

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale  
«Materiali compositi per l'ingegneria  
aeronautica»***

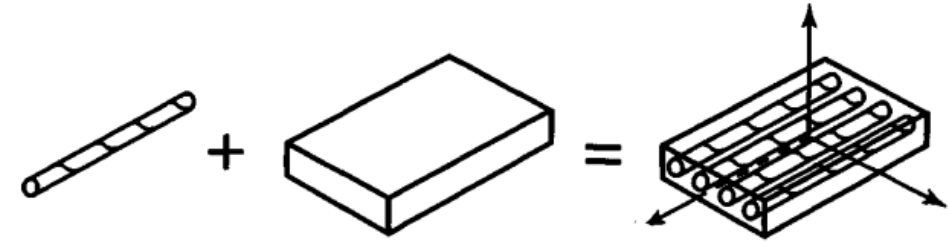
Tutor universitario: Prof. Ugo Galvanetto

Laureando: *Matteo Sartori*

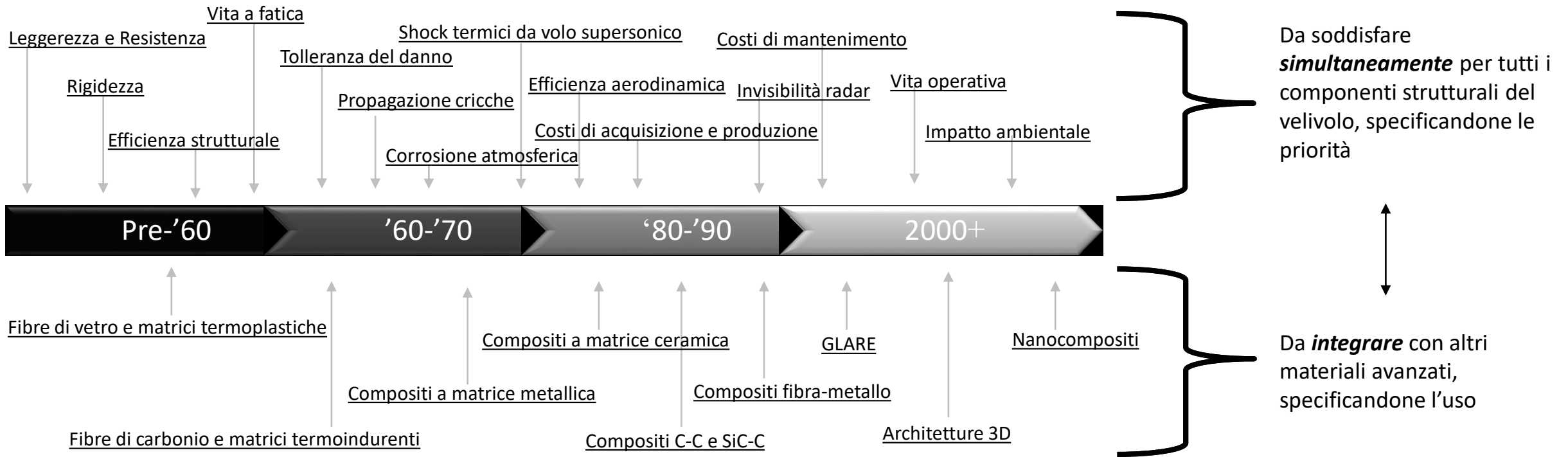
Padova, 11/07/2023

**IDEA:** Unire due materiali dalle caratteristiche contrastanti e in configurazioni differenti

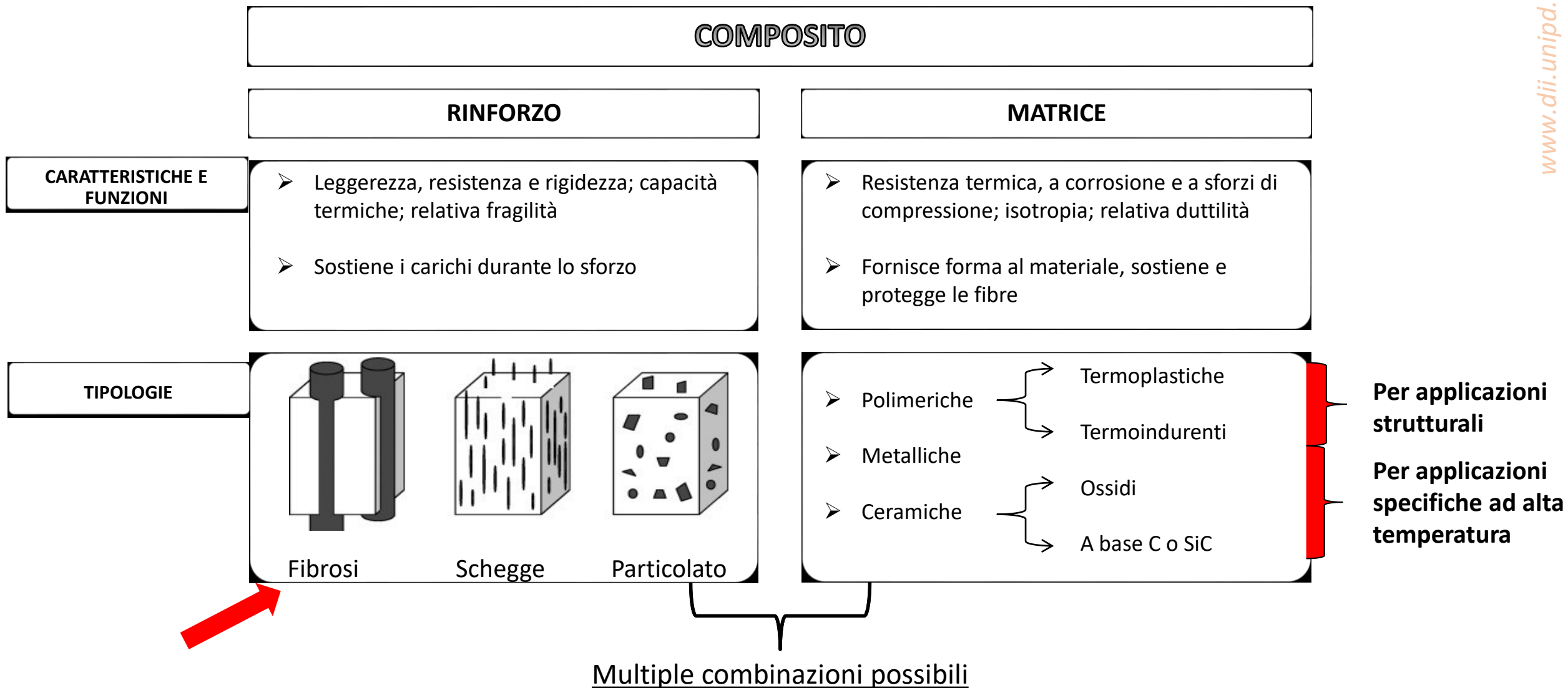
**OBIETTIVO:** Realizzare un materiale che enfatizzi le proprietà benefiche delle fasi



**RINFORZO** (differenti forme e materiali) + **MATRICE** (differenti materiali)  
= **COMPOSITO** (differenti configurazioni)

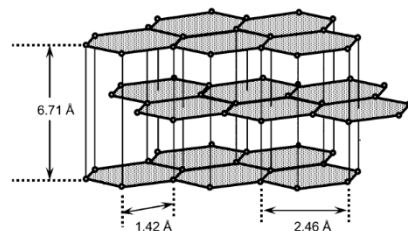


- Descrivere le principali categorie di materiali compositi, in relazione a:
  - Tipologie di rinforzo
  - Tipologie di matrice
  
- Descrivere le principali architetture fibrose in materiali composito
  
- Selezionare i compositi maggiormente adatti per applicazioni strutturali in ingegneria aeronautica
  
