_x , E_y , G_{xy} , and ν_{yx} (or ν_{xy}). The fifth elastic constant can be obtained from the others using the symmetry relation:

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

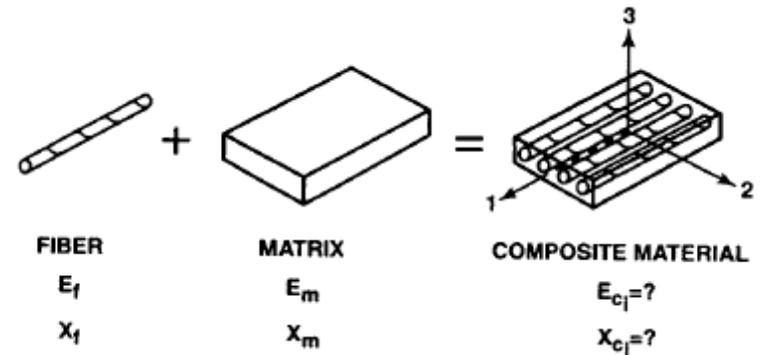
La meccanica dei compositi fibro-rinforzati si può studiare su due livelli:

- **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

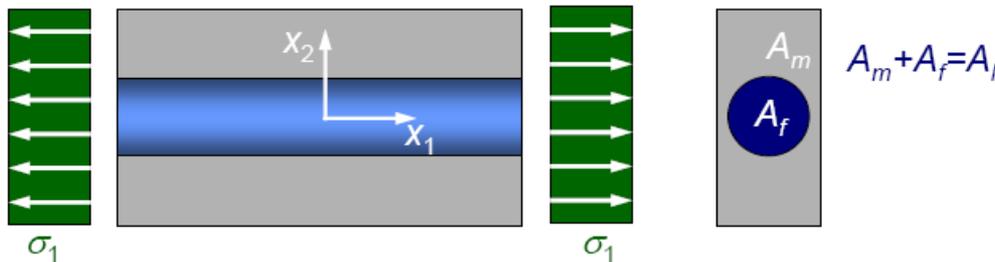
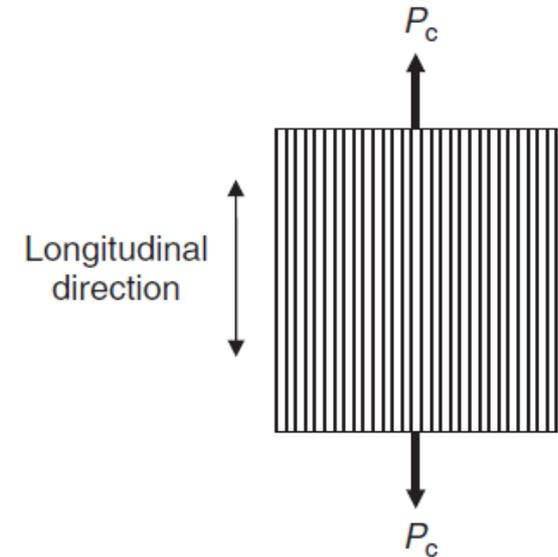
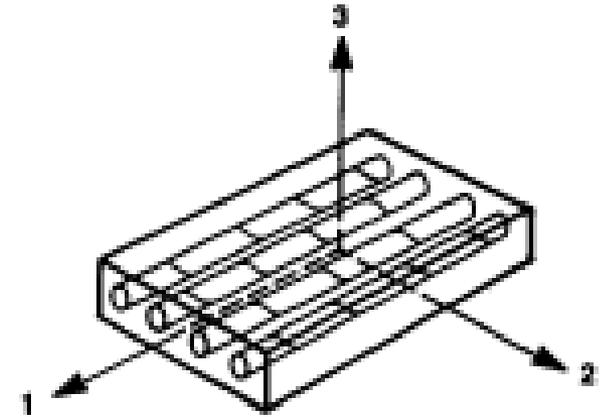
Le proprietà fisico-meccaniche di un composito sono legate alle proprietà dei singoli costituenti, alla loro concentrazione ed alle eventuali interazioni chimico-fisiche. Una accurata determinazione delle caratteristiche di un composito può essere sempre eseguita per via sperimentale. **Alcune caratteristiche 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)

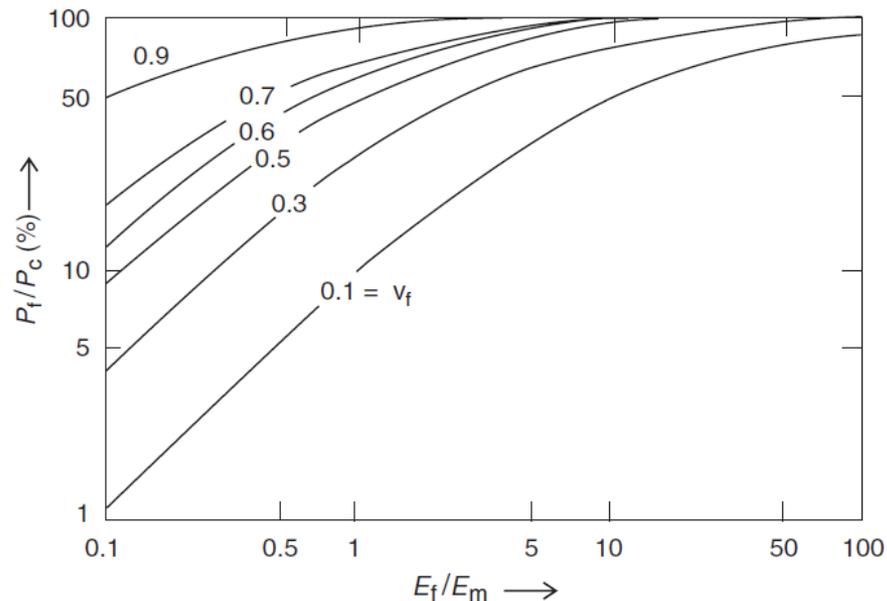
Come si distribuisce il carico tra le fibre e la matrice?

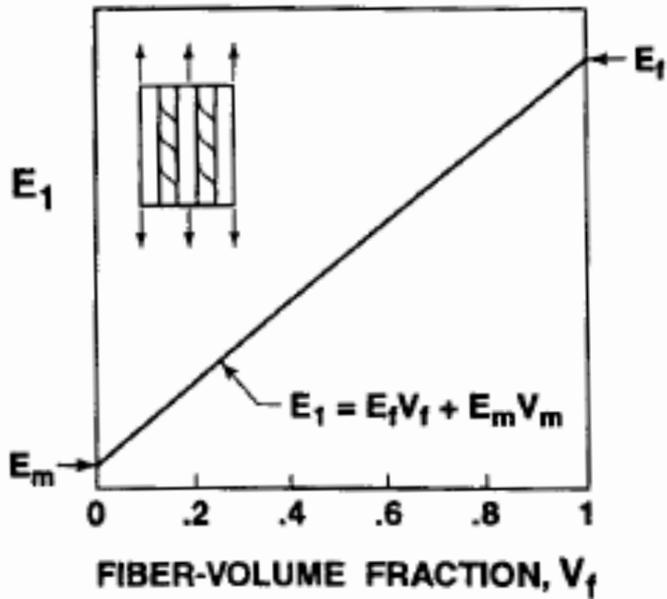
La frazione di carico sopportata dalle fibre in direzione longitudinale (trazione) è esprimibile da

$$\frac{P_f}{P_c} = \frac{\sigma_f V_f}{\sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f)} = \frac{E_f V_f}{E_f V_f + E_m (1 - V_f)}$$

$$\frac{P_f}{P_m} = \frac{E_f V_f}{E_m V_m}$$

Nei materiali compositi a matrice polimerica, $E_f/E_m > 10$, quindi anche per $V_f = 0,2$ le fibre sopportano $> 70\%$ del carico applicato al materiale composito.





In Figure 3.5, the ratio of the load carried by the fibers to the load taken by the composite is plotted as a function of fiber-to-matrix Young's moduli ratio E_f/E_m for the constant fiber volume fraction V_f . It shows that as the fiber to matrix moduli ratio increases, the load taken by the fiber increases tremendously.

