

Support de cours

Elaboration et caractérisation des matériaux composites

Spécialité : Master 1 - Génie des matériaux

Dr A. BENHIZIA

I.1. Définition générale d'un matériau composite

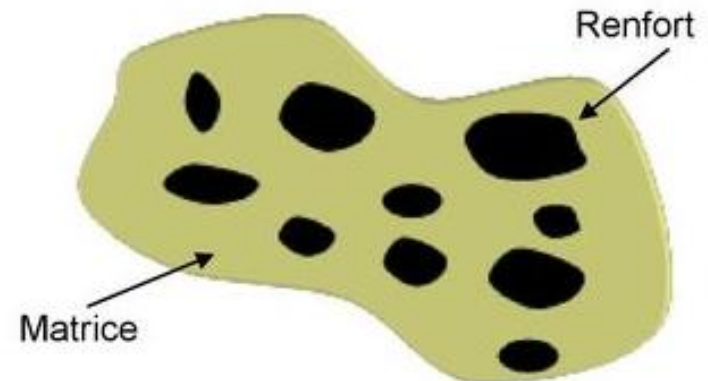


Définition générale

« Le *matériau composite* est constitué de l'assemblage d'au moins deux matériaux non miscibles et de *nature différente*, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est *supérieur* à celui des composants pris séparément. »

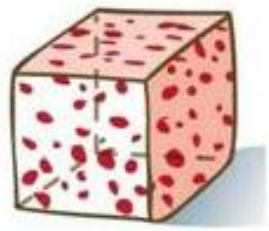
Définition des matériaux composites


- Les propriétés des constituants
- Le taux volumique de renforts
- Distribution géométrique des renforts
- Nature des interfaces renfort/matrice
- Procédé de fabrication




1.2. Classification des matériaux composites

Forme des renforts


- Inclusions**



Distribution aléatoire des renforts
- Renforts fibres courtes**



Distribution et orientation aléatoire des renforts
- Renforts fibres longues**


Stratifiés tissés

Nature des constituants

- Composites à matrice organique**
 - Fibres céramiques (Carbone, Verre)
 - Fibres organiques (Kevlar)
 - Fibres métalliques (Bore, Aluminium)

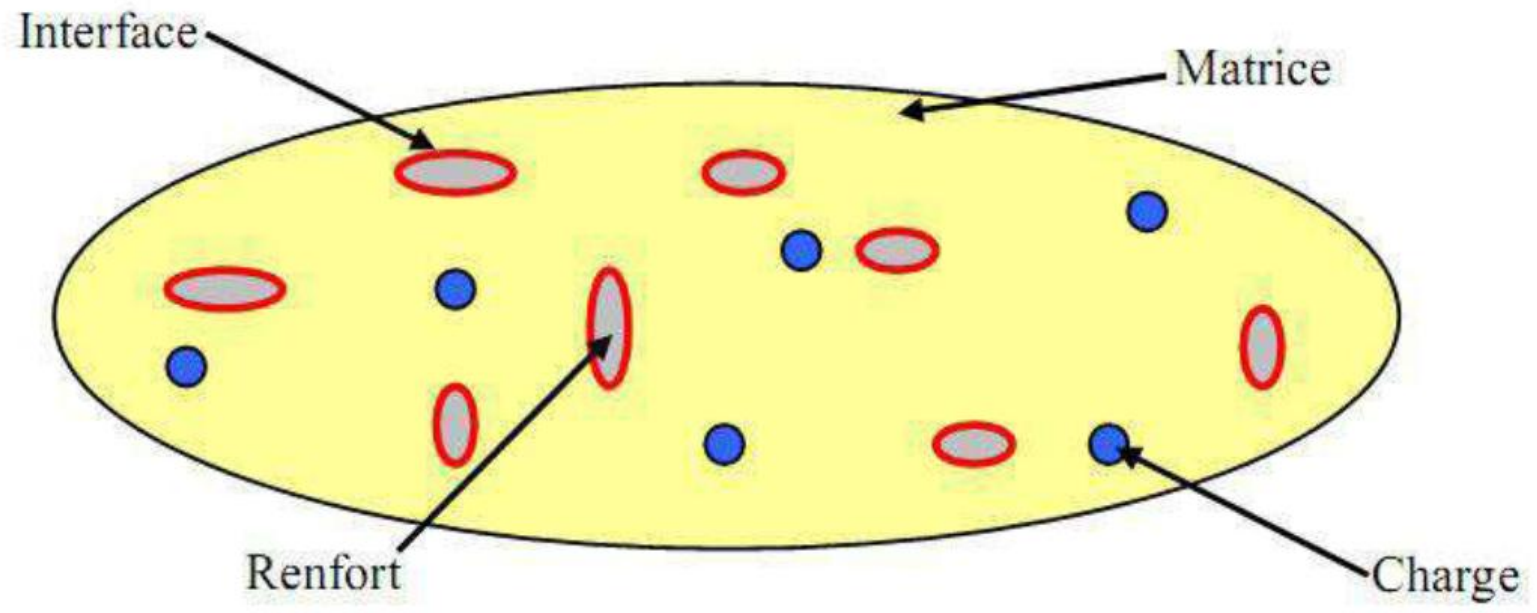
T700/M21
- Composites à matrice métallique**
 - Fibres céramiques (Sic)
 - Fibres métalliques (Bore)

Sic/Ti
- Composites à matrice céramique**
 - Fibres céramiques (Sic)

Sic/Sic

I.3. Constituants

- Matrice
- Fibres
- Adhésion fibre/matrice



I.4. Les différentes matrices

Matrices thermodurcissables

- ☉ Bonnes propriétés mécaniques
- ☉ Les plus utilisées dans l'industrie



*Polyester insaturé
(Faible coût, plus utilisé)*

*Matrice Epoxy
(hautes propriétés mécaniques)*



Matrices thermoplastiques

- ☉ Bonne tenue à l'impact
- ☉ Pauvres propriétés thermomécaniques



Matrices thermostables

- ☉ Plus hautes propriétés thermiques des matrices organiques



*Bismaleimide
Kerimid (180°C-200°C)*

*Polyimide
C/PMR15 (250°C-300°C)*



Autres matrices

- ☉ Matrices métalliques (Titane)
- ☉ Matrices céramiques (Sic) ...



*Application
haute
Température
(>1000°C)*



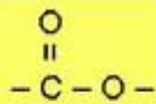
A. Les matrices thermodurcissables

Matrices polyester

Matrice la plus utilisée
(90% du marché)



Groupe Polyester



Bonnes propriétés mécaniques
Faible coût



Faibles propriétés à partir de 120°C
Très sensible à l'impact

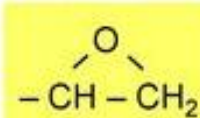
Characteristics	Polyester
Density (g/cm ³)	1.2
Tensile modulus (GPa)	2.8-3.5
Tensile strength (GPa)	0.05-0.08
Glass temperature (°C)	60-100

Matrices Epoxy

Matrices utilisées pour
les structures hautes
performances (5% du marché)



Groupe Epoxy



Hautes propriétés mécaniques (<190°C)
Bonne adhésion avec métalliques

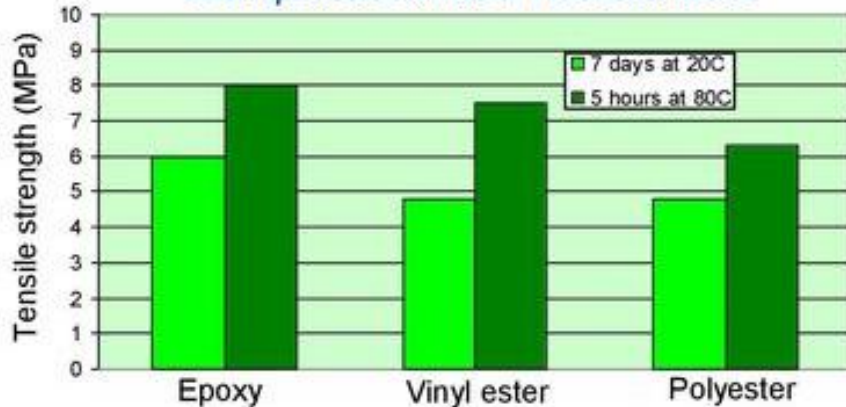


Temps important de polymérisation
Coût important

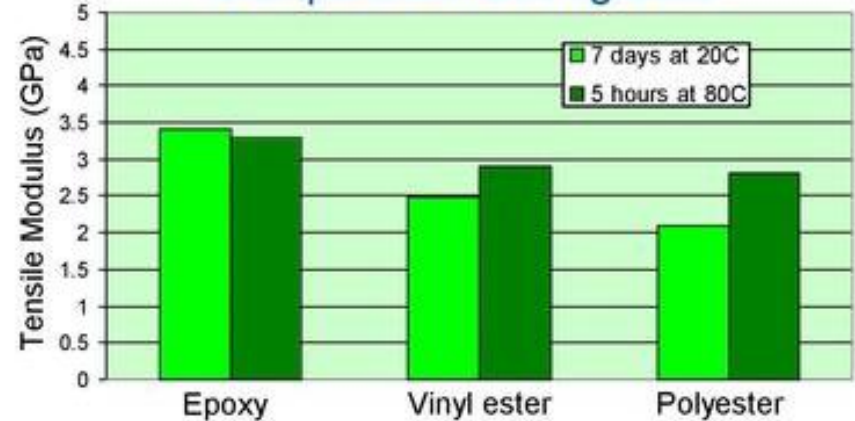
Characteristics	Epoxy
Density (g/cm ³)	1.1-1.5
Tensile modulus (GPa)	3-5
Tensile strength (GPa)	0.1-0.15
Glass temperature (°C)	290

Comparaison entre les matrices thermodurcissables

Comparaison des résistances

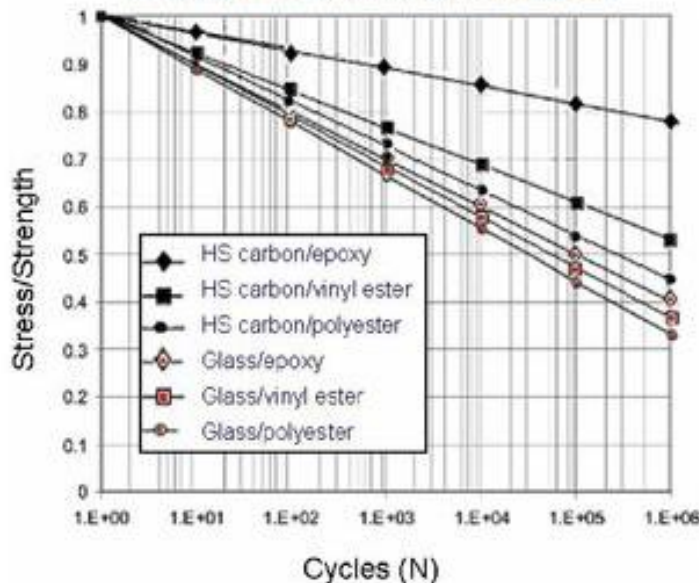


Comparaison des rigidités



[Miravete 07]