- Introdurre all'analisi strutturale di un elemento base di materiale composito, trattando:
  - Elementi di micromeccanica
  - Elementi di macromeccanica
  - Cenni alle teorie di fallimento
  
- Analizzare l'evoluzione delle applicazioni aeronautiche delle diverse categorie di compositi, passando per:
  - Filosofie progettuali
  - Soluzioni allo stato dell'arte in ambito civile e militare

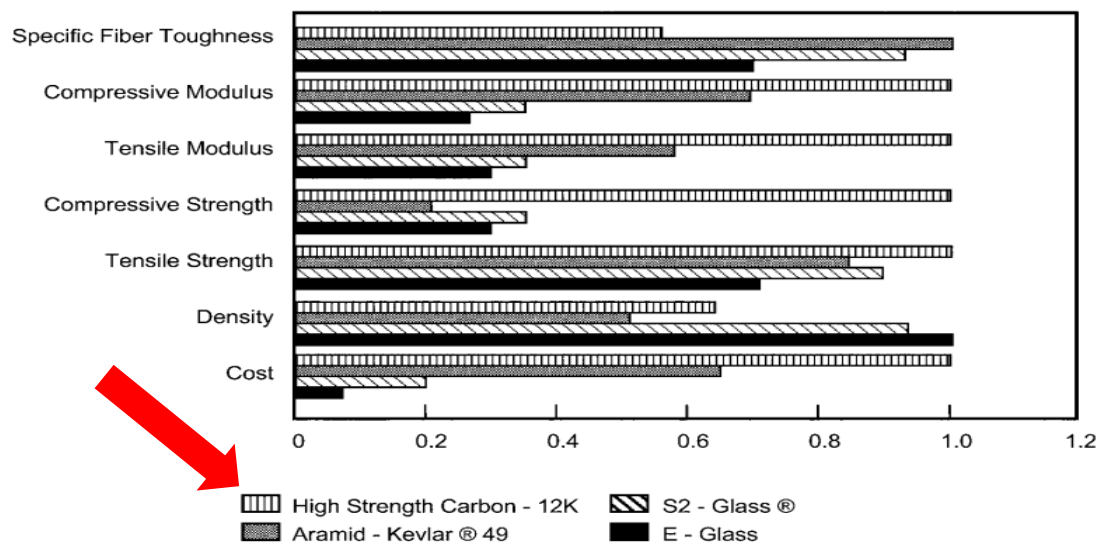


Focus: materiali fibrosi implementati in matrici polimeriche

- Fibre di Vetro (Silice)
- Fibre Aramidiche (Kevlar)
- Fibre di Carbonio (Grafite)

