

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université Ibn Khaldoun de Tiaret

Faculté des Sciences Appliquées

Département de Génie Mécanique



## MÉMOIRE DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du Diplôme de Master

**Domaine :** Sciences et Technologie

**Filière :** Génie Mécanique

**Parcours :** Master

**Spécialité :** Construction Mécanique

**Thème**

### Analyse de défaillance d'une articulation en composite

Préparé par :

BELLABES Abderrahmane

GHAZI Ali

Soutenu publiquement le : 01 / 07 / 2021, devant le jury composé de :

M. MAZARI Djamal	Maître de Assistants "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Président
M. BALTACH Abdelghani	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examineur
M. HADJI Lazreg	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examineur
M. MEKROUSSI Said	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Encadrant

Année universitaire : 2020 - 2021

# *Remerciements*

*Nous remercions sincèrement Mr et mon père " BELLABES Mohamed et ma chère maman " Ce travail a été réalisé dans le Département de Génie Mécanique de l'Université de Tiaret. Je tiens à remercier mes encadreur Dr. MEKROUSSI Said pour avoir proposé et guidé mes travaux de recherche. Ses compétences et ses bons conseils m'ont aidé à terminer ce mémoire de maîtrise. Nous remercions également le président de jury M. MAZARI Djamal et les membres jury M. BALTACH Abdelghani et M. HADJI Lazreg Pour nous donner leur temps pour cette mémoire*

*Je suis très reconnaissant à ma chère femme pour son aide et son soutien moral, et la remercie pour tout le bon temps passé avec moi Je tiens également à remercier "K. Chaib" et "M. Guemmour" du Département de Génie Mécanique ainsi tous ceux qui ont participé de loin ou de près pour l'élaboration de Génie Mécanique de ce mémoire.*

# *Dédicaces*

*Je dédie ce travail à mes très chers parents*

*Je leurs remercie pour leurs sacrifices, leurs patiences, leurs soutien,  
l'aide et les encouragements qui m'ont apporté durant toutes ces  
années d'étude sans eux, je ne serais pas ce que je suis aujourd'hui.*

*Je dédie ce travail également :*

*A ma chère femme et mes frères et sœurs.*

*A toute ma famille.*

*A mes amis.*

*A tous ceux qui ont contribué de loin ou de près à ce travail.*

**BELLABES Abderrahmane.**

# *Dédicace*

*Je dédie ce mémoire*

*A mes parents pour leur amour inestimable, leur soutien, leurs sacrifices et  
toutes les valeurs qu'ils ont su m'inculquer.*

*A mes frères*

*A amis et mes camarades*

*Sans oublier tous les professeurs que ce soit des primaires des moyens du  
secondaire ou de l'enseignement supérieur*

**GHAZI Ali.**

## Liste des figures

Figure I.1 Matériaux composites .....	02
Figure I.2 Classification des matériaux composites.....	04
Figure I.3 Origines des renforts .....	06
Figure I.4 Demande en fibres de carbone des différents secteurs industriels en tonnes/an .....	09
Figure I.5 Différentes familles de matrice.....	10
Figure II.1 Constitution d'un stratifié .....	13
Figure II.2 Désignation d'un stratifié .....	14
Figure II.3 Exemple d'empilement symétrique quasi-isotrope [-45/90/45/0] °C.....	15
Figure II.4 Convention de signe pour la désignation des stratifiés .....	16
Figure II.5 Poutre sollicitée en flexion.....	20
Figure II.6 Mécanismes d'endommagement observés dans un composite stratifié.....	22
Figure II.7 Les contraintes monoaxiale de compression et traction.....	31
Figure II.8 Courbes directionnelles de traction et compression.....	36
Figure II.9 : tous les cas du critère de la contrainte maximale.....	36
Figure III.1 L'emplacement de l'articulation en T.....	42
Figure III.2 modèle de connexion en T composite .....	43
Figure III.3 conduite de récupération 8 plis.....	44
Figure III.4 : Information maillage de modèle T .....	49
Figure III.5 Déplacements 8 plis .....	50
Figure III.6 Déformations 8 plis .....	51
Figure III.7 Le tracer des contraintes dans la direction du pli pour la face intérieure du cylindre .....	52
Figure III.8 Le tracer des contraintes dans la direction du pli pour la face extérieure du cylindre .....	53
Figure III.9 Le tracer des contraintes dans la direction transversale pour la face supérieure du troisième pli, .....	54
Figure III.10 Le tracer des contraintes dans la direction transversale pour la face inférieure du quatrième pli .....	55