Comportement en fatigue



Conclusions sur la matrice Epoxy

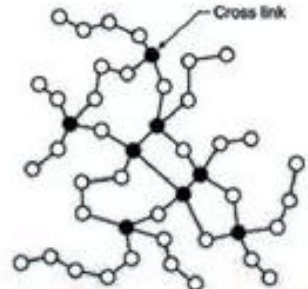
- Matrice la plus rigide
- Matrice plus forte résistance
- Meilleure tenue à la fatigue quand associée aux fibres Verre ou Carbone (bonne adhésion)

B. Les matrices thermoplastiques

Matrices Thermoplastiques



Thermoplastique



Thermodurcissable

Characteristics	Polypropylene	Polyamide
Density (g/cm ³)	0.9	1.14
Tensile modulus (GPa)	1.1-1.4	1.2-2.5
Tensile strength (GPa)	0.02-0.035	0.06-0.08
Glass temperature (°C)	50-60	65-100



Bonne tenue à l'impact
Conservation du matériau aisée



Pauvres propriétés thermomécaniques
Sensible aux solvants
Coût de fabrication élevé

Application des composites Thermoplastiques

- Les plus utilisés:
- AS4/PEEK
 - C/PPS

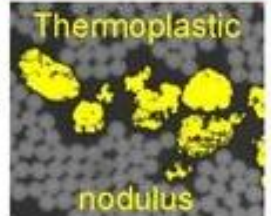
Applications limitées dans l'industrie aéronautiques



Impact sur C/PPS à 15J

Tendance sur Carbone/Epoxy

Ajout de nodule thermoplastique pour la tenue à l'impact



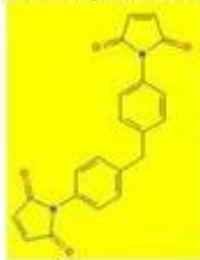
C. Les matrices thermostables

Matrices Bismaléimides



Circuit imprimé

Groupe BMI



Haute tenue à la température
Facile à produire (procédé RTM)



Fort coût
Propriétés mécaniques modérées

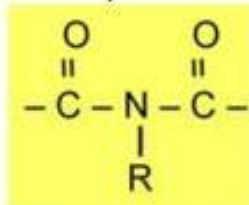
Property	Value
Density (g/cm ³)	1.23
Young's modulus (GPa)	2.7–3.5
Tensile strength (MPa)	45
Strain to failure (%)	1.3–2.2
Glass temperature (°C)	230

Matrices Polyimides



NASA
C/PMR-15 (250°C-300°C)

Groupe Imide



Très haute tenue à la température



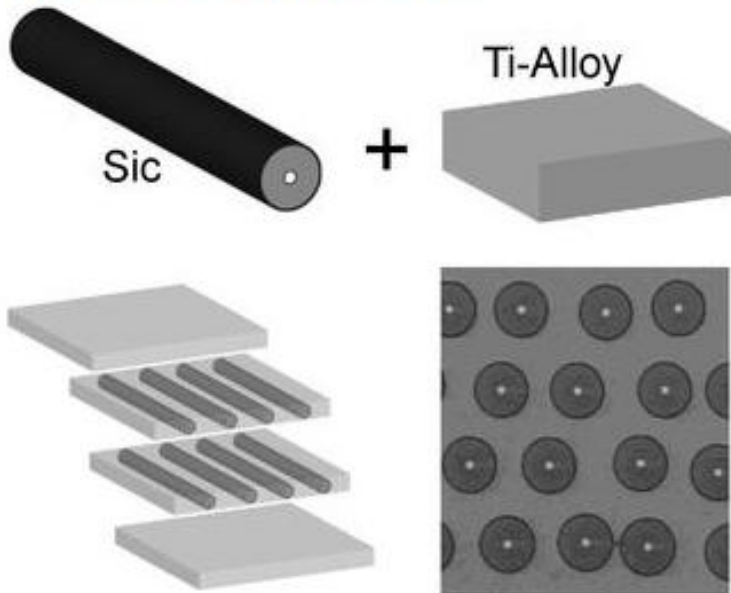
Fort coût
Procédé de fabrication complexe

Property	Value
Density (g/cm ³)	1.43
Young's modulus (GPa)	3.2
Tensile strength (MPa)	69 - 89
Strain to failure (%)	4 - 8
Glass temperature (°C)	360

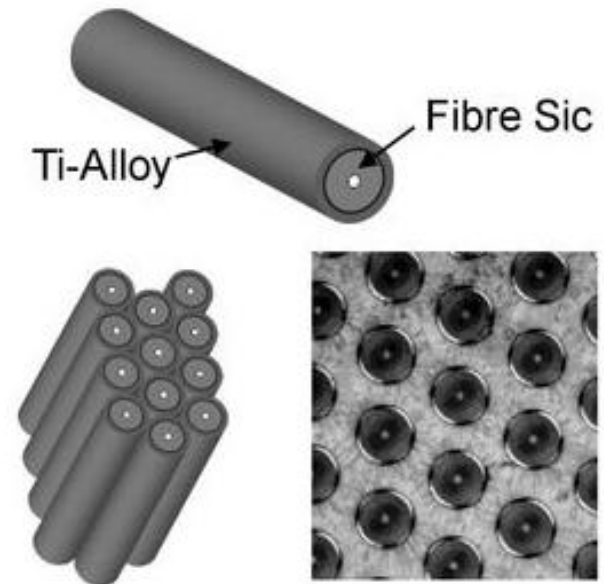
D. Les matrices métalliques et céramiques

Matrices Métalliques

Procédé Fibre / Feuillard



Procédé fibre pré-enrobée



Propriétés in-situ de la matrice peuvent être différentes de celles de la matrice seule

Matrices Céramiques

Les matrices céramiques sont renforcées par des fibres Sic ou fibres de Carbone

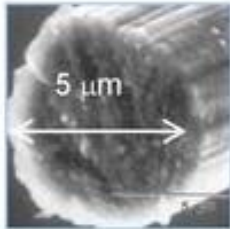
Matrices utilisées pour les applications très hautes températures



1.5. Les différentes fibres (1/3)

Fibres de Carbone

C-Atome orienté



PAN based fibers: lightness and strength	Standard M	IM	HM
Fiber diameter (μm)	6-8	5-6	6-8
Density (g/cm^3)	1.8	1.8	1.9
Tensile modulus (GPa)	220-240	275-300	350-450
Tensile strength (GPa)	3.5-5	4-6	4-5.5
Coeff of thermal expansion ($10^{-6}/^\circ\text{C}$)	-0.4	-0.6	-0.75



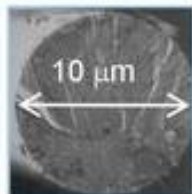
Hautes performances



Coût de fabrication élevé

Fibres de Verre

*Atomes non ordonnés
(surtout silicate)*



Characteristic	A-glass	E-glass	S-glass	Quartz
Fiber diameter (μm)	5-13	10-20	10	9
Density (g/cm^3)	2.5	2.58	2.59	2.15
Tensile modulus (GPa)	69	72	86	69
Tensile strength (GPa)	3.1	3.4	4.6	3.4
Thermal expansion coeff. ($10^{-6}/^\circ\text{C}$)	8,6	5	2.9	0.5



Résistance en traction modérée

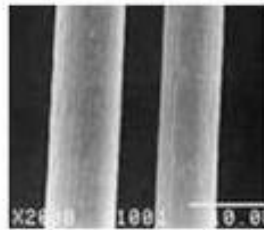


Faible module de traction

Les différentes fibres (2/3)

Fibres d'Aramides

Polymère cristallin



Characteristic	Kevlar 29	Kevlar 49	Kevlar 149
Fiber diameter (μm)	12	12	12
Density (g/cm^3)	1.44	1.44	1.44
Tensile modulus (GPa)	82	130	186
Tensile strength (GPa)	3.7	3.8	3.5
Coeff. thermal expansion ($10^{-6}/^\circ\text{C}$)	-2	-2	-2



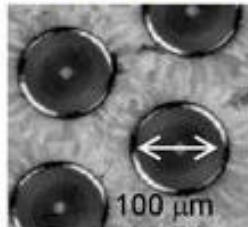
Excellentes propriétés en traction
Excellente ténacité



Faible résistance en compression
Faible adhésion avec les polymères

Fibres Céramiques

Fibres Sic



Characteristic	Bore (B)	Sic	SicTi
Fiber diameter (μm)	100-150	100-150	100-150
Density (g/cm^3)	2.6	2.55	2.4
Tensile modulus (GPa)	430	180	200
Tensile strength (GPa)	3.8	2	3



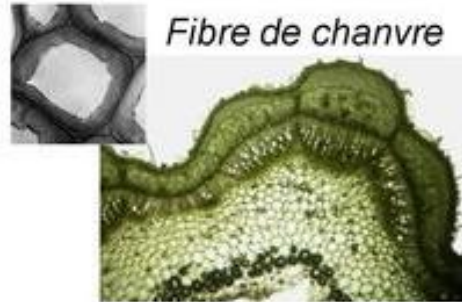
Stabilité des propriétés en température
(de 500°C à 1600°C)



Coût de fabrication élevé

Les différentes fibres (3/3)

Fibres naturelles



Property	Eglass	Hemp	Cotton
Density (g/cm ³)	2.55	1.48	1.51
Young's modulus (GPa)	73	70	12
Tensile strength (MPa)	2400	500-900	400
Strain to failure (%)	3	1.6	3-10



Aspect écologique
Faible coût



Faibles propriétés mécaniques

Application « green » composites



Dans l'industrie navale

Dans l'industrie automobile

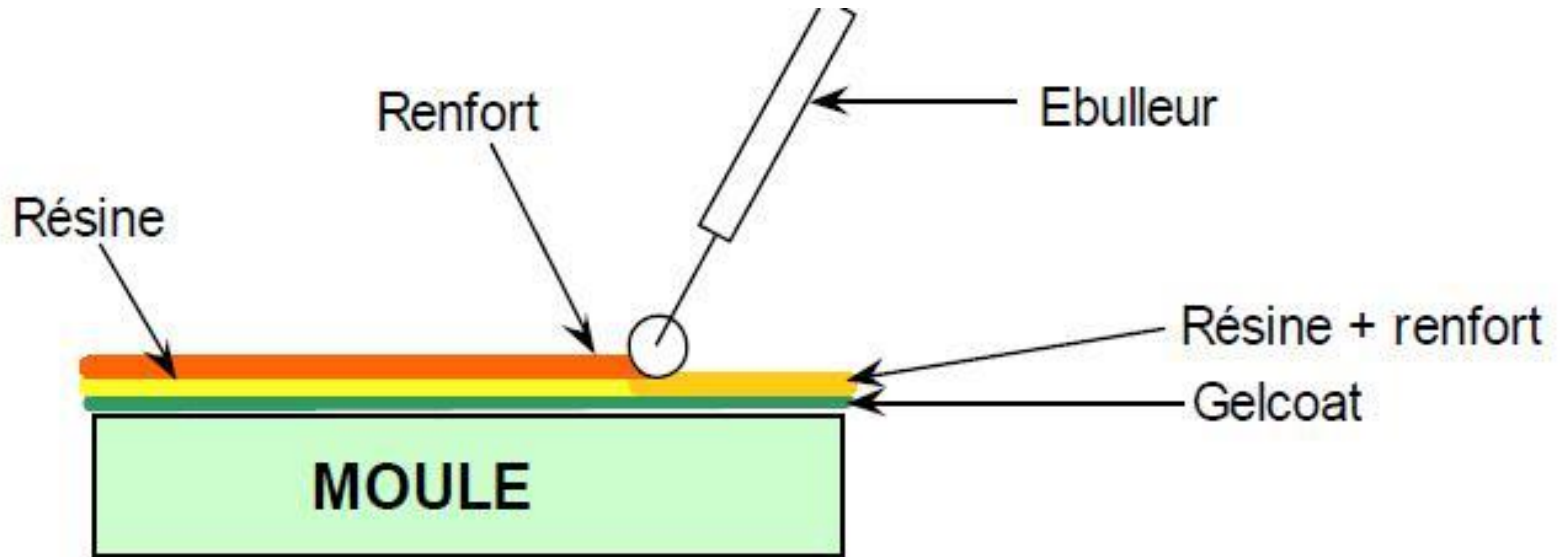


Panneau
Béton renforcé
Dans le bâtiment

II.1. Technologies de mise en œuvre

II.1.1. Moulage au contact

Est un procédé manuel (élaboration à façon) pour la réalisation de structures à partir de résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule approprié et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée puis détournée.