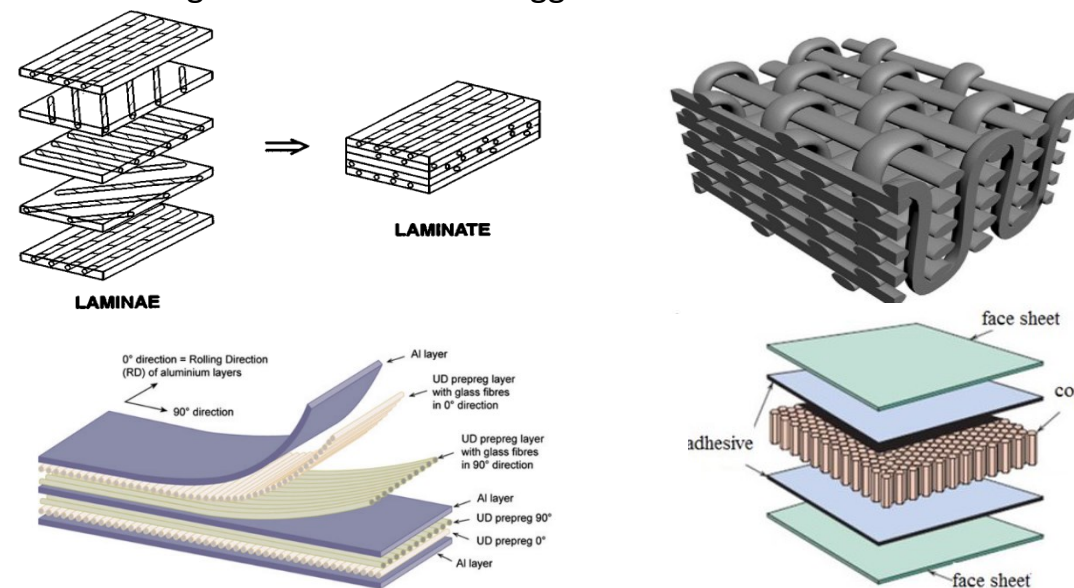


Confronto parametri significativi per fibre:



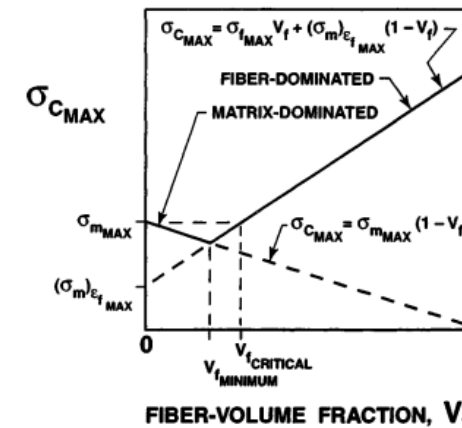
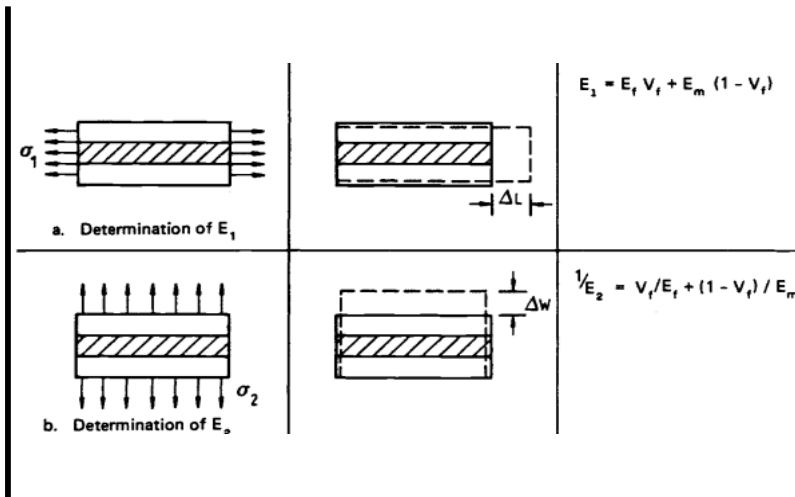
Le architetture si sviluppano dalla lamina bidimensionale rinforzata unidirezionalmente.

- A. Laminati: configurazioni *cross-ply* o *angle-ply*
  - ✓ Proprietà quasi isotrope sul piano; massimizzazione prestazioni
- B. Laminati intrecciati 2D e 3D secondo tecniche di tessitura
  - ✓ Proprietà *out-of-plane* e anti-delaminazione
- C. Laminati fibra metallo (FML, ad esempio GLARE):
  - ✓ Tolleranza del danno, duttilità
- D. Strutture sandwich
  - ✓ rigidezza flessionale e leggerezza



**MICROMECCANICA:** Studio dei moduli (longitudinale, trasversale e a taglio) e della resistenza (a cedimento) in funzione dei rapporti di volume tra fibre e matrice. -> Approccio: Meccanica dei materiali

- Elemento 2D semplificato per la stima delle rigidità -> Relazioni in serie/parallelo
- Modello per stima resistenza a cedimento alla fine del tratto elastico lineare