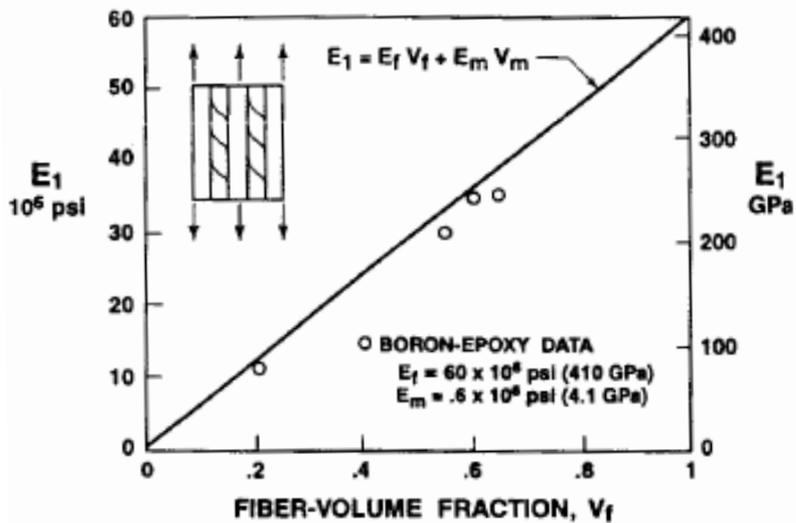


Figure 3-8 Predicted versus Measured E_1

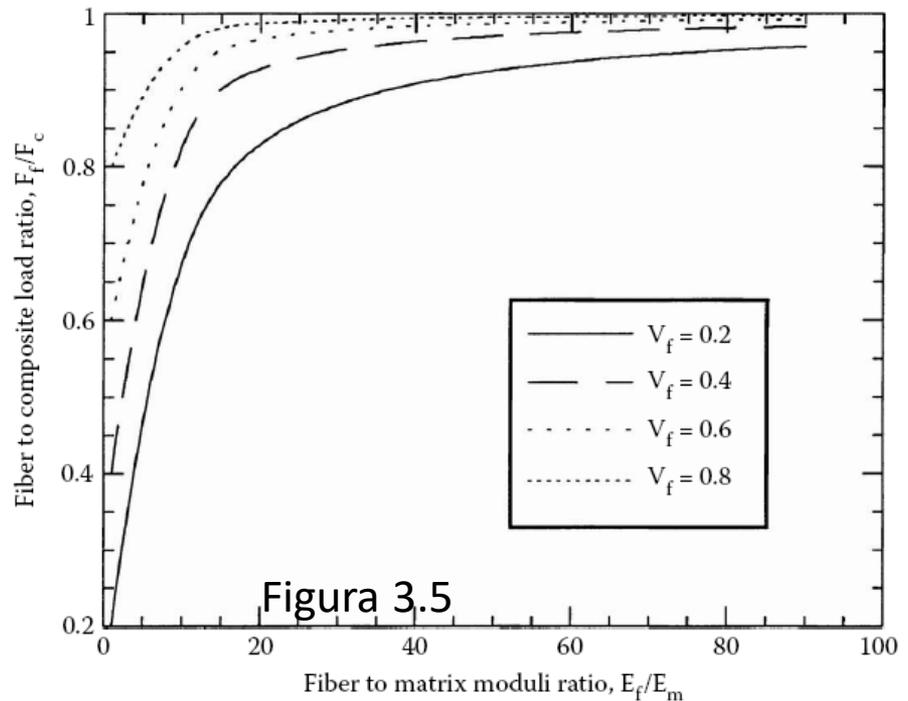


Figure 3.5

Modulo trasversale per lamina unidirezionale a fibre continue

Ipotesi

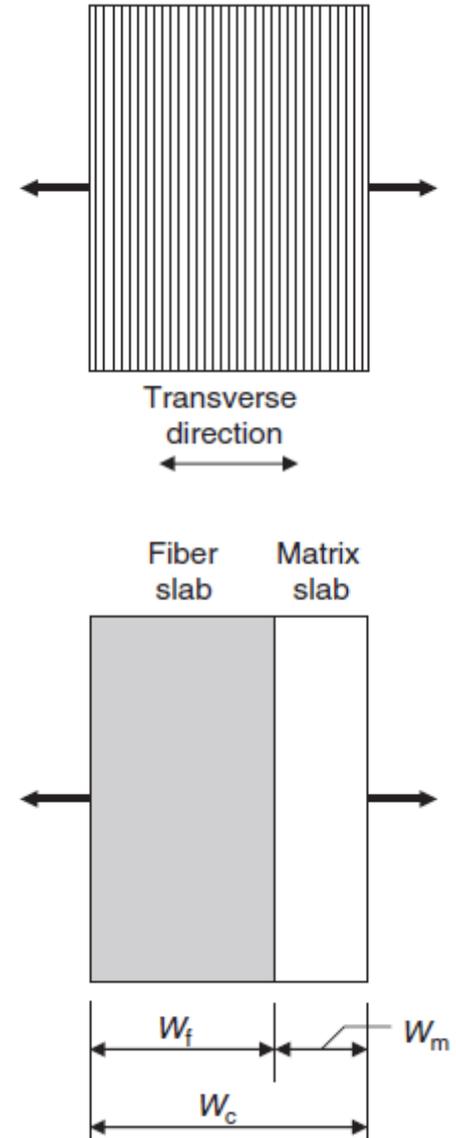
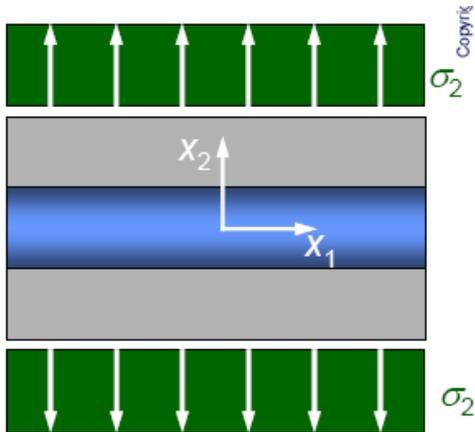
- La deformazione totale in direzione trasversale è la somma della deformazione totale delle fibre e della matrice $\Delta W_c = \Delta W_f + \Delta W_m$
- “condizione di isosollecitazione” $\sigma_f = \sigma_m = \sigma_c$

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

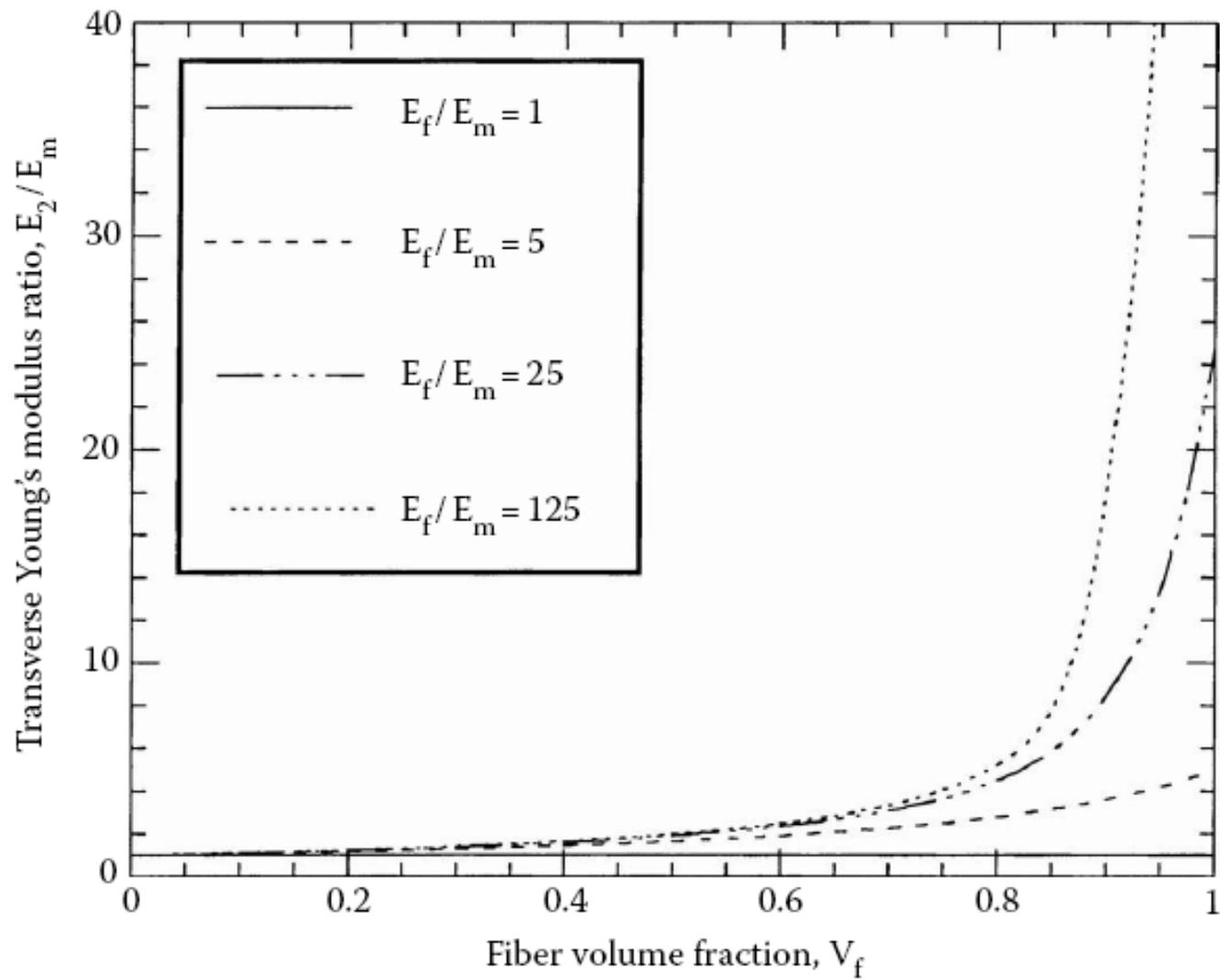
$$\varepsilon_c = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m V_m \Rightarrow \frac{\sigma_c}{E_T} = \frac{\sigma_f}{E_f} V_f + \frac{\sigma_m}{E_m} V_m$$