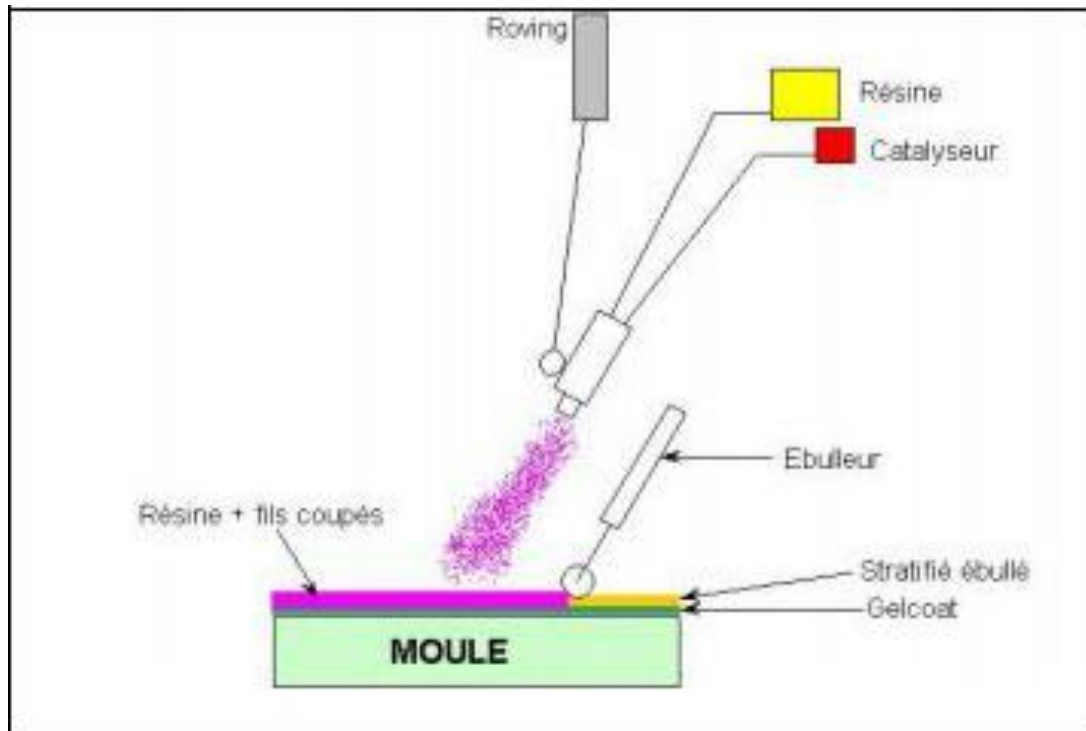
Moulage au contact

II.1.2. Moulage par projection simultanée

Est également un procédé manuel ou robotisé permettant la réalisation de pièces à partir de résines, encore à l'état liquide, thermodurcissables et à température ambiante sans pression. Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machine dite "de projection" comprenant :

- Un dispositif de coupe - projection du renfort
- Un ou deux pistolets projetant simultanément la résine

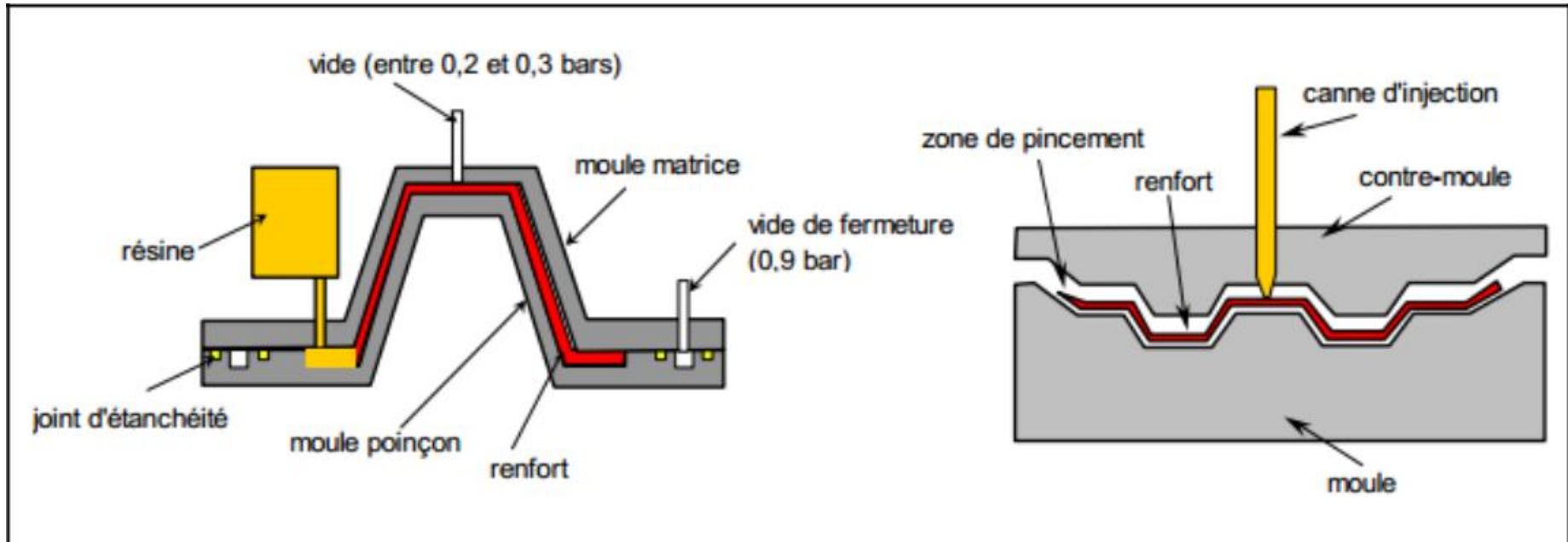
Les fils coupés et la résine sont projetés sur la surface préparée du moule puis compactés à l'aide de rouleaux et d'ébulleurs. La résine injectée pré-accélérée est catalysée en continu lors de sa projection



Moulage par projection simultanée

II.1.3. Moulage par injection basse pression de résine - RTM

Le procédé de moulage par injection de résine liquide RTM (*Resin Transfer Moulding*) s'effectue entre moule et contre-moule, les deux rigides. Le renfort (mats, préforme, ou parfois tissus) est disposé dans l'entrefer du moule. Une fois celui-ci soit solidement fermé, la résine, accélérée et catalysée, sous injectée sous faible pression (1.5 à 4.5 bars) et ce, à travers le renfort jusqu'à un remplissage complet de l'empreinte adéquat. Par la suite, le durcissement de la résine, le moule est ouvert et la pièce devrait démoulée.



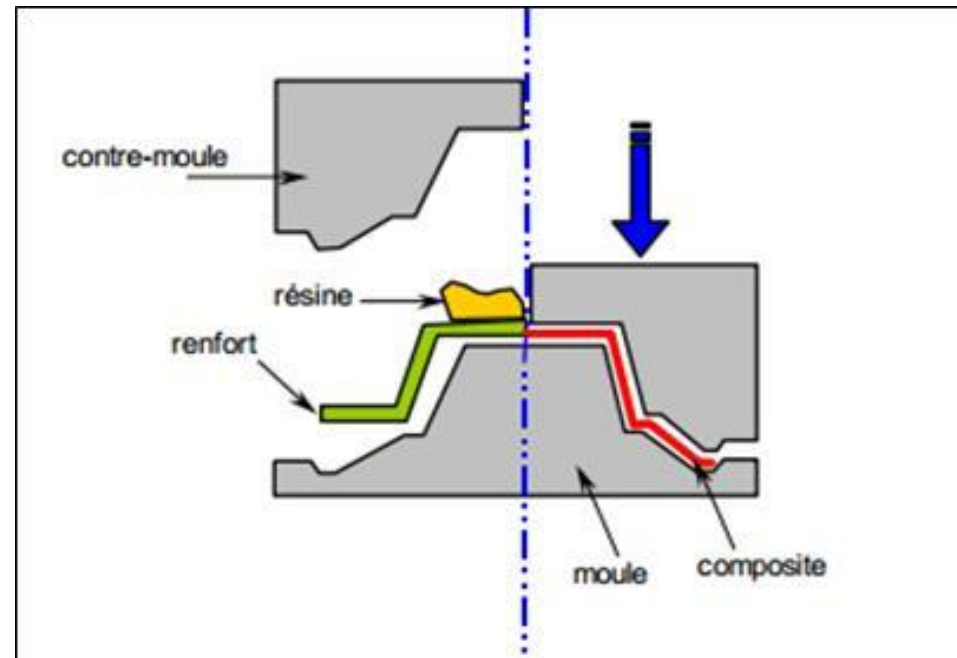
Moulage par injection basse pression de résine

II.1.4. Moulage à la presse à froid "voie humide" basse pression

C'est un procédé de moulage à l'aide d'une presse à compression entre moule et contre-moule rigides en composite, initialement sans apport thermique extérieur. Moule ouvert, le renfort (mat) est posé sur la partie inférieure du moule et la résine, dotée d'un système catalytique très réactif, est versé en vrac sur le renfort.