Figure III.11 Le tracé du coefficient de sécurité .....	56
Figure III.12 conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plis-Contraintes-Contraintes1 ...	62
Figure III.13 conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plis-Déplacements- Déplacements1 .....	63
Figure III.14 conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plis-Déformations- Déformations1 .....	64
Figure III.15 conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plis-Coefficient de sécurité- Coefficient de sécurité1 .....	65
Figure III.16 conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plis-Coefficient de sécurité- Coefficient de sécurité2 .....	66
Figure III.17 conduite de récupération 5 plis 2-Angle des plis-Contraintes-Contraintes1 .....	69
Figure III.18 conduite de récupération 5 plis 2-Angle des plis-Déplacements- Déplacements1 .....	70
Figure III.19 conduite de récupération 5 plis 2-Angle des plis-Déformations- Déformations1 .....	71
Figure III.20 conduite de récupération 5 plis 2-Angle des plis-Coefficient de sécurité- Coefficient de sécurité1 .....	72

### **Liste des tableaux**

Tableau I.1 Caractéristique moyenne des fibres et renforts .....	07
Tableau I.2 Caractéristique moyenne des matrices .....	11
Tableau II.1 valeurs typiques es paramètres de rigidité et de résistance de couches en composite à renfort unidirectionnel .....	29
Tableau III.1 Caractéristiques de modelé T (Surface-Trim1) .....	44
Tableau III.2 Caractéristiques de modelé T (Surface-Extrude2) .....	45
Tableau III.3 Caractéristiques de modelé T avec 16 plis (Surface-Extrude2) .....	57
Tableau III.4 : Caractéristiques de modelé T avec 16 plis (Surface-Trim1) .....	58

# *SOMMAIRE*

Introduction générale.....	01
----------------------------	----

## **Chapitre I**

### **Généralité sur les Matériaux composites**

I.1 Introduction.....	02
I.2 Définition.....	02
I .2.1 Grande diffusion.....	03
I .2.2 Hautes performances.....	03
I .3 Classification des matériaux composites.....	03
I .4 Constituants des matériaux composites.....	05
I .4.1 Renforts.....	05
I .4.1.1 Principales catégories des renforts.....	06
I .4.1.2 Architecture des renforts .....	08
I.4.2 La Matrices.....	09
I .4.2.1 Principales catégories de matrices.....	10
I .5 Avantages et inconvénients des matériaux composites.....	11
I .5.1 Avantage des matériaux composites.....	11
I .5.2 Inconvénients des matériaux composites.....	12
I .6 Conclusion.....	12

## Chapitre II

### Les critères de défaillance

II.1 Introduction.....	13
II.2 Qu'est-ce qu'un composite stratifié.....	13
II.3 Le stratifié.....	14
II.4 Désignation d'un stratifié.....	14
II.5 Les orientations normalisées.....	15
II.6 Angles positifs et négatifs .....	15
II.6.1 Stratifiés symétriques.....	17
II.6.2 Stratifiés hybrides.....	19
II.7 Structure générale d'un stratifié.....	20
II.8 Principaux mécanismes d'endommagement dans les matériaux stratifiés .....	21
II.8.1 Fissuration matricielle.....	22
II.8.2 Rupture de fibre.....	22
II.8.3 Décohésion fibre-matrice.....	23
II.8.4 Délaminage.....	23
II.9 Les critères de défaillance.....	24
II.9.1 Généralité.....	24
II.9.2 Critères ad hoc pour les matériaux anisotropes .....	25
II.9.3 Le critère de la contrainte maximale.....	29
II.9.4 Le critère de la déformation maximale.....	31
II.9.5 Le critère de Tsai-Hill.....	34
II.9.6 Le critère de Tsai-Wu.....	39
II.10. Conclusion.....	41