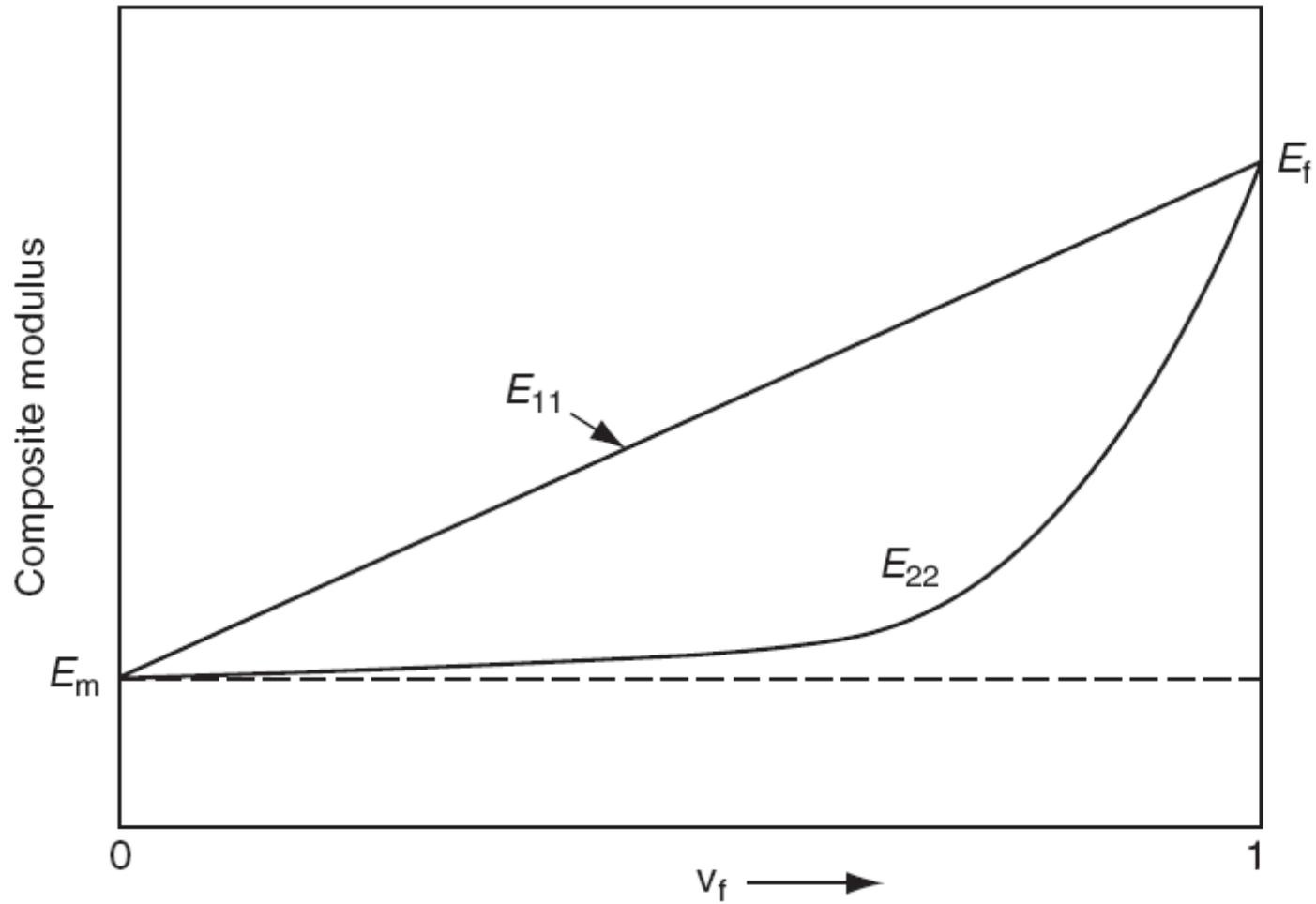
$$\left(\varepsilon_c = \frac{\sigma_c}{E_T}, \varepsilon_f = \frac{\sigma_f}{E_f}, \varepsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m} \right)$$

Considerando la condizione di isosollecitazione si ottiene

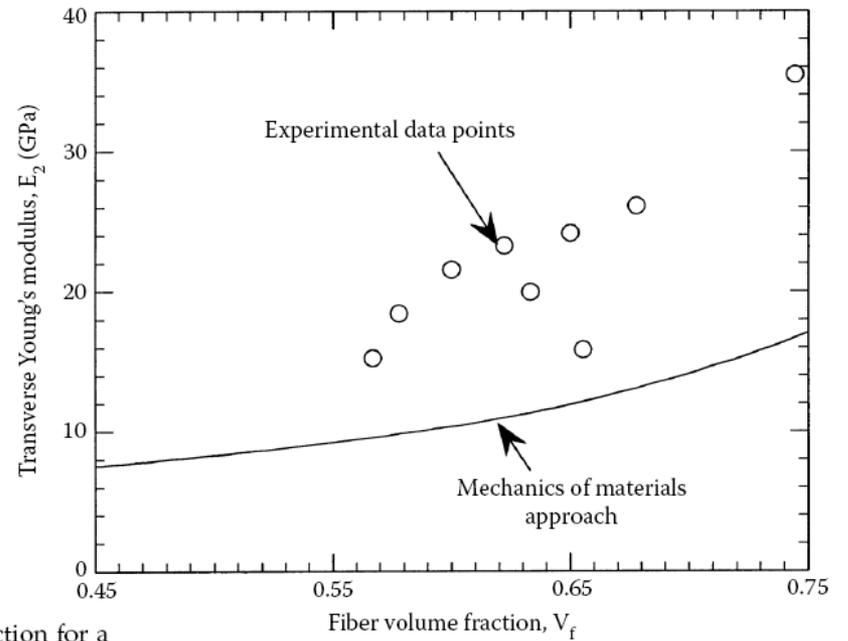
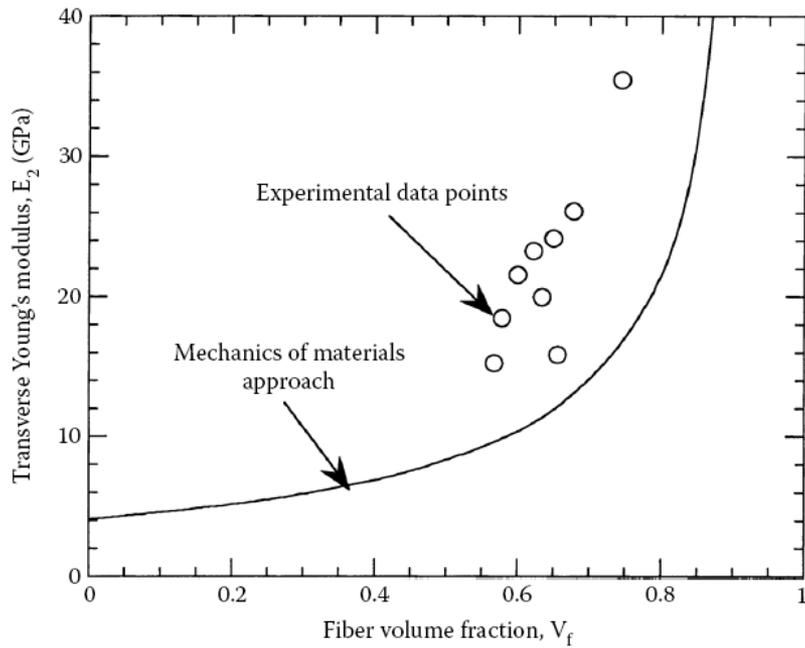
$$\frac{1}{E_T} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \Rightarrow E_T = \frac{E_f E_m}{E_f V_m + E_m V_f}$$

Limite di Reuss





Variazione del modulo longitudinale e trasversale di una lamina con rinforzo continuo e unidirezionale in funzione della frazione volumetrica di rinforzo