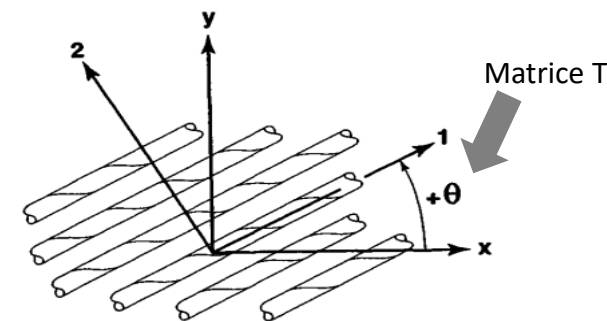


**MACROMECCANICA:** Studio della risposta alle sollecitazioni di una lamina *omogenea ortotropa*

- Stato di sollecitazione piano -> relazioni sforzo deformazione tramite matrici di deformabilità  $S$  e di rigidità  $Q$ , funzioni di 4 costanti indipendenti:  $E_1$ ,  $E_2$ ,  $G_{12}$ ,  $\nu_{12}$
- Trasformazioni di coordinate per fibre ad orientazione qualsiasi rispetto assi materiale -> accoppiamenti taglio-estensione

$$\begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}$$

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \quad S_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1} = -\frac{\nu_{21}}{E_2} \quad S_{22} = \frac{1}{E_2} \quad S_{66} = \frac{1}{G_{12}}$$



$$\begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [T]^T [S] [T] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}$$

L'approccio macromeccanico applicato al laminato studia il responso dello stesso all'applicazione di sollecitazioni esterne, integrate sullo spessore delle singole lamine, in funzione della sequenza di impilamento degli strati.

## Semplificazioni per speciali sequenze di impilamento

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

Allungamenti e curvatures relativi alla linea di spessore medio

Ciascun termine è sommatoria su tutti gli strati delle rigidzze ridotte e trasformate estese sugli spessori dei singoli strati k-esimi

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

- A:** accoppiamenti estensione-taglio
- B:** accoppiamenti flessione-estensione
- C:** accoppiamenti flessione-torsione
- Al più 18 termini di rigidezza**

## COMPOSITI FIBROSI A MATRICE POLIMERICA IN AERONAUTICA CIVILE

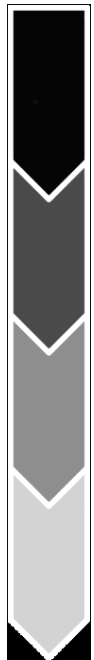
Eccellenti proprietà meccaniche  
e versatilità