## Chapitre III

### Analyse d'une articulation en composite

III.1 Introduction .....	42
III.2 Travail à faire .....	43
III.3 La connexion en T pour un stratifié initial à 8 pli [0/45/90/-45] <sub>2</sub> .....	44
III.3.1 Informations sur le modèle .....	44
III.3.2 Propriétés de l'étude .....	45
III.3.3 Propriétés du matériau .....	46
III.3.4 Actions extérieures .....	47
III.3.5 Informations sur le maillage .....	48
III.3.5.1 Informations sur le maillage – Détails .....	49
III.3.6 Forces résultantes .....	49
III.3.7 Résultats de l'étude .....	50
III.4 Augmentation des laminés de matériau composite 16 couches .....	57
III.4.1 Informations sur le modèle .....	57
III.4.2 Propriétés de l'étude .....	59
III.4.3 Actions extérieures .....	59
III.4.4 Information sur le maillage .....	61
III.4.4.1 Informations sur le maillage – Détails .....	61
III.4.5 Forces résultantes .....	62
III.4.6 Résultats de l'étude .....	62
III.5 Modifier l'orientation (Angle des plis) [0/30/60/-30] <sub>2S</sub> .....	66
III.5.1 Actions extérieures .....	66

III.5.2 Forces résultantes .....	68
III.5.3 Résultats de l'étude .....	69
III .6 Conclusion .....	72
Conclusion générale.....	73
Reference bibliographique .....	74

## **Introduction générale**

Le développement des matériaux composites est né de la volonté d'allier qualité La technologie permet d'alléger le besoin du même matériau, puis doit s'adapter à la solution technique du problème à résoudre. Les matériaux composites sont une combinaison de la forme et des propriétés mécaniques ou chimiques de deux matériaux différents, dans le but d'augmenter leurs performances. Les deux composants du matériau composite sont la matrice et le renfort, et ils sont combinés pour obtenir un matériau hétérogène qui est généralement anisotrope, c'est-à-dire que ses propriétés varient selon la direction. Les matériaux qui composent le matériau composite sont généralement Choisissez en fonction de l'application que vous souhaitez utiliser plus tard.

Les critères de choix peuvent être, par exemple, que le matériau composite soit formé de plusieurs couches de fibres liées par une matrice, qui est généralement une résine polymérique. Cette structure empilée permet de maximiser certaines propriétés mécaniques dans la direction souhaitée. Ainsi, par rapport aux métaux tels que l'aluminium ou l'acier, le rapport rigidité/poids de la structure peut être grandement amélioré, ce qui fait des matériaux composites un type de matériau de plus en plus populaire dans le domaine aéronautique, nécessitant des propriétés mécaniques, de résistance à la chaleur ou d'étanchéité, voire méthodes de traitement.

L'enthousiasme et l'innovation créés par les matériaux composites dans le domaine de la construction et du transport n'ont plus à être affichés. Le matériau composite répond pleinement à ces normes, et le large choix d'ingrédients nécessaires à son développement ouvre un large éventail de propriétés mécaniques. Cependant, les stratifiés sont particulièrement sensibles aux charges, comme les chocs à basse vitesse, qui peuvent provoquer des dommages internes (délamination, rupture de matrice et de fibre) invisibles à l'œil nu. De nombreuses recherches sont consacrées à l'amélioration des performances des matériaux composites.

Ce mémoire comporte trois chapitre, le premier est consacré sur l'étude bibliographique concernant les matériaux composites ainsi que leur application, le deuxième chapitre représente les différents critères de défaillances, le troisième chapitre nous présentons les résultats de notre simulation.

Enfin notre mémoire se termine par une conclusion générale

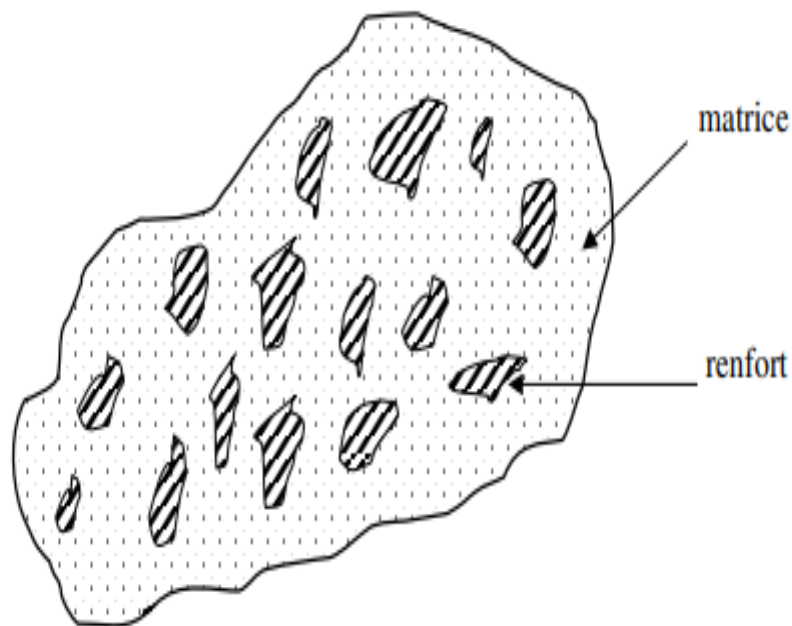
**Chapitre I**  
**Généralités sur**  
**les matériaux**  
**composites**