Theoretical values of transverse Young's modulus as a function of fiber volume fraction for a Boron/Epoxy unidirectional lamina ($E_f = 414$ GPa, $\nu_f = 0.2$, $E_m = 4.14$ GPa, $\nu_m = 0.35$) and comparison with experimental values. Figure (b) zooms figure (a) for fiber volume fraction between 0.45 and 0.75. (Experimental data from Hashin, Z., NASA tech. rep. contract no. NAS1-8818, November 1970.)

$$u_{12} = \nu_f V_f + \nu_m V_m$$

Rapporto di Poisson

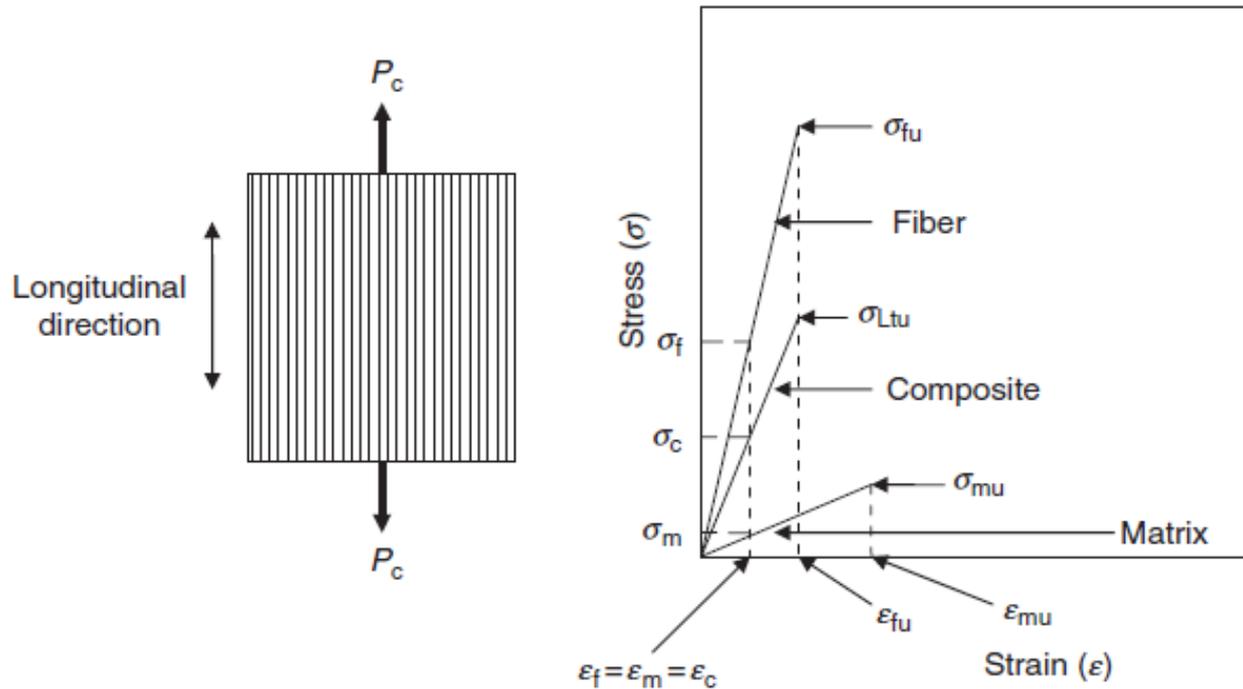
$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m}$$

Modulo di taglio (nel piano)

I valori ottenuti per il modulo elastico trasversale e per quello di taglio non mostrano un buon accordo con i dati sperimentali

Resistenza a trazione longitudinale

$$\varepsilon_{fu} < \varepsilon_{mu}$$



Si carica il materiale composito fino alla massima deformazione ammissibile per le fibre che cedono (si assume che le fibre cedano tutte allo stesso istante). Il carico viene trasferito interamente alla matrice. Si possono manifestare due possibilità.

- La matrice riesce a sopportare il carico ed il composito cede in corrispondenza della massima deformazione ammissibile (ε_{mu}) per la matrice (“*comportamento controllato dalla matrice*”) → per bassi V_f :

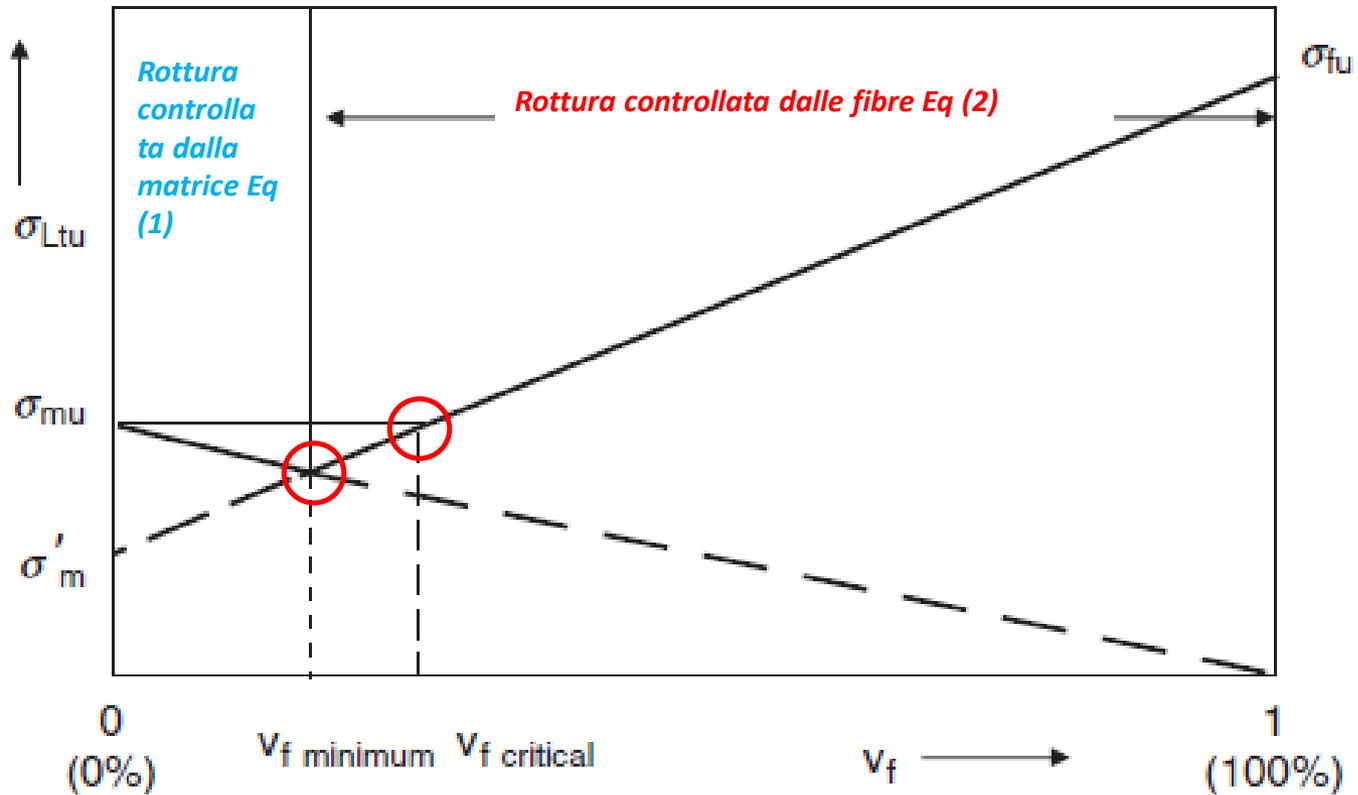
$$\sigma_{Ltu} = \varepsilon_{mu} E_m (1 - V_f) = \sigma_{mu} (1 - V_f) \quad (1)$$

resistenza longitudinale del composito

- la matrice non riesce a sopportare il carico ed il composito cede (“*comportamento controllato dalle fibre*”):

$$\sigma_{Ltu} = \sigma_{fu} V_f + \sigma'_m (1 - V_f) \quad \text{con} \quad \sigma'_m = E_m \varepsilon_{fu} \quad (2)$$

sollecitazione nella matrice in corrispondenza della deformazione a rottura delle fibre