Perfezionamento modelli di analisi  
e tecniche di produzione

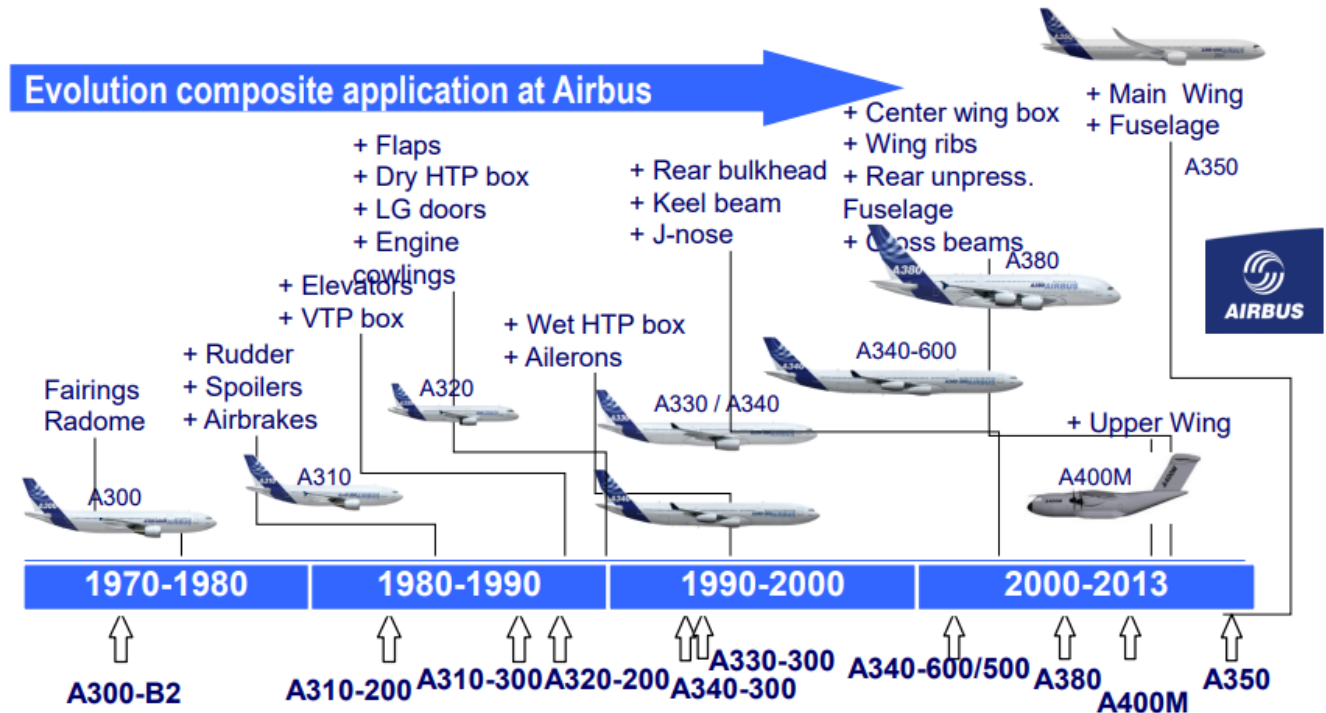
Successioni di filosofie progettuali

Ruolo strutturale primario dei  
compositi FRP

Diversificazione in forma e dimensioni  
dei componenti



- Piccoli componenti semi-strutturali
- Ipersostentatori e superfici di controllo
- Elementi strutturali di medie dimensioni
- Maggiori elementi strutturali