## I.1 Introduction

Les matériaux composites sont des matériaux aux propriétés mécaniques très élevées, qui peuvent être fabriqués par les concepteurs à volonté, avec des possibilités illimitées. Les matériaux composites sont aujourd'hui développés dans presque tous les domaines et sont la source de grands défis pour diverses réalisations de haute technologie. [1]

## I.2 Définition

Les matériaux composites sont des matériaux solides composés d'au moins deux matériaux non miscibles aux propriétés différentes, nous avons donc obtenu des matériaux hétérogènes. Les performances du composant final sont meilleures que les performances de chaque matériau constitutif. On se réfère maintenant généralement à la structure composite du matériau de renfort (appelé aussi charge) comme noyée dans la matrice. (**Figure I.1**). [1][2]



**Figure I.1 : Matériaux composites [3]**

On distingue deux types de composites: les composites grande diffusion et les composites haute performance.

### I.2.1 Grande diffusion

Les matériaux composites à large diffusion présentent des avantages importants, à savoir : l'optimisation des coûts en réduisant les prix de revient, la composition de polyester et de fibres de verre longues ou courtes (sous forme de mats ou de tissus), et la simplicité du principe de « développement » de matériaux (moulage par contact, SMC et moulage par injection).

### I.2.2 Hautes performances

Les matériaux composites hautes performances sont utilisés dans le domaine aéronautique, où la demande de hautes performances découle d'une forte valeur ajoutée. Le renfort est une fibre assez longue. Le taux de renforcement est supérieur à 50 %.

Ces matériaux composites sont produits selon les procédures suivantes :

- Autoclave suspendu, enroulement filamentaire, RTM.
- Beaucoup sont encore des processus manuels.
- CMM, CMC.

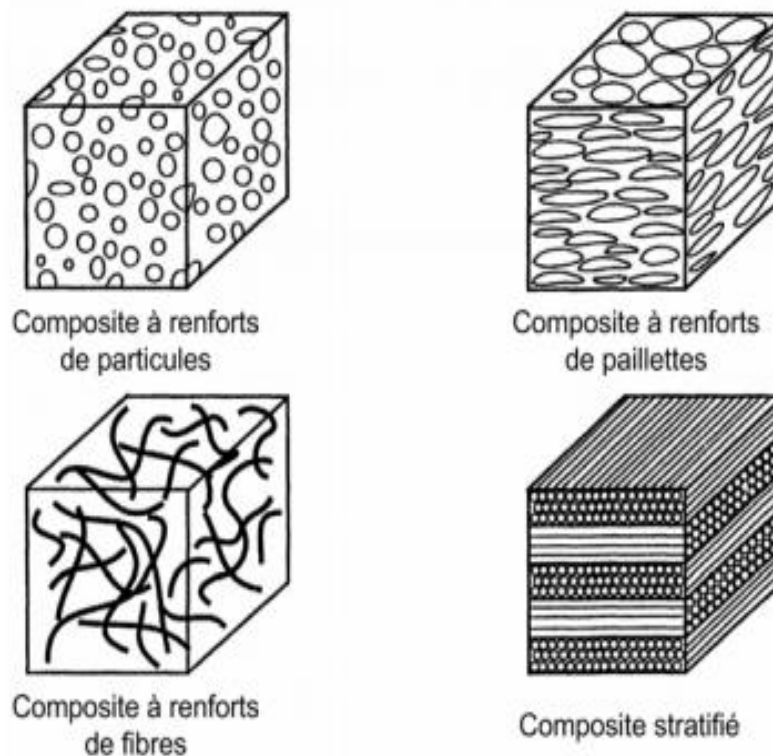
### I.3 Classification des matériaux composites : [4]