Affinché ci sia un effettivo rinforzo della matrice, cioè sia $\sigma_{Ltu} > \sigma_{mu}$, la frazione in volume di fibre nel composito deve essere maggiore di un valore critico. Tale valore è detto **volume critico** e si ottiene imponendo $\sigma_{Ltu} = \sigma_{mu}$

$$V_{f,critico} = \frac{\sigma_{mu} - \sigma'_m}{\sigma_{fu} - \sigma'_m}$$

Per basse frazioni in volume di fibre, è possibile che la matrice sia in grado di sopportare il carico dopo il cedimento delle fibre. Perché ciò possa verificarsi, è necessario che

$$\sigma_{mu} (1 - V_f) > \sigma_{fu} V_f + \sigma'_m (1 - V_f)$$

dalla quale si può calcolare il **volume minimo**

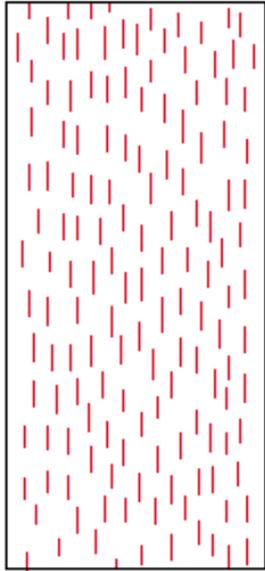
$$V_{f, \min} = \frac{\sigma_{mu} - \sigma'_m}{\sigma_{mu} + \sigma_{fu} - \sigma'_m}$$

Critical and Minimum Fiber Volume Fractions in E-glass, Carbon, and Boron Fiber-Reinforced Epoxy Matrix^a Composite

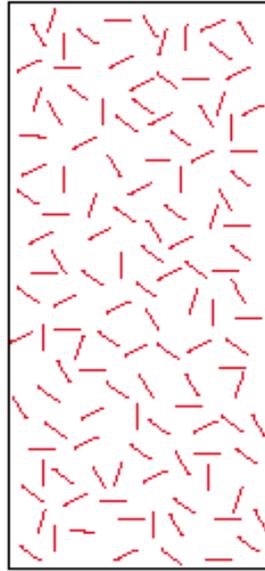
Property	E-Glass Fiber	Carbon Fiber	Boron Fiber
E_f	10×10^6 psi	30×10^6 psi	55×10^6 psi
σ_{fu}	250,000 psi	400,000 psi	450,000 psi
$\varepsilon_{fu} = \frac{\sigma_{fu}}{E_f}$	0.025	0.0133	0.0082
$\sigma'_m = E_m \varepsilon_{fu}$	2,500 psi	1,330 psi	820 psi
Critical v_f	3.03%	2.17%	2.04%
Minimum v_f	2.9%	2.12%	2%

^a Matrix properties: $\sigma_{mu} = 10,000$ psi, $E_m = 0.1 \times 10^6$ psi, and $\varepsilon_{mu} = 0.1$.

Compositi con fibre corte

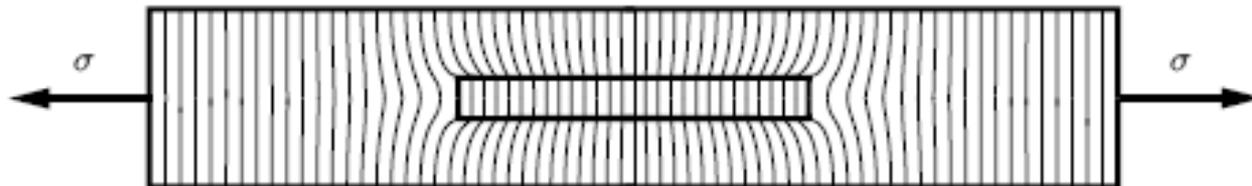


allineate
discontinue



casuali

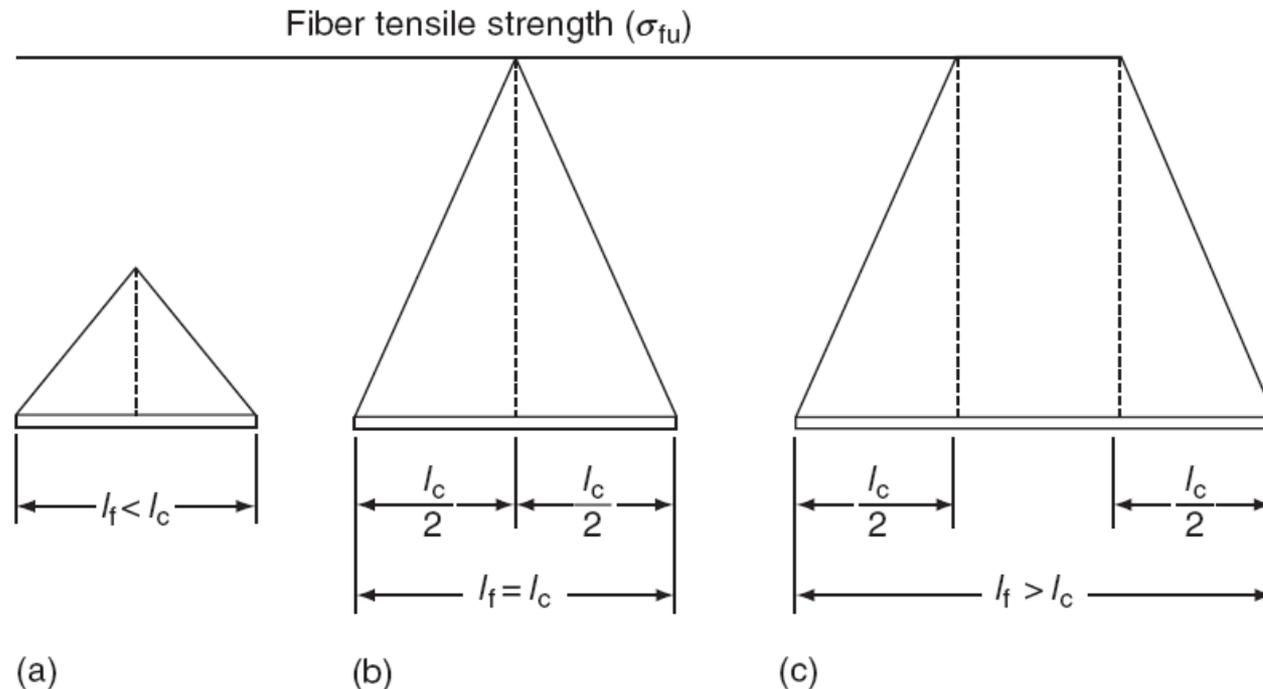
Un carico di trazione applicato ad una lamina con fibre discontinue è trasferito alle fibre mediante un meccanismo di taglio tra le fibre e la matrice. Visto che la matrice ha un modulo elastico inferiore, la deformazione longitudinale nella matrice è maggiore di quella nelle fibre adiacenti. Se si assume 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.



Il valore limite per la sollecitazione nella fibra è rappresentato dalla resistenza a rottura della fibra (σ_{fu}), ove si è assunto $\sigma_{fu} > (E_f \sigma_c)/E_c$. La lunghezza della fibra che corrisponde a questo nuovo massimo è nota come **lunghezza critica** (l_c)

$$l_c = \frac{\sigma_{fu}}{2\tau_i} d_f$$

lunghezza minima per la quale sia possibile raggiungere nella fibra la resistenza a rottura della fibra stessa



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 .

Resistenza a carico longitudinale per lamina unidirezionale a fibre corte

Si ottiene dalla regola delle miscele.

1. Se $l_f > l_c$

$$\begin{aligned}\sigma_{Ltu} &= \bar{\sigma}_{fu} V_f + \sigma'_m (1 - V_f) \\ &= \sigma_{fu} \left(1 - \frac{l_c}{2l_f} \right) V_f + \sigma'_m (1 - V_f)\end{aligned}$$

Per un composito a fibre continue la sollecitazione è uniforme lungo tutta la fibra. Per un composito con fibre corte è necessario calcolare una sollecitazione media (dipende dalla lunghezza della fibra)

$$\bar{\sigma}_f = \frac{1}{l_f} \int_0^{l_f} \sigma_f dx \Rightarrow \bar{\sigma}_f = (\sigma_f)_{\max} \left(1 - \frac{l_t}{2l_f} \right)$$

si sostituisce $(\sigma_f)_{\max} = \sigma_{fu}$ e $l_t = l_c$

Le fibre corte rinforzano meno di quelle continue!

2. Se $l_f < l_c$, non ci sarà rottura di fibre. La lamina tenderà a cedere a causa del cedimento della matrice. La sollecitazione media nella fibra è, in questo caso, pari a

$$\bar{\sigma}_f = \tau_i \frac{l_f}{d_f}$$

la resistenza del composito sarà dunque pari a

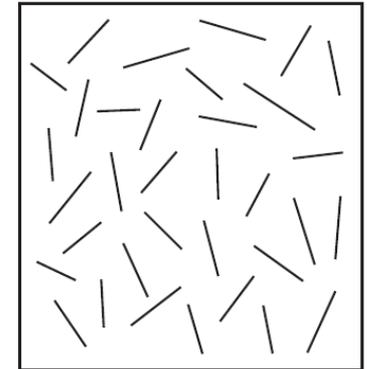
$$\sigma_{Ltu} = \tau_i \frac{l_f}{d_f} V_f + \sigma_{mu} (1 - V_f)$$

Fibre discontinue random

$$E_c = K E_f V_f + E_m V_m$$



parametro di efficienza che dipende da V_f e dal rapporto E_f/E_m (<1 , varia tra 0,1 e 0,6)



<i>Fiber Orientation</i>	<i>Stress Direction</i>	<i>Reinforcement Efficiency</i>
All fibers parallel	Parallel to fibers	1
	Perpendicular to fibers	0
Fibers randomly and uniformly distributed within a specific plane	Any direction in the plane of the fibers	$\frac{3}{8}$
Fibers randomly and uniformly distributed within three dimensions in space	Any direction	$\frac{1}{5}$

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.