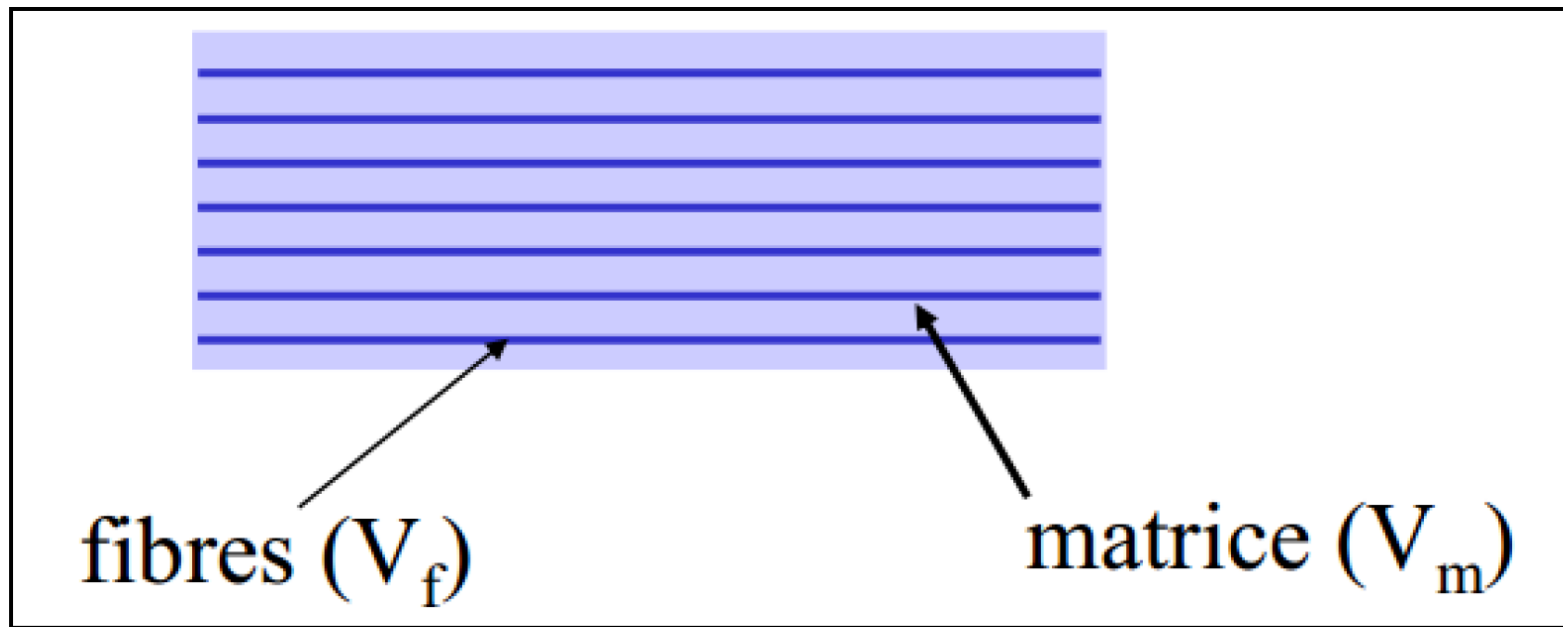
La fermeture du moule sous pression (2 à 4 bars) entraîne la répartition de la résine dans l'empreinte et l'imprégnation du renfort. Le durcissement de la résine est accéléré progressivement par l'élévation de température du moule due à l'exotherme de la réaction, ce qui permet un démoulage rapide.

Les performances du procédé peuvent être considérablement améliorées par l'usage de moules métalloplastiques, voire métalliques, et d'un système de régulation thermique basse température.



III. Calcul d'homogénéisation des composites

Les composites sont composés de l'ensemble « matrice + renfort ». L'ajout du renfort augmente les propriétés mécaniques de la matrice renforcée. Considérons le composite unidirectionnelle suivant :



Ce matériau est non homogène et ses diverses propriétés dépendent de celles des fibres et de la matrice qui les constituent. Cependant, ce dernier, peut être supposé comme

homogène en considérant ses propriétés moyennes vis-à-vis des charges externes appliquées. Le composite unidirectionnelle est supposé se comporte comme un matériau dont les propriétés mécaniques varient d'une direction à une autre mais semblable le long de ce matériau. Des expressions simplifiés et pratiques de ces composites peuvent être obtenus en adoptant une approche très simple du comportement mécanique d'un élément de volume de ce matériau. Nous décrivons ces expressions dans ce qui suit.

III.1. Fraction volumique

Considérons un volume v_c du matériau composite, composé d'un volume v_f du fibre et d'un volume V_m de la matrice. On définit :

- La fraction volumique des fibres $V_f = \frac{v_f}{v_c}$
- La fraction volumique de la matrice $V_m = \frac{v_m}{v_c}$

Sachant que :

- $V_m = 1 - V_f$
- $v_c = v_f + v_m$

III.2. Fraction massique

Considérons la masse W_c du matériau composite, composé d'une masse W_f la fibre et une masse W_m de la matrice. Les fractions massiques des fibres et de la matrice sont :

- $P_f = \frac{W_f}{W_c}$
- $P_m = \frac{W_m}{W_c}$

Avec:

- $P_f + P_m = 1$
- $W_c = W_m + W_f$

III.3. Relation entre fraction volumique et massique

$$W_c = \rho_c v_c$$

$$W_f = \rho_f v_f$$

$$W_m = \rho_m v_m$$

$$W_m + W_f = W_c \implies \begin{cases} \rho_f v_f + \rho_m v_m = \rho_c v_c \\ \rho_f \frac{v_f}{v_c} + \rho_m \frac{v_m}{v_c} = \rho_c \end{cases}$$

$$\Rightarrow \rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V_m$$

$$\Rightarrow \rho_c = \rho_f V_f + (1 - V_f) \rho_m$$

De plus : $v_c = v_f + v_m$

$$\begin{aligned} \frac{W_c}{\rho_c} &= \frac{W_f}{\rho_f} + \frac{W_m}{\rho_m} \\ &= \frac{W_f \rho_m + W_m \rho_f}{\rho_m \rho_f} \end{aligned}$$

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

Ce qui donne : $\rho_c = \frac{\rho_m \rho_f W_c}{W_f \rho_m + W_m \rho_f} = \frac{1}{\frac{W_f}{W_c} \cdot \frac{\rho_m}{\rho_f \rho_m} + \frac{W_m}{W_c} \cdot \frac{\rho_f}{\rho_f \rho_m}}$

Enfinement : $\rho_c = \frac{1}{\frac{P_f}{\rho_f} + \frac{P_m}{\rho_m}}$

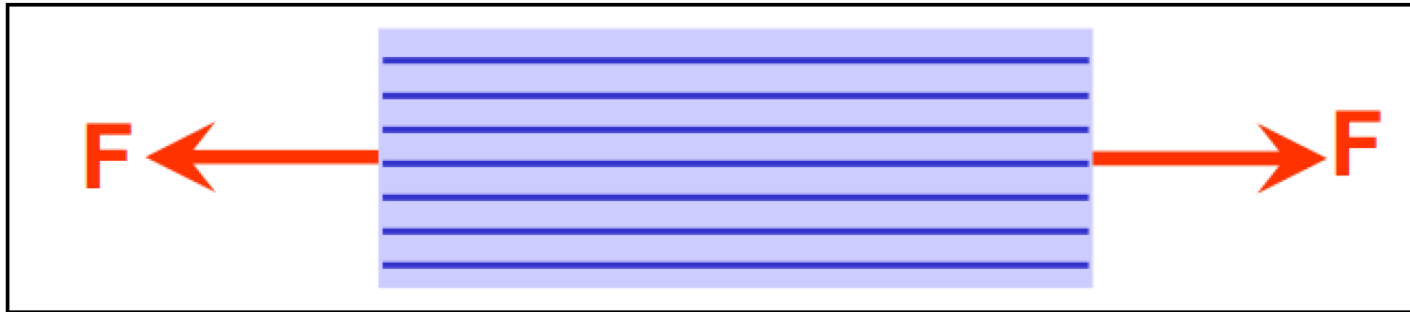
Sachant que : $P_f = \frac{W_f}{W_c} = \frac{\rho_f \cdot v_f}{\rho_c \cdot v_c} = \frac{\rho_f}{\rho_c} \cdot V_f$

$\Rightarrow P_f = \frac{\rho_f}{\rho_c} \cdot V_f$ Et $P_m = \frac{\rho_m}{\rho_c} \cdot V_m$ Donc : $V_f = \frac{\rho_c}{\rho_f} P_f$ et $V_m = \frac{\rho_c}{\rho_m} P_m$

III.2. Evaluation des constantes élastiques d'un composite unidirectionnelle

III.2.1. Module d'Young longitudinal : forces parallèles à la direction de la charge

Par essai de traction, le composite s'allonge d'une quantité ΔL , donc on définit une déformation $\varepsilon_L = \frac{\Delta L}{L}$. L'identité de la déformation dans la fibre et dans la matrice impose $\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_L$



De plus, on a : $\sigma_f = E_f \cdot \varepsilon_f = E_f \cdot \varepsilon_L$ et $\sigma_m = E_m \cdot \varepsilon_m = E_m \cdot \varepsilon_L$

Donc, la force : $F_f = \sigma_f \cdot S_f = E_f \cdot \varepsilon_L \cdot S_f$ et $F_m = \sigma_m \cdot S_m = E_m \cdot \varepsilon_L \cdot S_m$

Avec : S_m et S_f représentent les aires des sections droites de la fibre et de la matrice.

Sachant que : $F_1 = F_f + F_m$ ce qui donne $F_1 = \sigma_f \cdot S_f + \sigma_m \cdot S_m$

Soit S l'aire de la section droite du composite, donc : $\sigma_1 = \frac{F_1}{S}$

Et par conséquent l'équation (A) nous donne :

$$\frac{F_1}{S} = \sigma_f \cdot \frac{S_f}{S} + \sigma_m \cdot \frac{S_m}{S}$$

Ainsi, $\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m$ ou encore $\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f)$

(b)

Sachant que : $\sigma_1 = E_1 \cdot \varepsilon_1$

$$(b) \quad \Rightarrow \quad E_1 \cdot \varepsilon_1 = E_f V_f \varepsilon_1 + E_m \varepsilon_1 (1 - V_f)$$

$$E_1 = E_f V_f + E_m (1 - V_f)$$

Cette expression est connue sous le nom de 'loi des mélanges' pour le module d'Young dans la direction des fibres.

III.2.2. Module d'Young transversal : forces perpendiculaire la direction des fibres

Le module d'Young transversal est déterminé dans un essai de traction transversal où le composite est chargé suivant la direction normal de la fibre. On définit :

$$V_f = \frac{h_f}{h_m + h_f} \text{ et } V_m = 1 - V_f = \frac{h_m}{h_f + h_m}$$

Dans ce cas on a : $\sigma_2 = \sigma_m = \sigma_f$

$$\text{Donc, } \varepsilon_f = \frac{\sigma_f}{E_f} = \frac{\sigma_2}{E_f}$$

$$\text{Et : } \varepsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m} = \frac{\sigma_2}{E_m}$$

Sachant que l'allongement du composite est défini par : $\Delta l_2 = \Delta l_f + \Delta l_m$ ce qui donne :

$$\Delta l_2 = \varepsilon_f h_f + \varepsilon_m h_m \text{ et la déformation du composite est donné par : } \varepsilon_2 = \frac{\Delta l_2}{h_t}$$

$$\text{Ainsi : } \frac{\Delta l_2}{h_t} = \frac{\Delta l_2}{h_f + h_m} = \frac{\varepsilon_f h_f + \varepsilon_m h_m}{h_f + h_m}$$

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_f \frac{h_f}{h_f + h_m} + \varepsilon_m \frac{h_m}{h_f + h_m}$$

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m (1 - V_f)$$

c

$$\text{Si : } \sigma_2 = E_2 \varepsilon_2 \implies \varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2}$$

$$\varepsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m} ; \varepsilon_f = \frac{\sigma_f}{E_f} \text{ ainsi } \sigma_2 = E_2 \left(\frac{\sigma_2}{E_f} V_f + \frac{\sigma_2}{E_m} (1 - V_f) \right)$$

$$\text{Et finalement on obtient : } \frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{1 - V_f}{E_m}$$

III.2.3. Coefficient de poisson longitudinal

Par essai de traction, l'allongement du composite sera Δl et sa déformation sera : $\varepsilon_2 = \frac{\Delta l}{L}$
avec : $\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_1$, Pour la déformation dans la direction 2 on a :

- Pour la fibre : $\varepsilon_{2f} = -\gamma_f \varepsilon_1$
- Pour la matrice : $\varepsilon_{2m} = -\gamma_m \varepsilon_1$

L'allongement transversal du composite est : $\Delta h = \Delta h_f + \Delta h_m$

$$\begin{aligned}\Delta h &= \varepsilon_{2f} h_f + \varepsilon_{2m} h_m \\ &= -\gamma_f \varepsilon_1 h_f - \gamma_m \varepsilon_1 h_m\end{aligned}$$

Et la déformation totale du composite:

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta h}{h_m + h_f}$$

$$\Rightarrow \varepsilon_2 = \frac{-\gamma_f \varepsilon_1 h_f - \gamma_m \varepsilon_1 h_m}{h_m + h_f} = \left(\frac{-\gamma_f h_f}{h_m + h_f} - \frac{\gamma_m h_m}{h_m + h_f} \right) \varepsilon_1$$

$$\frac{-\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = \gamma_f V_f + \gamma_m (1 - V_f)$$

III.3. Application N01

Pour une application donnée, vous avez le choix de réaliser une pièce en composite ayant une matrice d'époxy pouvant être renforcée par des fibres continue alignées soit :

- Verre
- Carbone

On présente le tableau suivant :

Composant	E (Gpa)	R_e (Mpa)	R_m (Mpa)	A%
Epoxy	3	60	90	4
Verre	75	-	1800	?
Carbone	200	-	3000	?