La classification des matériaux composites peut se faire de différentes manières. Une méthode simple consiste à classer les armatures par leur forme [71 {REI87}], [29 {GUR99}]. Par conséquent, les matériaux composites sont divisés en quatre catégories suivantes (**Figure I.2**) :

- **Composites à renforts de particules** : Si toutes les dimensions du matériau de renforcement sont presque égales et inférieures aux autres dimensions du matériau, le matériau de renforcement est considéré comme une particule. Les particules dures sont dispersées de manière aléatoire dans une matrice moins rigide.
- **Composites à renforts de paillettes** : Par rapport aux autres tailles, la taille des paillettes est très petite. La dispersion de ces « fines particules » est généralement aléatoire. Cependant, les paillettes peuvent être empilées parallèlement les unes aux autres afin d'avoir des caractéristiques plus uniformes sur le plan.
- **Composites à renforts de fibres** : La longueur de la fibre est beaucoup plus grande que la taille de la section transversale. Ce type de matériaux composites peut être

divisé en fibres courtes (courtes) ou en fibres continues (longues) selon le matériau de renfort.

- **Composites stratifiés** : Le stratifié se compose d'au moins deux fines couches de matériau. Ces couches peuvent être constituées de différents matériaux monolithiques, tels que des métaux composites ou des mêmes matériaux composites empilés dans des directions différentes, tels que des stratifiés Matériau composite renforcé de fibres longues. Ce dernier devient une catégorie mixte de matériaux composites, comprenant les matériaux composites renforcés de fibres et la technologie de laminage.



**Figure I.2 : Classification des matériaux composites [4]**

Les matériaux composites peuvent également être classés par la nature de la matrice comme suit :

- **Composites à matrice polymérique** : Les polymères sont caractérisés par une faible densité, une résistance mécanique relativement faible, et une grande déformation à rupture. Les avantages principaux sont le procédé de fabrication relativement mature et le poids faible. Ce type de composites a été développé surtout pour les applications aéronautiques où la réduction de poids est essentielle.

- **Composites à matrice métallique** Parmi ces matériaux composites, les matériaux métalliques tels que l'aluminium et le titane sont généralement renforcés par des matériaux de renfort non métalliques (généralement des céramiques). En raison de la nature des matériaux composites, les matériaux composites à matrice métallique ont de meilleures propriétés mécaniques que leur matrice globale ou plus adaptés au chargement. Leur application dans les moteurs automobiles est très mature.
- **Composites à matrice céramique :**

Les substrats céramiques tels que le verre et le carbure de silicium (SiC) peuvent être associés à des matériaux de renforcement tels que les métaux, le carbone et les céramiques. Leur développement vise à améliorer les propriétés mécaniques de la céramique globale, telles que la ténacité et la résistance aux chocs thermiques. Ces matériaux composites sont utilisés dans des environnements difficiles tels que les moteurs de fusée, les boucliers thermiques ou les turbines à gaz.

#### **I.4 Constituants des matériaux composites [5]**

Les principaux composants sont le renforcement et la matrice. Le rôle du renfort est d'apporter des propriétés mécaniques élevées au matériau composite. La matrice est aussi appelée liant, son rôle est de transférer les contraintes mécaniques externes à la fibre et de protéger la fibre des agressions extérieures. Ajoutez des additifs pour modifier certaines propriétés physiques ou chimiques. Ils sont même utilisés pour des raisons économiques, parfois pour faciliter la mise en œuvre.

##### **I.4.1 Renforts [6]**

C'est le principal élément porteur (forme, volume) des matériaux composites. Il confère aux matériaux composites des propriétés mécaniques : rigidité, résistance à la rupture, dureté. Ces matériaux de renfort améliorent également certaines propriétés physiques : performances thermiques, résistance à la température, résistance au feu, résistance à l'abrasion, propriétés électriques, etc. Les propriétés recherchées pour les matériaux renforcés sont des propriétés mécaniques élevées, une faible densité, une bonne compatibilité avec les résines, une facilité d'utilisation et un faible coût. Selon leur utilisation, les renforts peuvent provenir de différentes sources, comme le montre la **Fig. (I.3)** :