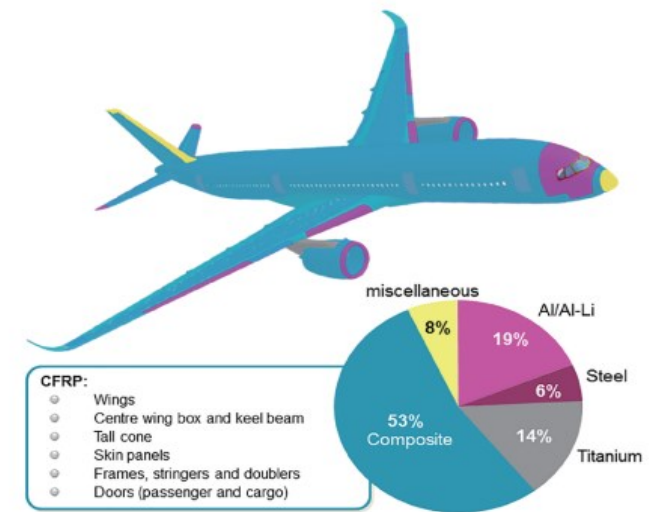
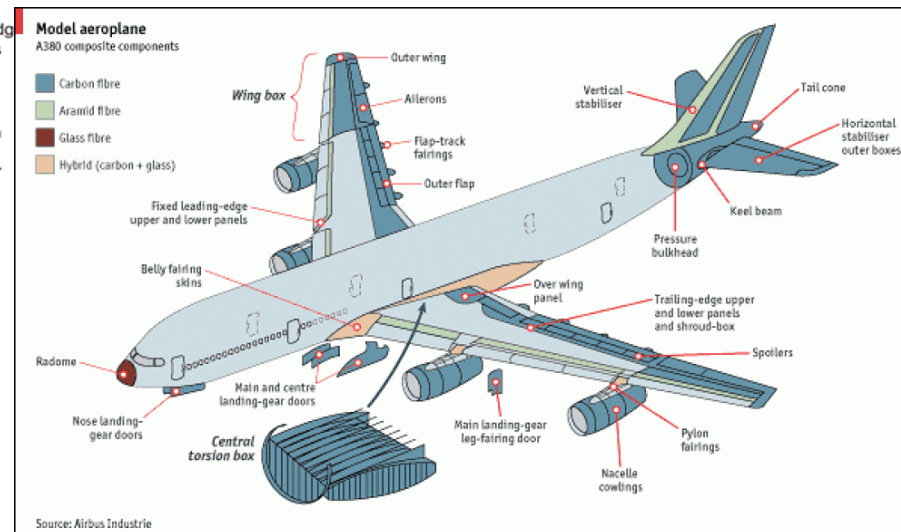
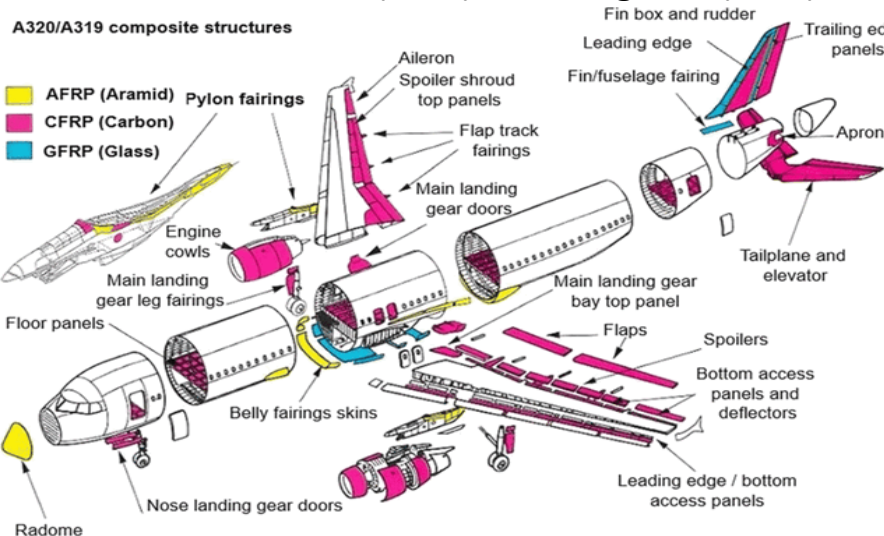




## PIETRE MILIARI IN AERONAUTICA CIVILE

Alcuni progetti di Airbus e Boeing rappresentano l'evoluzione dello *state of art* delle applicazioni civili con i materiali compositi polimerici

- Airbus A320 (% in peso strutturale materiali compositi: 15%) e Boeing 777 (10%)
- Airbus A380 (25%)
- Airbus A350 (53%) e Boeing 787 (50%)



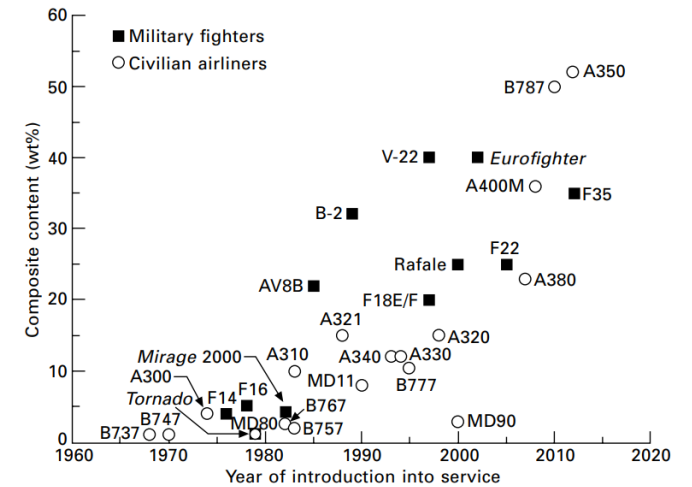
- Crescente uso dei compositi in fibra di carbonio; compositi in fibra di vetro e Kevlar su dettagli semi strutturali
- Implementazione di configurazioni tipo Sandwich o FML
- Configurazioni modelli Boeing sovrapponibili ai contemporanei modelli Airbus