Si on prend (Epoxy-verre), pour $V_f = 20\%$ on obtient une bonne rigidité mais le prix est élevé.

Donc, on a décidé de réaliser la pièce en (Epoxy-verre).

On demande de :

1. Calculer le module d'Young pour le composite E_c .
2. Calculer $V_f(\%)$ de la fibre de verre pour obtenir la rigidité du (Epoxy-Carbone).
3. Lequel de ces composites (Verre-Epoxy) ou (Carbone-Epoxy) se comporte d'une façon élastique jusqu'à sa rupture.
4. Qu'elle est sa résistance à la traction R_{mc} (Mpa).

Solution :

1. $E_c = V_f E_f + (1 - V_f) E_m$
 $= (0.2 \times 200) + (0.8 \times 3) = 42.4 \text{ Gpa}$

2. Fraction volumique requise des fibres de verre :

$$E_c = V_{fv} E_v + (1 - V_{fv}) E_m$$

Ce qui donne:

$$V_{fv} = \frac{(E_c - E_m)}{(E_{fv} - E_m)} = \frac{42.2 - 3}{75 - 3} = 0.547 = 54.7\%$$

3. Composite ayant un comportement purement élastique :

- Allongement à la rupture des fibres :

$$\checkmark A_{fc} = \frac{R_{mf}}{E_f} = \frac{3}{200} = 1.5\%$$

$$\checkmark A_{fv} = \frac{R_{mf}}{E_f} = \frac{1.8}{75} = 2.4\%$$

- Allongement à la rupture de la matrice :

$$A_{cm} = \frac{R_{mm}}{E_m} = \frac{0.06}{3} = 2\%$$

On constate que pour (Verre-Epoxy), la matrice entre en déformation plastique avant que les fibres ne soient rompues.

Il y'a dans ce cas une partie élastique et une partie de déformation plastique.

Pour le composite (Epoxy-Carbone) : $A_{cm} > A_{fc}$

⇒ Comportement purement élastique jusqu'à sa rupture.

$$4. \sigma_m = E_m A_{fc} = E_m \frac{R_{mf}}{E_f} = \frac{3 \times 3}{200} = 45 \text{Mpa}$$

On applique la règle des mélanges aux contraintes s'exerçant dans les composants à l'instant de la rupture des fibres de carbone.

$$R_{mc} = V_{fc} R_{mf} + (1 - V_{fc}) \sigma_m = (0.2 \times 3000) + (0.8 \times 45) = 636 \text{Mpa}$$

III.4. Application N02

Un composite est fait d'une matrice de polyester ($E_m = 3,4$ GPa) qui est renforcée de 40 % volumique de fibres de verre continues alignées ($E_f = 70$ GPa).

1. Calculez le module d'Young longitudinal E_c (en GPa) de ce composite.
2. Si l'on applique une contrainte longitudinale de 60 MPa sur une section 300 mm² de ce composite, quelles sont les forces F_m et F_f (en kN) qui s'exercent respectivement sur la matrice et sur les fibres?
3. Quelle déformation ε (en %) subit la matrice et les fibres pour cette contrainte de 60 MPa?
4. Si la résistance à la traction des fibres et celle de la matrice sont respectivement égales à 3 GPa et 70 MPa, quelle est la résistance à la traction R_{mc} (en MPa) du composite?

Solution

1. Module d'Young du composite

En utilisant l'équation de la loi des mélanges, on obtient cette grandeur :

$$E_c = [(0,4 \times 70) + (0,6 \times 3,4)] = 30,04 \text{ GPa}$$

$$E_c = \mathbf{30.04 \text{ GPa}}$$

2. Forces sur la matrice et sur les fibres pour une contrainte de 60 MPa

En utilisant les équations déduites de l'hypothèse d'une même déformation dans les fibres comme dans les matrices :

$$\epsilon_f = \epsilon_m \text{ d'où } \frac{\sigma_f}{E_f} = \frac{\sigma_m}{E_m}$$

Nous pouvons démontrer aisément que le rapport de la force F_f appliquée sur les fibres à celle F_m s'exerçant sur la matrice est égal à :

$$\frac{F_f}{F_m} = \frac{V_f \cdot E_f}{V_m \cdot E_m}$$

Ce qui, dans le cas présent, donne la valeur suivante : $F_f/F_m = \mathbf{13.73 (1)}$

Sur la section supportant les charges, la force totale F_t ou force composite F_c qui s'y exerce est égale à la somme de la force F_m s'exerçant sur la matrice et de celle F_f s'exerçant sur les fibres :

$$F_t = \sigma \cdot S = F_m + F_f$$

En tenant compte du résultat obtenu en (1) et des données du problème, nous écrivons :

$$F_t = 18 \text{ KN} = F_m + 13.73 F_m = 14.73 F_m, \text{ soit } F_m = 1.22 \text{ KN}$$

$$\text{Et donc } F_t = 16.78 \text{ KN}$$

3. Déformation de la matrice et des fibres pour une contrainte de 60 MPa

Dans un composite à fibres continues alignées soumis à une force longitudinale, la déformation ε_f des fibres, celle ε_m de la matrice et celle ε_c du composite sont toutes égales. Il

suffit donc de calculer, grâce à la loi de Hooke, la déformation ε_c du composite pour la contrainte considérée:

$$\varepsilon_c = \varepsilon_m = \varepsilon_f = \sigma / E_c = (60 \text{ MPa} / 30 \text{ GPa}) = 2 \times 10^{-3} = 0,2 \%$$

4. Résistance à traction du composite

Il faut tout d'abord vérifier lequel parmi le renfort ou la matrice qui se rompt en premier en calculant leur allongement respectif à la rupture, soient A_f et A_m :

$$A_f = (3 \text{ GPa} / 70 \text{ GPa}) = 4,29 \times 10^{-2} = 4,29 \%$$

$$A_m = (70 \text{ MPa} / 3,4 \text{ GPa}) = 2,06 \times 10^{-2} = 2,06 \%$$

Par conséquent, c'est la matrice qui se rompt en premier lieu car $A_m < A_f$. En utilisant la règle des mélanges qu'on applique aux contraintes, on en déduit la résistance à la traction du composite :

$$R_{mc} = (1 - V_f)R_{mm} + V_f\sigma_f$$

$$\text{avec: } \sigma_f = E_f A_m = E_f (R_{mm} / E_m) = 70 \text{ GPa} \times 2,06 \times 10^{-2} = 1,442 \text{ GPa}$$

$$\text{Donc : } R_{mc} = (0,6 \times 70) + (0,4 \times 1\,442) \text{ MPa} = 618,8 \text{ MPa} \approx 619 \text{ MPa}$$

$$R_{mc} = 619 \text{ MPa}$$

IV. APPLICATIONS- MATLAB



IV.1. APPLICATION 1: Sollicitation en traction

Considérons un cube de 60 mm en **matériau élastique isotrope** qui est soumis à une force de traction de 100 kN suivant la direction X.

- Utilisez MATLAB pour Calculer :

- 1) La matrice de rigidité et de souplesse dans le cas des matériaux du tableau 1.
- 2) Les changements dans les dimensions.

	matériaux	E(Gap)	ν
1	Fer	200	0.24
2	Aciers	210	0.30
3	Titane	105.5	0.32
4	Alliage de Titane	105	0.34
5	Aluminium	71	0.34
6	Alliage d'Aluminium	70	0.33
7	Cuivre et alliages	100	0.33
8	Bronze ordinaire	106	0.31
9	Laiton	92	0.33
10	Béryllium	300	0.05
11	Bronze Béryllium	130	0.34
12	Zinc	130	0.21
13	Nikel	205	0.31
14	Magnésium	46	0.34
15	Font grise	90	0.25

Tableau 1. Matériaux isotrope, caractéristiques élastiques.

1. Modèle linéaire élastique isotrope :

[C]: Matrice de rigidité

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} \begin{bmatrix} 1-\nu & \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & 1-\nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & \nu & 1-\nu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}$$

[C]

Par ailleurs il peut être utile d'inverser la matrice de rigidité [C] donnant les déformations en fonction des contraintes :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & \frac{-\nu}{E} & \frac{-\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu}{E} & \frac{1}{E} & \frac{-\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu}{E} & \frac{-\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{2(1+\nu)}{E} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{2(1+\nu)}{E} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{2(1+\nu)}{E} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}$$

[S]

[S]: Matrice de souplesse

```

function y = IsotropicCompliance(E,NU)
%IsotropicCompliance    This function returns the
%                        compliance matrix for isotropic
%                        materials. There are two
%                        arguments representing the
%                        two independent material
%                        constants. The size of the
%                        compliance matrix is 6 x 6.
y = [1/E -NU/E -NU/E 0 0 0 ; -NU/E 1/E -NU/E 0 0 0 ;
     -NU/E -NU/E 1/E 0 0 0 ; 0 0 0 2*(1+NU)/E 0 0 ;
     0 0 0 0 2*(1+NU)/E 0 ; 0 0 0 0 0 2*(1+NU)/E];

```

```

function y = IsotropicStiffness(E,NU)
%IsotropicStiffness    This function returns the
%                       stiffness matrix for isotropic
%                       materials. There are two
%                       arguments representing the
%                       two independent material
%                       constants. The size of the
%                       stiffness matrix is 6 x 6.
x = [1/E  -NU/E  -NU/E  0  0  0 ; -NU/E  1/E  -NU/E  0  0  0 ;
     -NU/E  -NU/E  1/E  0  0  0 ; 0  0  0  2*(1+NU)/E  0  0 ;
     0  0  0  0  2*(1+NU)/E  0 ; 0  0  0  0  0  2*(1+NU)/E];
y = inv(x);