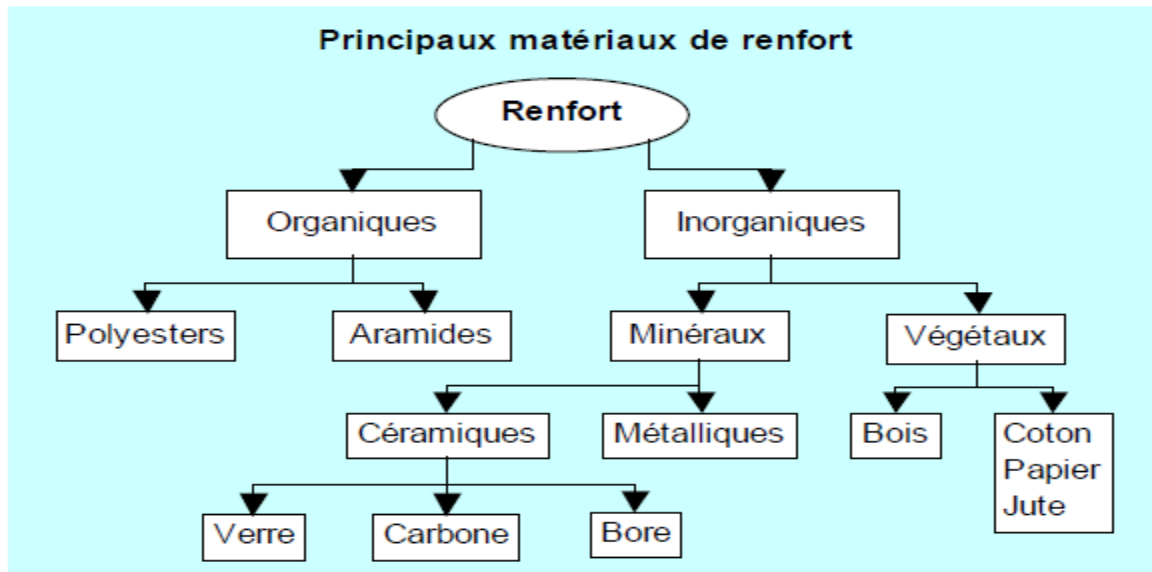


Figure I.3 : Origines des renforts [7]

#### I.4.1.1 Principales catégories des renforts [8]



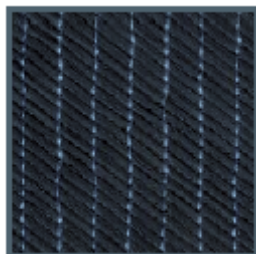
❖ **Fibre de verre** : Elle constitue le renfort essentiel des composites de grande diffusion. Elle est obtenue à partir de sable (silice) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore). On distingue trois types de fibres :

E : pour les composites de grande diffusion et les applications courantes ;

R : pour les composites hautes performances ;

D : pour la fabrication de circuits imprimés ;

❖ **Fibre de carbone** : C'est la fibre la plus utilisée dans les applications hautes performances. Elle est obtenue à partir de PAN (Poly Acrylonitrile). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres :



➤ Fibres haute résistance (HR) ;

➤ Fibres haute module (HM) ;



❖ **Fibre d'aramide** : Souvent appelée KEVLAR, la fibre d'aramide est issue de la chimie des polyamides aromatiques. Il est possible de trouver deux types de fibres d'aramide de rigidités différentes :

- Les fibres à bas module : utilisées pour les câbles et les gilets pare-balles ;
- Les fibres à haut module : employées dans le renforcement pour les composites à hautes performances ;

❖ **Fibre de bore** :

Fibre de haute module et insensible à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène.

❖ **Fibre de silice (ou de quartz)** :

Elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée.

❖ **Fibres de polyéthylène de haute module** :

Elles présentent une très bonne résistance à la traction mais une mauvaise mouillabilité pour des structures peu sollicitées, on peut encore utiliser des fibres synthétiques courantes de polyamide ou polyester.