## COMPOSITI FIBROSI A MATRICE POLIMERICA IN AERONAUTICA MILITARE

- Settore militare precursore delle tecnologie composite
- Tendenze progettuali che si sono riversate nell'ambito civile nei modi già descritti
- Soluzioni *one-off* per speciali requisiti di missione
- Maggior requisito contemporaneo: proprietà stealth

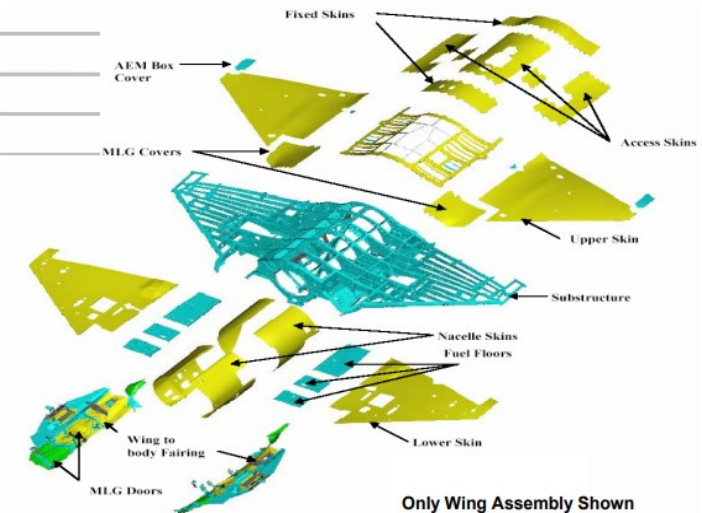
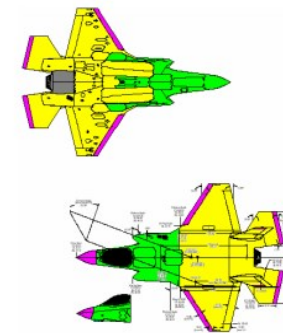
Superficie bagnata totalmente rivestita in CFRP sui velivoli del nuovo millennio (tarda 4° e 5° generazione)

*State of Art:* Lockheed Martin F-35 Lightning II 35% percentuale peso strutturale in compositi su matrice epossidica e BMI



Airframe Structure Only

	CTOL	STOVL	CV
Material	Percent	Percent	Percent
ALUMINUM	43.4%	45.7%	33.4%
GRAPHITE/EPOXY	13.7%	12.1%	15.1%
GRAPHITE/BMI	21.4%	21.3%	20.0%
TITANIUM	15.4%	13.6%	25.4%



- I materiali compositi rappresentano una scelta di primaria rilevanza in ingegneria aeronautica.
- I compositi a matrice polimerica, in particolare rinforzati con fibre di carbonio su matrice epossidica, sono la soluzione composita che ha trovato spazio nelle maggiori strutture portanti *safety-critical* per velivoli ad ala fissa e a rotore sia in ambito civile che militare.
  - La configurazione dei laminato con strati fibrosi unidirezionali orientati secondo disposizioni *cross-ply* o *angle-ply* rappresenta la soluzione più diffusa:
    - Si massimizzano la resistenza e rigidità specifica in più direzioni
    - Si può adattare l'orientazione delle fibre a seconda dei carichi predominanti
  - Configurazioni alternative sono state sviluppate e sono in sviluppo per ovviare ad alcune carenze di questa soluzione composita
    - Laminati FML
    - Strutture sandwich
    - Tessiture 2D e 3D
- L'utilizzo di compositi CMC e MMC è limitato (ma di fondamentale importanza) a componenti semi strutturali di medie dimensioni che richiedano stabilità ad alte temperature e mantenimento delle proprietà strutturali sotto shock termici
- Si prevede un aumento dell'utilizzo e della diversificazione delle soluzioni composite, in sinergia comunque con leghe metalliche avanzate e altri materiali per scopi specifici