```

Solution App1

```
clc; clear all
E=210;
NU=0.30;
L=60;
surf_load=60*60;
force=100
sigma2 = force/(surf_load)

sigma = [sigma2  0 0 0 0 0]

S = [1/E -NU/E -NU/E 0 0 0 ; -NU/E 1/E -NU/E 0 0 0 ;
-NU/E -NU/E 1/E 0 0 0 ; 0 0 0 2*(1+NU)/E 0 0 ; 0 0 0 0
2*(1+NU)/E 0 ;
0 0 0 0 0 2*(1+NU)/E];
d=[0.1 0 0 0 0 0];

epsilon = S*sigma'
```

IV.2. APPLICATION 2

2. Modèle isotrope transverse

Considérons un cube d'arête 50 mm en matériau élastique transverse isotrope, qui est soumis à une force de traction de 150 kN suivant la direction X. Les propriétés élastiques sont:

$$E_1 = 155 \text{ GPa} \quad E_2 = E_3 = 12.10 \text{ GPa}$$

$$\nu_{23} = 0.458 \quad \nu_{12} = \nu_{13} = 0.248$$

$$G_{23} = 3.20 \text{ GPa} \quad G_{12} = G_{13} = 4.40 \text{ GPa}$$

Utilisez MATLAB pour Calculer :

- La matrice de souplesse.
- les changements dans les dimensions.

```

function y = TransverselyIsotropicCompliance(E1,E2,NU12,NU23,G12)
%TransverselyIsotropicCompliance    This function returns the
%                                     compliance matrix for
%                                     transversely isotropic
%                                     materials. There are five
%                                     arguments representing the
%                                     five independent material
%                                     constants. The size of the
%                                     compliance matrix is 6 x 6.
y = [1/E1 -NU12/E1 -NU12/E1 0 0 0 ; -NU12/E1 1/E2 -NU23/E2 0 0 0 ;
     -NU12/E1 -NU23/E2 1/E2 0 0 0 ; 0 0 0 2*(1+NU23)/E2 0 0 ;
     0 0 0 0 1/G12 0 ; 0 0 0 0 0 1/G12];

```



```

function y = TransverselyIsotropicStiffness(E1,E2,NU12,NU23,G12)
%TransverselyIsotropicStiffness    This function returns the
%                                   stiffness matrix for
%                                   transversely isotropic
%                                   materials. There are five
%                                   arguments representing the
%                                   five independent material
%                                   constants. The size of the
%                                   stiffness matrix is 6 x 6.
x = [1/E1 -NU12/E1 -NU12/E1 0 0 0 ; -NU12/E1 1/E2 -NU23/E2 0 0 0 ;
     -NU12/E1 -NU23/E2 1/E2 0 0 0 ; 0 0 0 2*(1+NU23)/E2 0 0 ;
     0 0 0 0 1/G12 0 ; 0 0 0 0 0 1/G12];
y = inv(x);

```

3. Modèle orthotrope

```
function y = OrthotropicCompliance(E1,E2,E3,NU12,NU23,NU13,G12,G23,G13)
%OrthotropicCompliance    This function returns the compliance matrix
%                            for orthotropic materials. There are nine
%                            arguments representing the nine independent
%                            material constants. The size of the compliance
%                            matrix is 6 x 6.
y = [1/E1 -NU12/E1 -NU13/E1 0 0 0 ; -NU12/E1 1/E2 -NU23/E2 0 0 0 ;
     -NU13/E1 -NU23/E2 1/E3 0 0 0 ; 0 0 0 1/G23 0 0 ; 0 0 0 0 1/G13 0 ;
     0 0 0 0 0 1/G12];
```

```

function y = OrthotropicStiffness(E1,E2,E3,NU12,NU23,NU13,G12,G23,G13)
%OrthotropicStiffness    This function returns the stiffness matrix
%                          for orthotropic materials. There are nine
%                          arguments representing the nine independent
%                          material constants. The size of the stiffness
%                          matrix is 6 x 6.
x = [1/E1 -NU12/E1 -NU13/E1 0 0 0 ; -NU12/E1 1/E2 -NU23/E2 0 0 0 ;
     -NU13/E1 -NU23/E2 1/E3 0 0 0 ; 0 0 0 1/G23 0 0 ; 0 0 0 0 1/G13 0 ;
     0 0 0 0 0 1/G12];
y = inv(x);

```

V. Applications-DIGIMAT

Evaluation des constantes élastiques d'un composite unidirectionnelle

The screenshot displays the Digimat software interface, titled "Digimat The multi-scale material modeling platform". The interface is organized into three main vertical sections: "tools", "solutions", and "expertise".

- tools:** This section contains five icons representing different tool categories: MF (Material Formulation), FE (Finite Element), MX (Material eXtension), MAP (Material Property), and CAE (Computer Aided Engineering).
- solutions:** This section contains two icons representing different solution categories: RP (Representative Volume Element) and HC (Homogenization). A large grey box titled "FINITE ELEMENTS" is also present, containing the text: "Finite Element based homogenization software used to model the nonlinear behavior of Representative Volume Elements (RVE) of material microstructures."
- expertise:** This section contains four icons representing different expertise categories: USER'S MANUAL, EXAMPLES MANUAL, SUPPORT CENTER, and SERVICE CENTER. There are also two icons for social media or sharing.

The interface also features the Stream Engineering logo (MSC Software Company) in the top left corner, the Digimat logo and tagline in the top center, and a SETTINGS button in the top right corner.

ÉTAPES DE CALCUL

Applications-DIGIMAT

The screenshot displays the Digimat software interface, titled "Digimat The multi-scale material modeling platform". The interface is organized into a grid of application modules, categorized into three vertical sections: "tools", "solutions", and "expertise".

- tools:** This section includes five modules: MF (highlighted with a red circle), FE, MX, MAP, and CAE. The MF module icon shows a stress-strain graph with σ on the vertical axis and ϵ on the horizontal axis.
- solutions:** This section includes three modules: RP, HC, and a large panel for "FINITE ELEMENTS". The "FINITE ELEMENTS" panel contains the text: "Finite Element based homogenization software used to model the nonlinear behavior of Representative Volume Elements (RVE) of material microstructures."
- expertise:** This section includes four modules: "USER'S MANUAL", "EXAMPLES MANUAL", "SUPPORT CENTER", and "SERVICE CENTER".

Additional interface elements include the Stream Engineering logo (MSC Software Company) in the top left, the title "Digimat The multi-scale material modeling platform" in the top center, and a "SETTINGS" button with a gear icon in the top right. A share icon and the Stream logo are located in the bottom right corner.

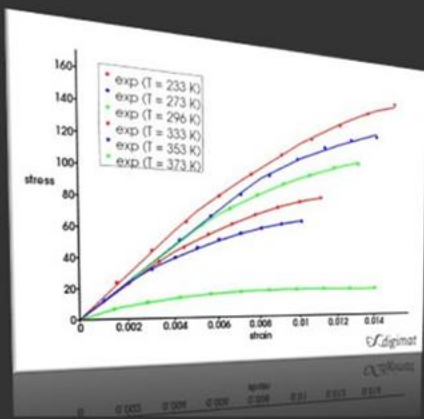
Digimat Context Menu

- Add Analysis
- Load Analysis
- Load Analysis from Digimat-MX database
- Load Digimat-FE Analysis and Results

Materials
Material1
Microstructures
Microstructure1
Phase1
RVE
Failure
Loadings
Mechanical
Outputs
Results
Plot 1
Stiffness

Analysis

- NEW
- LOAD FROM
- File
- Digimat-MX



Digimat

- Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
- Global results
 - Plot 1

General parameters | Integration parameters

Name: Analysis1 Material modeler: Digimat-MF

Units System : Undefined

Analysis type

- Mechanical
- Thermomechanical
- Thermal
- Electrical

Mean Field homogenization:

Homogenization scheme: Mori-Tanaka Double inclusion

Homogenization order: First order Second order

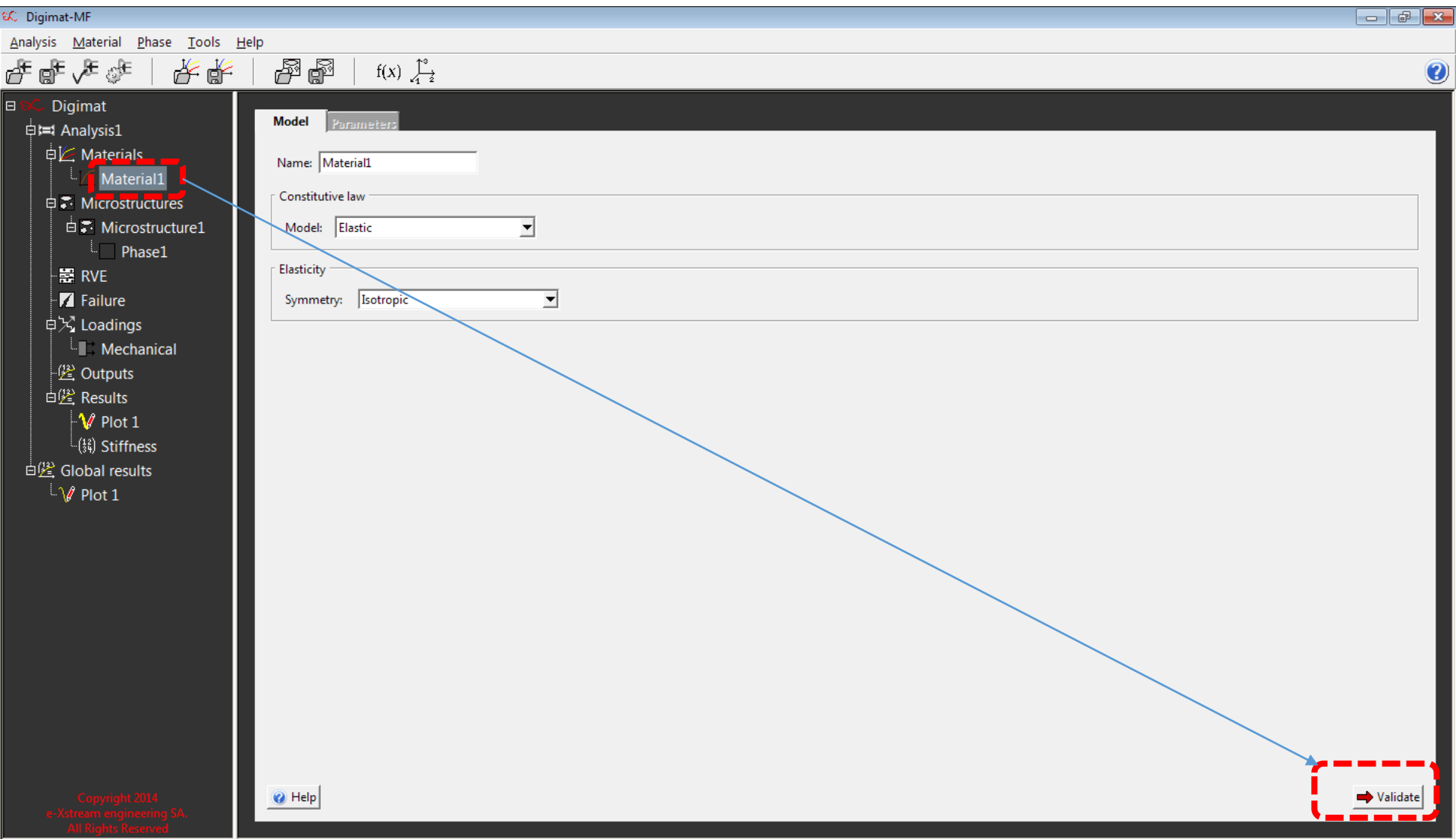
Linearization method: Incremental

Multi-inclusion homogenization: Multi-step method

Geometrical non-linearities

- Finite strain

Help



Model Parameters

Name:

Constitutive law

Model:

Elasticity

Symmetry:

Copyright 2014
e-Xstream engineering SA.
All Rights Reserved



- Digmat
 - Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Model Parameters

Elastic isotropic material

General parameters

Density:

Elastic parameters

Young's modulus:

Poisson's ratio:

Dependent parameters

Use dependent parameters:

Material curve

Please enter values to obtain the material stress - strain curve.