**Tableau I.1 : Caractéristique moyenne des fibres et renforts [8]**

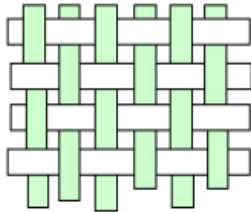
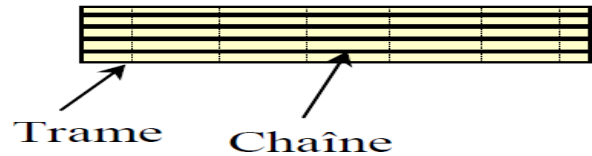
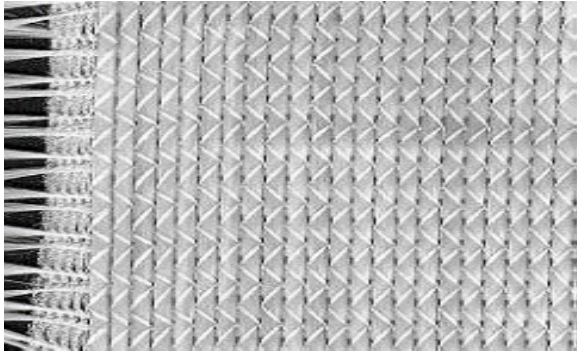
Renforts	Diamètre du filament ( $\mu\text{m}$ )	Masse volumique ( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ )	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique $^{\circ}\text{C}^{-1}$
	d	M <sub>v</sub>	E	G	k	C <sub>r</sub>	A	$\alpha$
Verre E	16	2 600	74 000	30 000	0,25	2 500	3,5	$0,5 \cdot 10^{-5}$
Verre R	10	2 500	86 000		0,2	3 200	4	$0,3 \cdot 10^{-5}$
Carbone HM	6,5	1 800	390 000	20 000	0,35	2 500	0,6	$0,08 \cdot 10^{-5}$
Carbone HR	7	1 750	230 000	50 000	0,3	3 200	1,3	$0,02 \cdot 10^{-5}$
Kevlar 49	12	1 450	130 000	12 000	0,4	2 900	2,3	$-0,2 \cdot 10^{-5}$
Bore	100	2 600	400 000			3 400	0,8	$0,4 \cdot 10^{-5}$
Silicate d'alumine	10	2 600	200 000			3 000	1,5	
Polyéthylène		960	100 000			3 000		

#### I.4.1.2 Architecture des renforts :

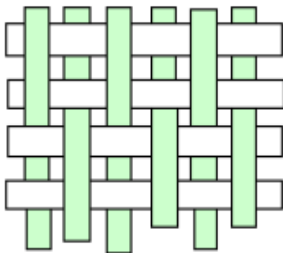
Il existe différentes géométries et textures de renforts :

➤ **Les unidirectionnels (UD) :**

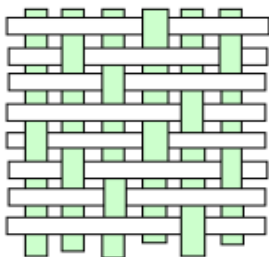
Dans le maillage UD, les fibres sont assemblées parallèlement les unes aux autres, Utilisez une tresse très légère. Taux de déséquilibre très élevé. Le tissu se compose d'une chaîne et d'une trame perpendiculaires l'une à l'autre. Le motif d'entrelacement ou de tissage les caractérise.



➤ **Toile ou taffetas :** Chaque chaîne la traverse puis Sous chaque ligne de latitude, et vice versa. Le tissu a une bonne planéité et une relative rigidité, mais il n'est pas facile à déformer pendant l'utilisation. De nombreux croisements continus généreront une vapeur importante et réduiront les propriétés mécaniques.



➤ **Serge :** Chaque chaîne flotte sur plusieurs (n) latitude, chaque latitude flotte au-dessus de (m) latitude chaîne. Tissage plus souple que le taffetas, avec une bonne densité linéaire. Au lieu de cela, sergé 2/2.



➤ **Satin :** Chaque chaîne flotte sur plusieurs (n-1) latitudes, et vice versa. Chaque côté de ces tissus est différent. Ces tissus sont très souples et adaptés au façonnage de pièces aux surfaces complexes. Ce type d'organisation a une haute qualité spécifique.