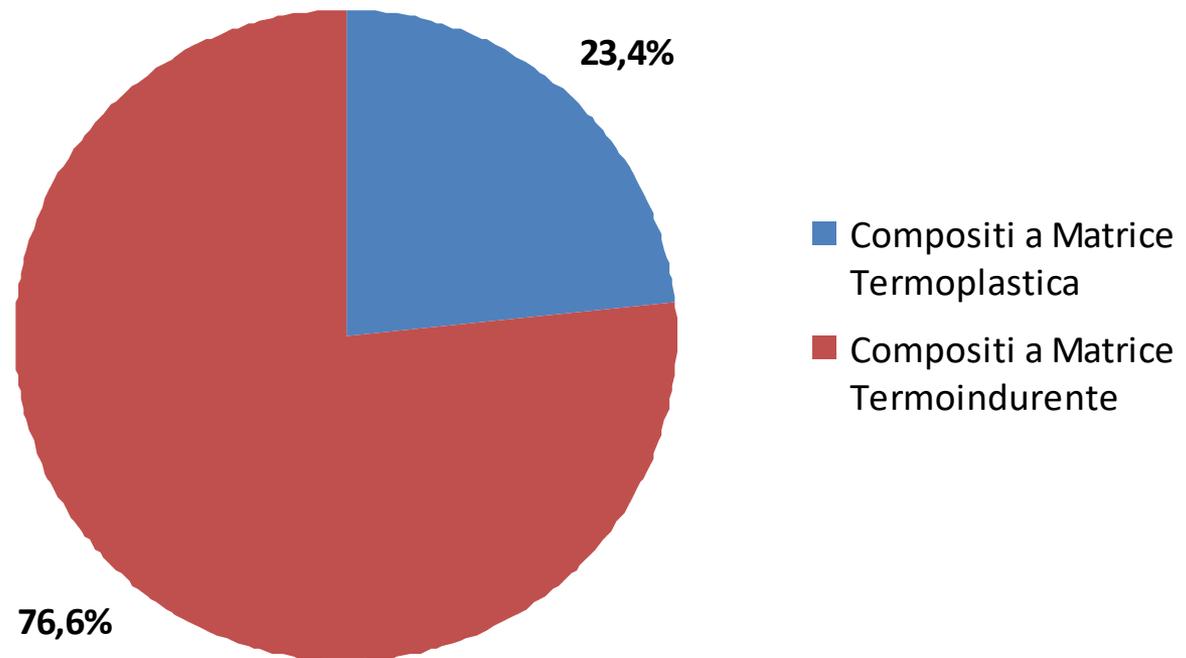
Vantaggi dell' uso di matrici ***termoplastiche***:

- 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.

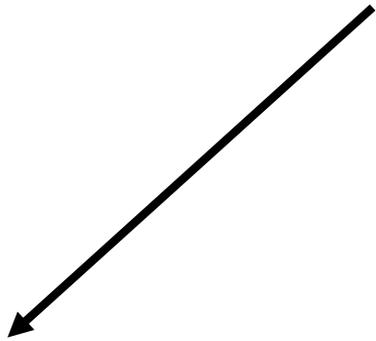
Ripartizione del mercato dei materiali compositi (Mt) per tipo di resina (2007)



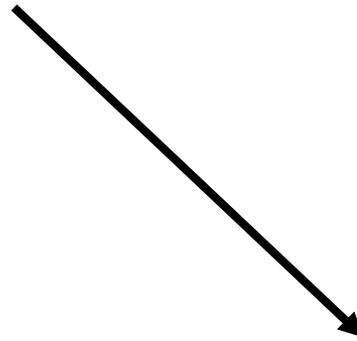
Processi di fabbricazione di compositi a matrice termoindurente

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.



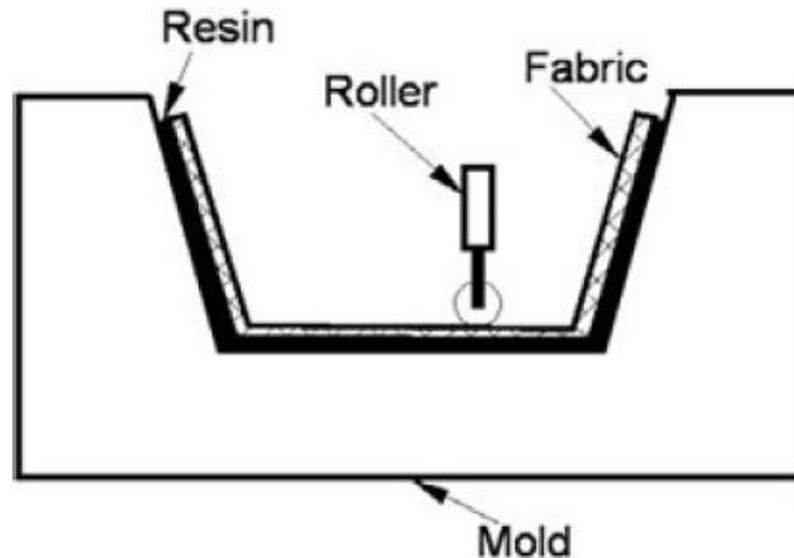
Deposizione manuale (*Hand lay-up*)



**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:

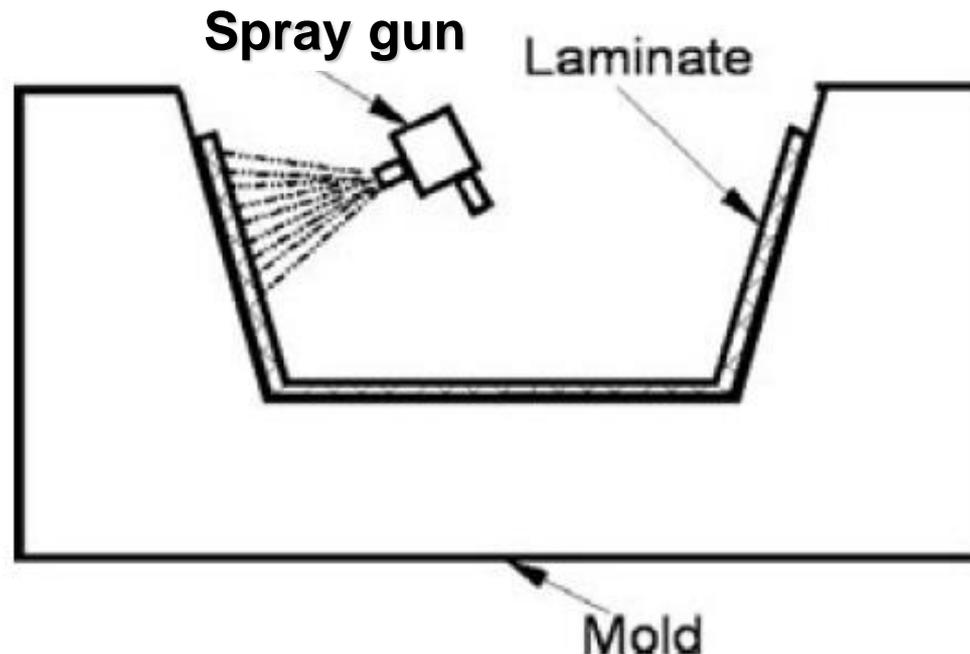
- processo economico (investimenti contenuti per l'acquisto di attrezzature);
- processo molto semplice e versatile (possibilità di utilizzare tutti i tipi di fibre con qualsiasi orientazione);
- costo finale del componente contenuto, sia per il basso costo degli stampi che per la tipologia dei materiali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

Svantaggi della deposizione manuale:

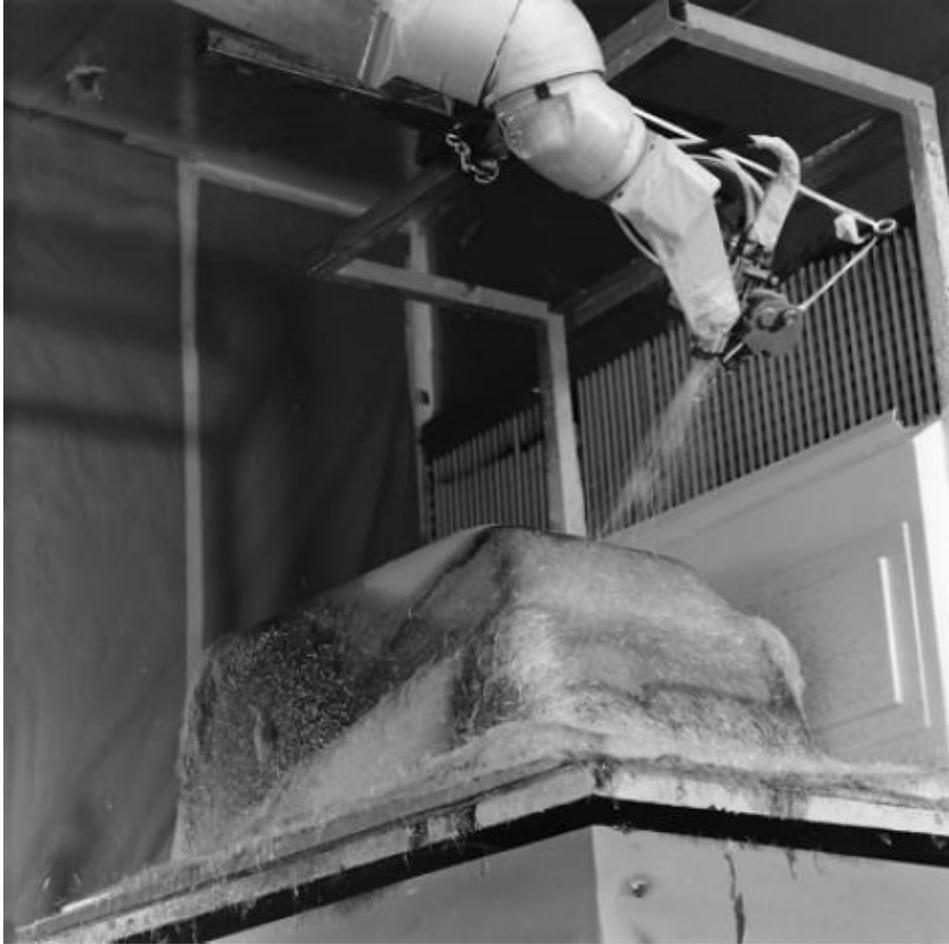
- si richiede molto lavoro manuale;
- rischi per la salute degli operatori a seguito di emissioni (particolarmente stirene);
- la qualità del componente può variare da zona a zona;
- bassi V_f conseguibili $\approx 25-30\%$

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)

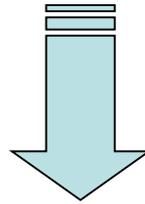
Vantaggi della deposizione per taglio e spruzzo:

- 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.

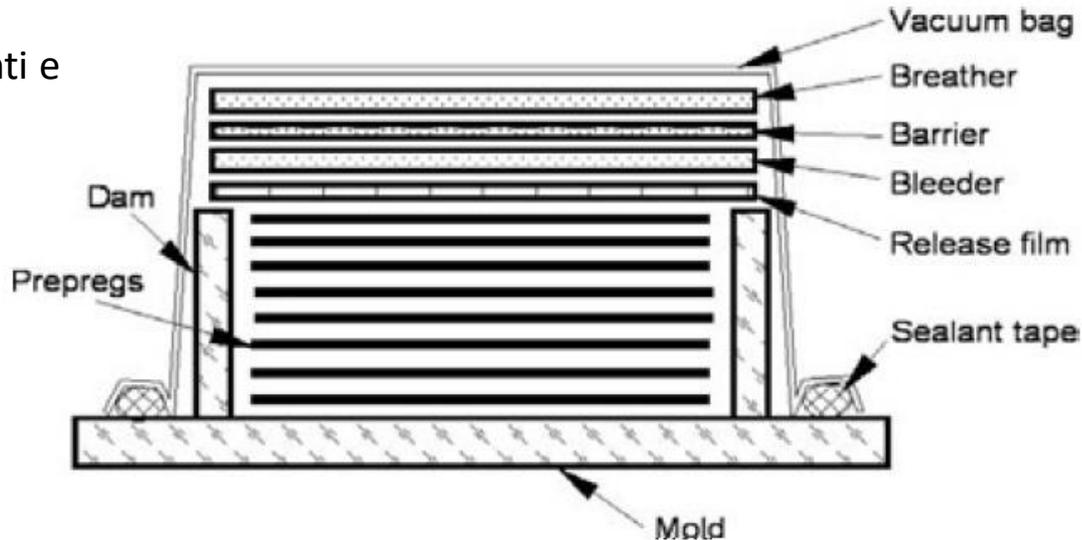
Laminazione e formatura in autoclave (sacco a vuoto) (vacuum bagging process)



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:

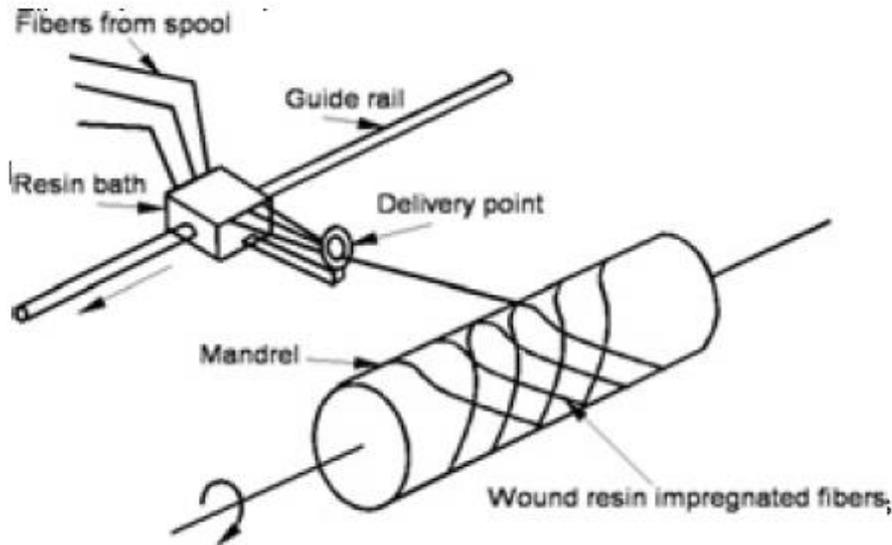
- Permette di ottenere compositi con elevate V_f ($> 60\%$) perché si utilizzano prepregs;
- Possono essere fabbricate sia forme semplici che complesse;
- Conseguimento di basse porosità e prestazioni meccaniche elevate.

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.