Loading type:

Maximum strain:

[Help](#)



- Digmat
 - Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Model Parameters

Elastic isotropic material

General parameters

Density:

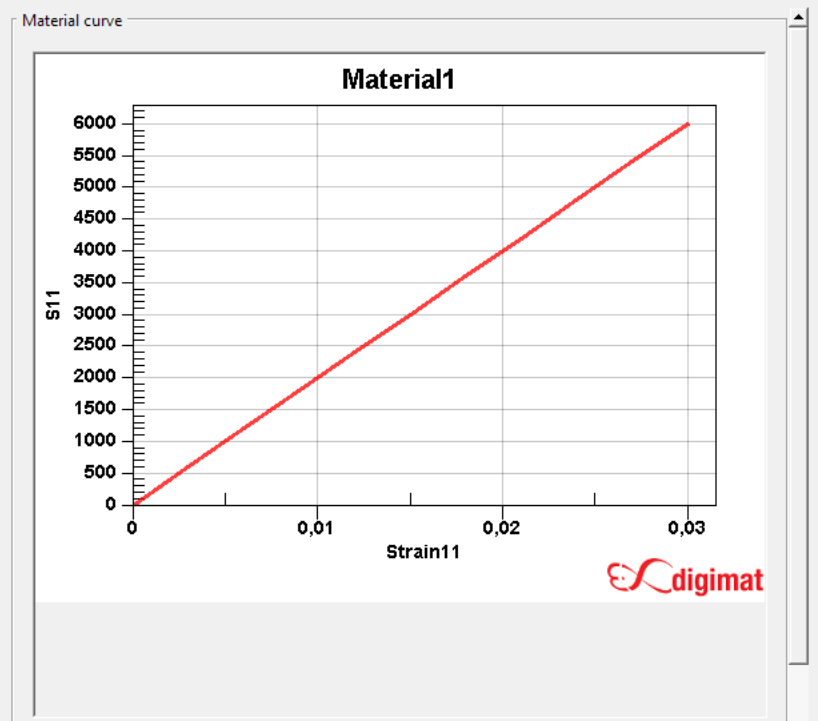
Elastic parameters

Young's modulus:

Poisson's ratio:

Dependent parameters

Use dependent parameters:



Loading type:

Maximum strain:

Help

Create

Digimat-MF

Analysis Material Phase Tools Help

Materials Context Menu

- Add Material
- Load Material
- Load Material from Digimat-MX

Select material

MECHANICAL PROPERTIES

- Linear & Nonlinear:
- Quasi-Static & Stain-Rate Dependent
- Small & Finite Strain
- Creep & Relaxation
- Damage & Failure

THERMO-MECHANICAL PROPERTIES

- Linear & Nonlinear

THERMAL CONDUCTIVITY

ELECTRICAL CONDUCTIVITY

e-Stream
ENGINEERING

MSC Software Company

Copyright 2014
e-Xstream engineering SA.
All Rights Reserved

Digimat

- Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Material2**
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Copyright 2014
e-Xstream engineering SA.
All Rights Reserved

Model Parameters

Name: Material2

Constitutive law

Model: Elastic

Elasticity

Symmetry: Isotropic

Help

Validate



Digimat

- Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Material2**
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Elastic isotropic material

Model Parameters

General parameters

Density:

Elastic parameters

Young's modulus:

Poisson's ratio:

Dependent parameters

Use dependent parameters:

Material curve

Material2

Strain11	S11
0	0
0.01	110
0.02	220
0.03	330

Loading type:

Maximum strain:

Create

Digimat

- Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Material2
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Type

Microstructure name: Microstructure1

Phase name: Phase1

Phase type

Matrix

Inclusion

Void

Continuous fiber

Yarn

Phase behavior

Deformable

Incrementally rigid

Rigid

Phase material

Material: Material1

Help

Create

Digimat

- Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Material2
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Microstructure Context Menu

- Add Phase
- Load Phase
- Delete Microstructure
- Copy Microstructure

Type

Microstructure name:

Phase name:

Phase type

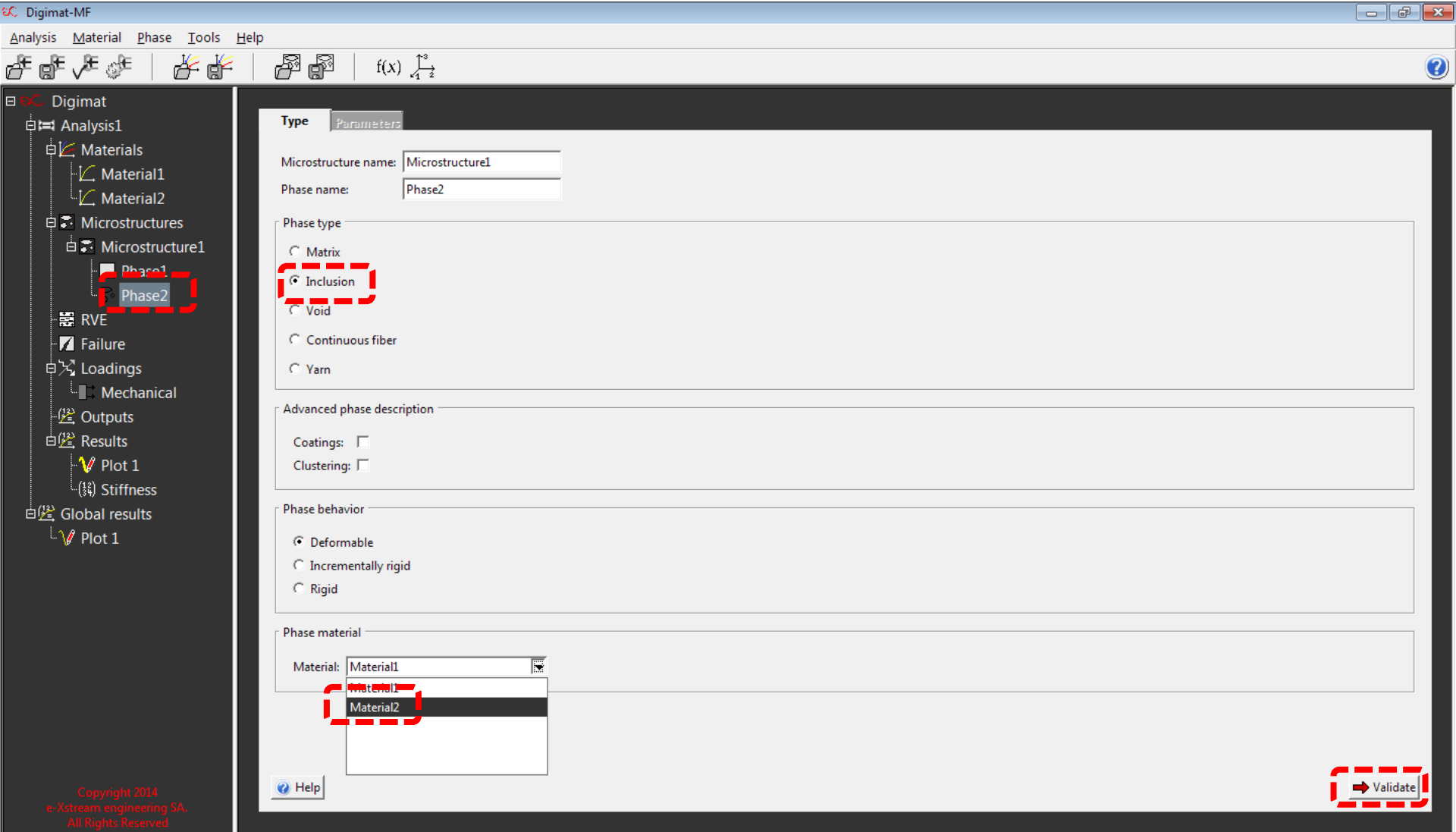
Yarn

Phase behavior

- Deformable
- Incrementally rigid
- Rigid

Phase material

Material:





Digmat

- Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Material2
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - Phase2
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Type Parameters

Phase fraction

Volume fraction: [0,1]

Mass fraction: [0,1]

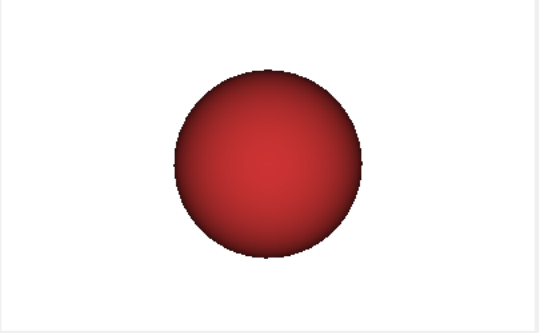
Shape parameter

Fixed aspect ratio: Value:

Aspect ratio distribution: Function:

Number of classes:

Inclusion radius:

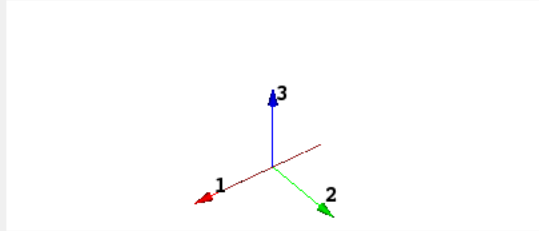


Orientation

Fixed: Theta: ° Phi: °

Random:

Tensor: a[1,1] a[1,2] a[1,3]
a[2,2] a[2,3]
a[3,3]



Help Create



- Digimat
 - Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Material2
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - Phase2
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Mechanical loading Parameters

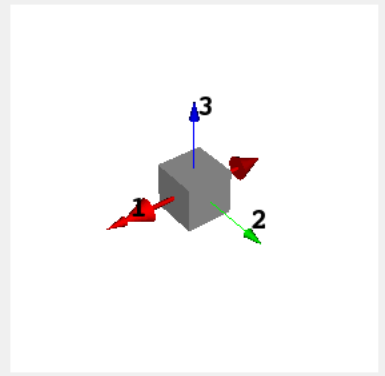
Loading source

- Digimat
- Macro FE model

Load from Digimat

Loading type:

Load direction: Theta: ° Phi: °



History

- Monotonic
- Cyclic
- User-defined

Help

Validate



Digimat

- Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Material2
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - Phase2
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Mechanical loading Parameters

Parameters

Strain component	Initial value	Peak value
E11	0	0.03

Loading rate

Use quasi-static loading

Define loading strain rate:

Help

Create

Digimat-MF

Analysis Material Phase Tools Help

Working Directory: C:\DIGIMAT\working

Job

Job name: DefaultJobName

Header text:

Analysis: Analysis1 Action: Run Digimat-MF

Digimat log messages

Digimat GUI messages

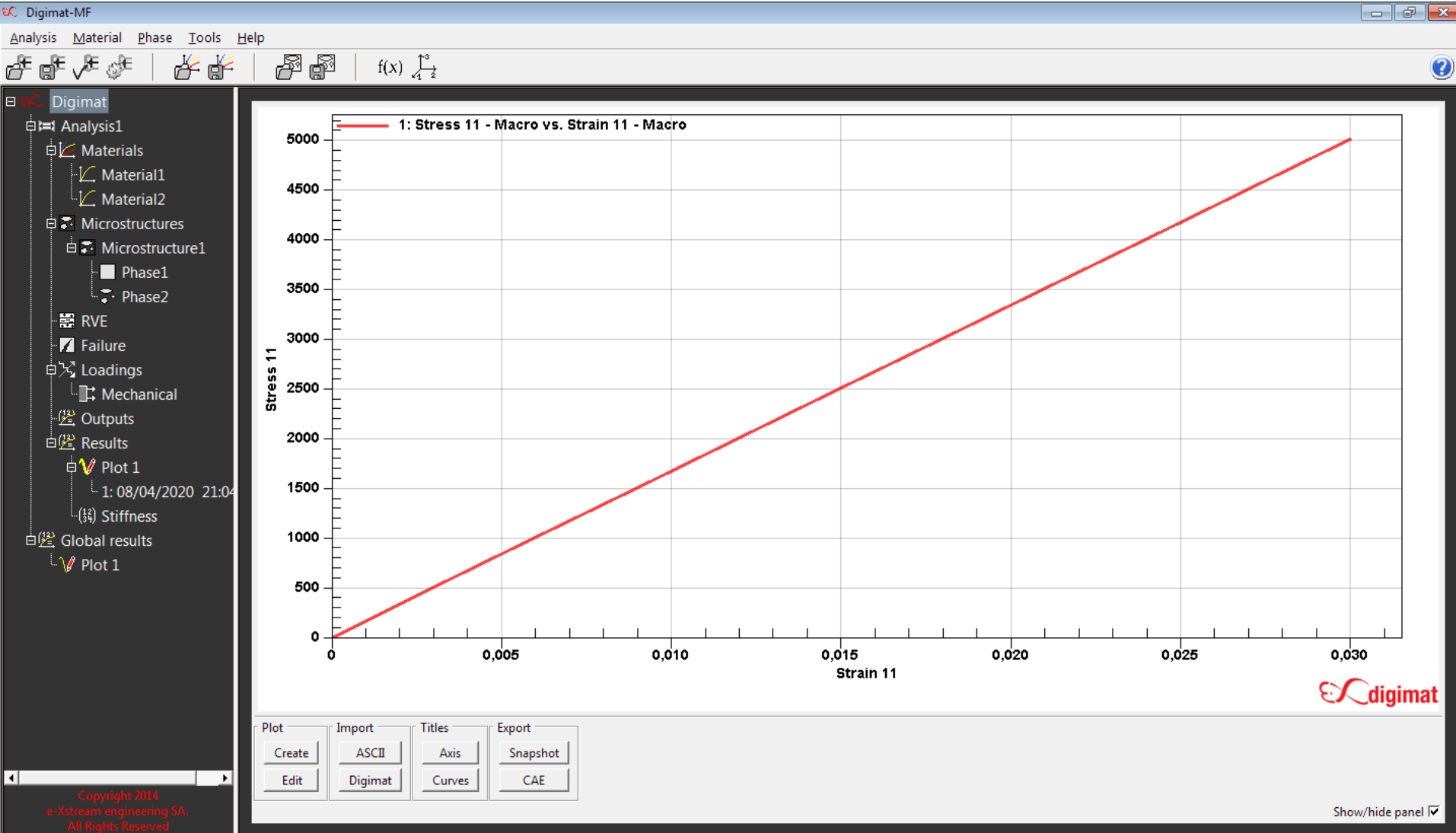
Analysis Analysis1 added.
Microstructure Microstructure1 added to analysis Analysis1.
Material Material1 added to analysis Analysis1.
Phase Phase1 added to analysis Analysis1.
Material Material1 created.
Material Material2 added to analysis Analysis1.
Material Material2 created.
Material Material2 created.
Phase Phase1 created.

Copyright 2014
e-Xstream engineering SA.
All Rights Reserved

Digimat v5.1.1

Digimat-MF Analysis completed successfully

Courbe contrainte-déformation





Digimat

- Analysis1
 - Materials
 - Material1
 - Material2
 - Microstructures
 - Microstructure1
 - Phase1
 - Phase2
 - RVE
 - Failure
 - Loadings
 - Mechanical
 - Outputs
 - Results
 - Plot 1
 - 1-08/04/2020 21:04
 - Stiffness
 - Global results
 - Plot 1

Global axes Local axes Engineering constants

Analysis1 stiffness results

Compliance matrix

	11	22	33	12	23	13
11	5.9853E-006	-1.7301E-006	-1.7301E-006	0	0	0
22	-1.7301E-006	5.9853E-006	-1.7301E-006	0	0	0
33	-1.7301E-006	-1.7301E-006	5.9853E-006	0	0	0
12	0	0	0	1.5431E-005	0	0
23	0	0	0	0	1.5431E-005	0
13	0	0	0	0	0	1.5431E-005

Stiffness matrix

	11	22	33	12	23	13
11	218420	88807	88807	0	0	0
22	88807	218420	88807	0	0	0
33	88807	88807	218420	0	0	0
12	0	0	0	64805	0	0
23	0	0	0	0	64805	0
13	0	0	0	0	0	64805

Thermal expansion matrix

	1	2	3
1			
2			
3			

Help

TP-Application-DIGIMAT

Utiliser le Logiciel **DIGIMAT-MF** pour calculer les propriétés élastiques des matériaux composites présentés dans le tableau 2.

Composite	VF_{Matrice}	VF_{Fibre}	$E_{\text{Composite}}$	$\nu_{\text{Composite}}$
Epoxyde/Verre E	0,7			
Polyester /Kevlar49	0,7			
Polycarbonate/ Carbone HR	0,7			
Silicone/ bore	0,7			
Phénolique/ Verre R	0,7			
Vinylester/ Carbone HM	0,7			
Epoxyde/Carbone HR	0,7			
Polyester/Verre R	0,7			
Polycarbonate/ Verre E	0,7			
Silicone/ Kevlar49	0,7			
Phénolique/ Carbone HM	0,7			
Vinylester/ bore	0,7			
Epoxyde/ Verre R	0,7			
Polyester /Carbone HM	0,7			
Polycarbonate/ bore	0,7			
Silicone/ Verre R	0,7			
Phénolique/ Carbone HR	0,7			
Vinylester/ Kevlar49	0,7			
Epoxyde /bore	0,7			
Polyester /Carbone HR	0,7			
Polycarbonate/ Kevlar49	0,7			
Silicone/ Carbone HM	0,7			
Phénolique/ Verre R	0,7			
Vinylester/ Verre E	0,7			
Epoxyde /Kevlar49	0,7			
Polyester/Verre E	0,7			
Polycarbonate/Verre R	0,7			
Silicone/ Carbone HR	0,7			
Phénolique/ bore	0,7			
Vinylester/ Kevlar49	0,7			

Caractéristiques moyennes des fibres usuels

Renforts	Diamètre du filament (µm)	Masse volumique (kg.m ⁻³)	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) (MPa)	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique °C ⁻¹
	d	Mv	E	G	k	C _r	A	α
Verre E	16	2 600	74 000	30 000	0,25	2 500	3,5	0,5*10 ⁻⁵
Verre R	10	2 500	86 000		0,2	3 200	4	0,3*10 ⁻⁵
Carbone HM	6.5	1 800	390 000	20 000	0,35	2 500	0,6	0,08*10 ⁻⁵
Carbone HR	7	1 750	230 000	50 000	0,3	3 200	1,3	0,02*10 ⁻⁵
Kevlar 49	12	1 450	130 000	12 000	0,4	2 900	2,3	-0,2*10 ⁻⁵
Bore	100	2 600	400 000			3 400	0,8	0,4*10 ⁻⁵
Silicate d'alumine	10	2 600	200 000			3 000	1,5	
Polyéthylène		960	100 000			3 000		

Fibres	Polyamides aromatiques : aramides (Kevlar®)		Poly-esters saturés	Polyéthylène à haut module (PEHM)
	Kevlar 29®	Kevlar 49®		
Caractéristiques principales	Résistance en traction, au choc et à la fatigue	Résistance en traction, au choc et à la fatigue, haut module	Faible coût	Résistance en traction et au choc, rigidité
Masse volumique (Mg/m ³)	1,44	1,45	1,3	0,97
Résistance à la traction R _m (MPa)	3 000	3 600	1 200	3 000
Module de Young E (GPa)	60	134	14	100
Allongement à la rupture A (%)	7	3,5	12	5
Température maximale d'utilisation (°C)	200	200	100	100
Applications	Câbles, pneumatiques	Composites à hautes performances, voiles.		Blindages, casques coques de bateaux

Matrices	Thermoplastiques TP	Thermodurcissables TD
Etat de base	solide prêt à l'emploi	liquide visqueux à polymériser
Stockage	illimité	réduit
Mouillabilité renforts	difficile	aisée
Moulage	chauffage + refroidissement	chauffage continu
Cycle	court	long
Tenue au choc	assez bonne	limitée
Tenue thermique	réduite	bonne
Chutes et déchets	recyclables	perdus ou recyclés en charges
Conditions de travail	propreté	émanation pour "méthode humide"

Principales différences entre matrices TP et TD

Cannes des matrices usuelles

Matrices TD	Masse volumique (kg.m ⁻³)	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique °C ⁻¹
	M _v	E	G	k	C _r	A	α
Epoxyde	1 200	4 500	1 600	0,4	130	2	11*10 ⁻⁵
Phénolique	1 300	3 000	1 100	0,4	70	2,5	1*10 ⁻⁵
Polyester	1 200	4 000	1 400	0,4	80	2,5	8*10 ⁻⁵
Polycarbonate	1 200	2 400		0,35	60		6*10 ⁻⁵
Vinylester	1 150	3 300			75	4	5*10 ⁻⁵
silicone	1 100	2 200		0,5	35		
Uréthane	1 100	700 à 7 000			30	100	
Polyimide	1 400	4 000 à 19 000	1 100	0.35	70	1	8*10 ⁻⁵

Matrices TP	Masse volumique (kg.m ⁻³)	Module d'élasticité longitudinal (Mpa)	Module de cisaillement (Mpa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique °C ⁻¹
	M _v	E	G	k	C _r	A	α
PP	900	1 200		0.4	30	20 à 400	9*10 ⁻⁵
PPS	1 300	4 000			65	100	5*10 ⁻⁵
PA	1 100	2 000		0.35	70	200	8*10 ⁻⁵
PES	1 350	3 000			85	60	6*10 ⁻⁵
PEI	1 150	3 300			105	60	6*10 ⁻⁵
PEEK	1 300	4 000			90	50	5*10 ⁻⁵