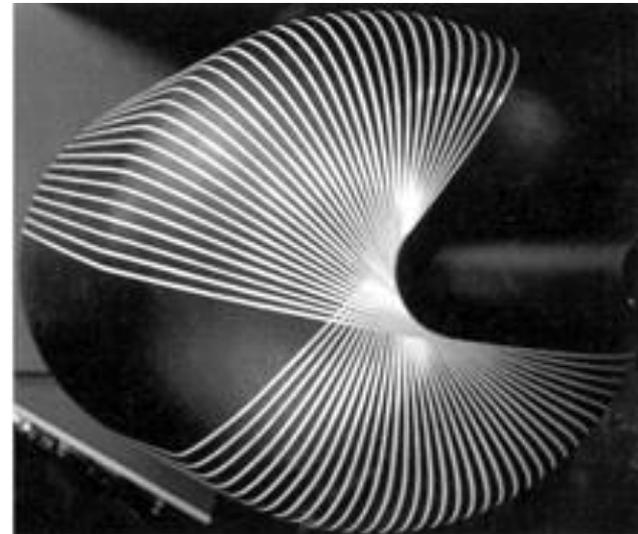
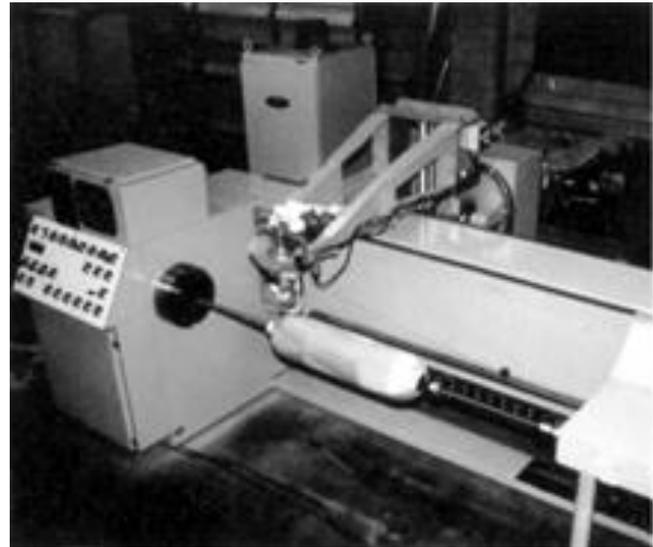
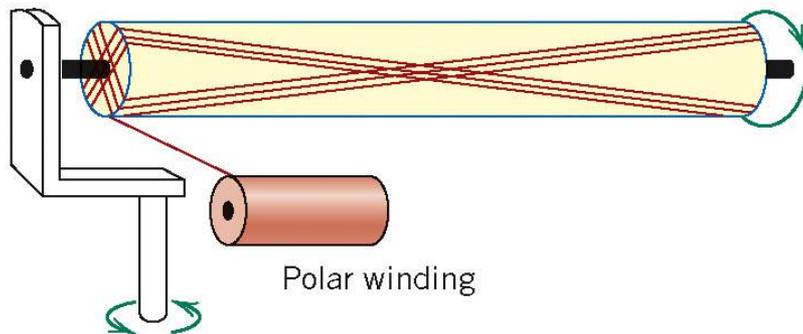
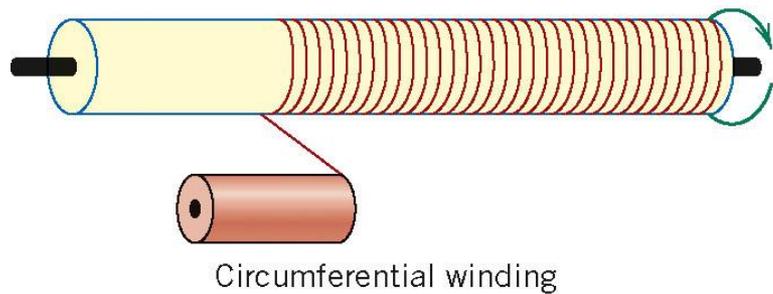
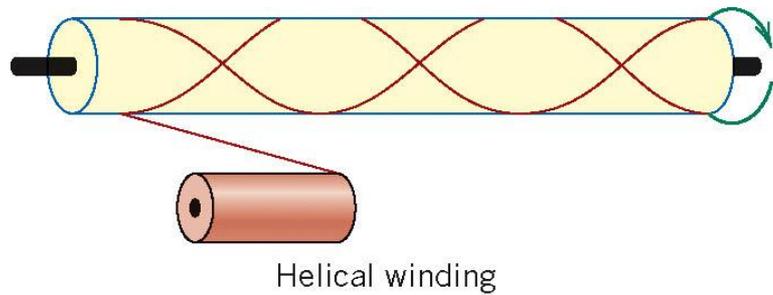


Le fibre in formato di roving, prima di essere avvolte sotto tensione sul mandrino, sono impregnate con la giusta quantità di resina. L'impregnazione avviene trascinando le fibre in un bagno di resina e facendole passare attraverso una serie di rulli per eliminare la resina in eccesso.

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)

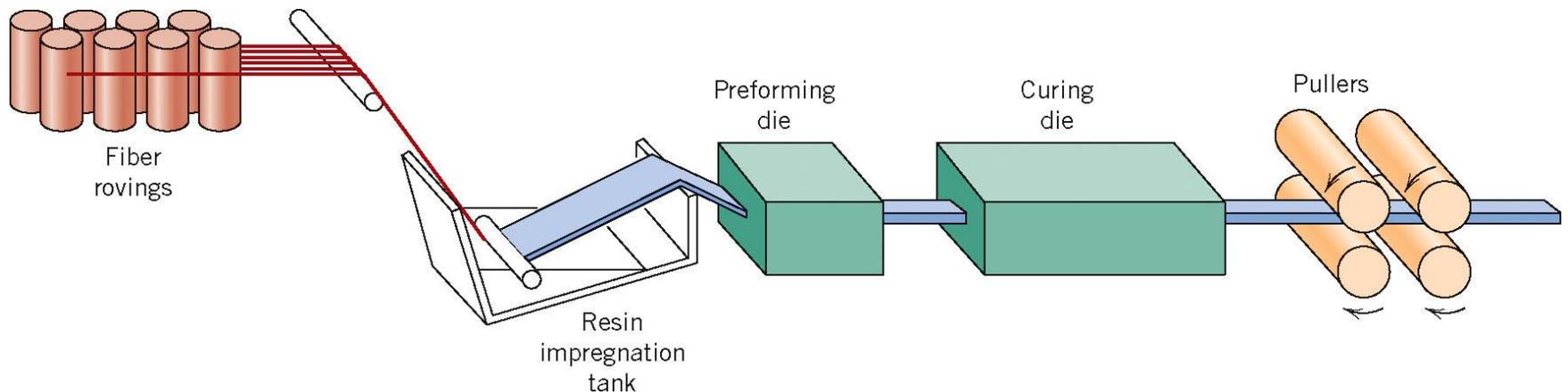


Formatura per avvolgimento (Filament Winding)

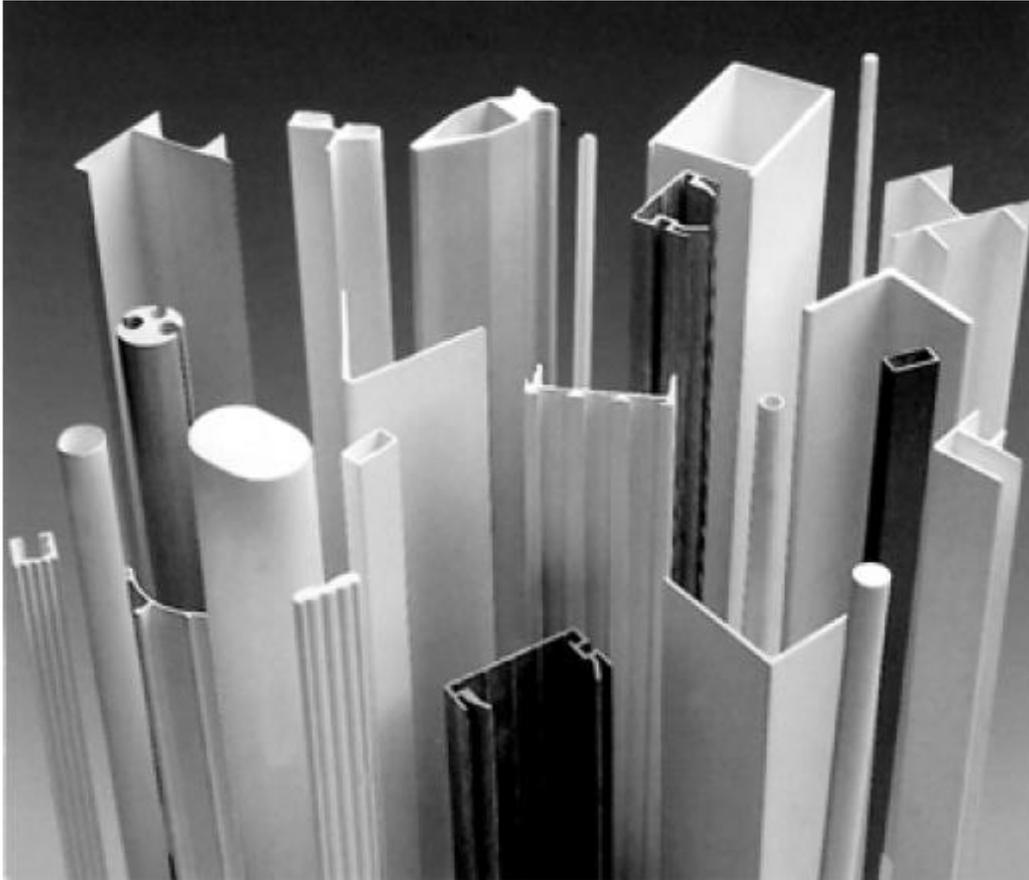


Pultrusione (Pultrusion)

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.



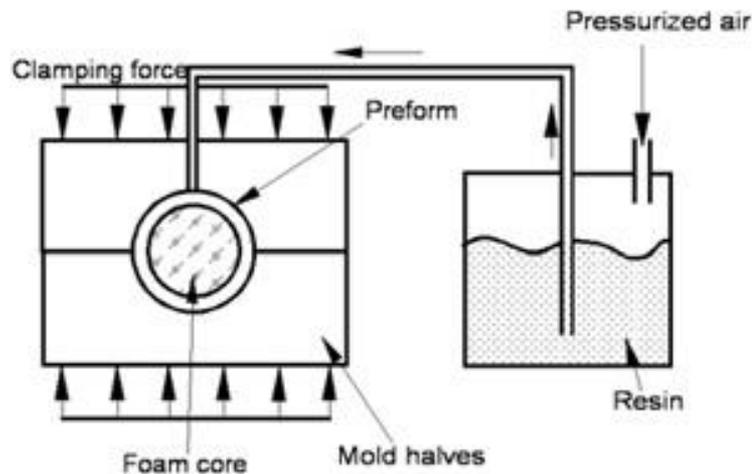
Pultrusione (Pultrusion)



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.