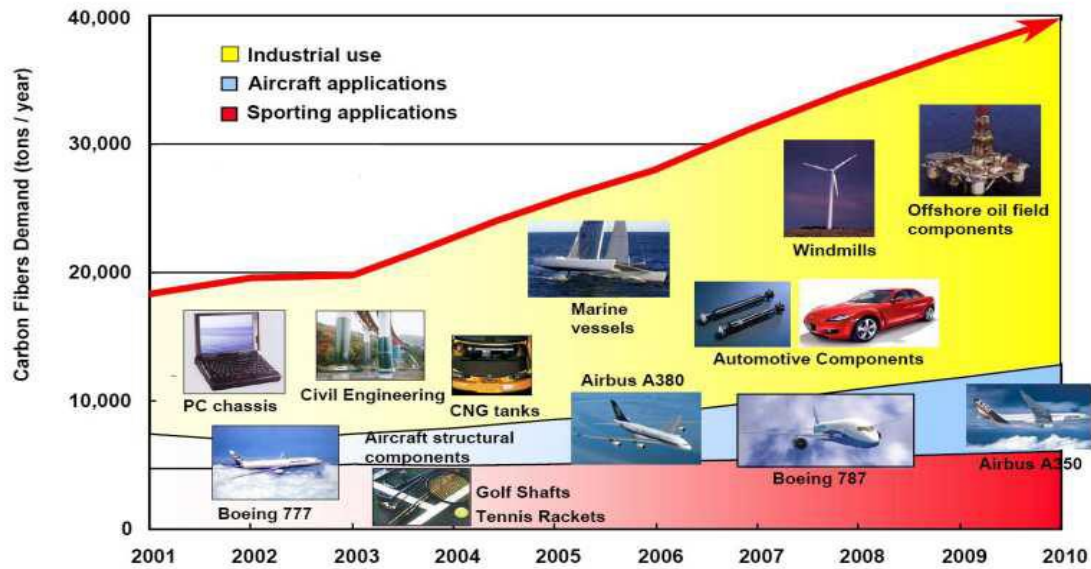


Figure I.4 : Demande en fibres de carbone des différents secteurs industriels en tonnes/an. [9]

I.4.2 La Matrices :

La matrice est l'élément qui lie et maintient la fibre. Il distribue la puissance (résistance Compression ou flexion) et assurent une protection chimique de la fibre [8]. La matrice peut être divisée en quatre catégories selon les besoins industriels: (i) les matrices thermodurcissables, (ii) les matrices thermoplastiques, (iii) les matrices thermostables, et (iv) les matrices métalliques et céramiques couramment rencontrées est donnée sur la fig. (1.5)

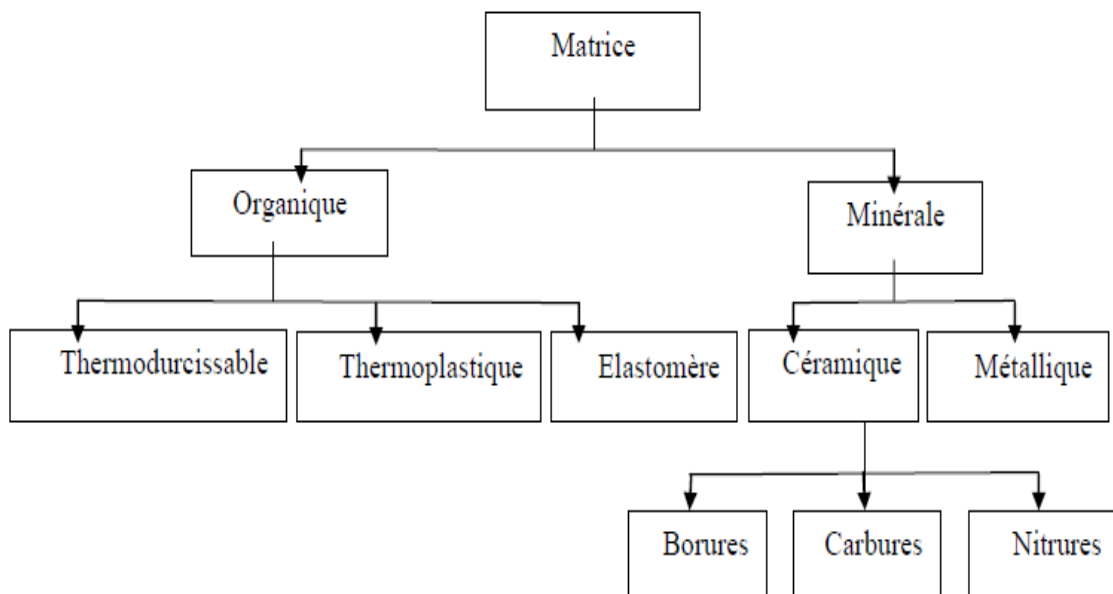


Figure I.5 : Différentes familles de matrice.

### I.4.2.1 Principales catégories de matrices : [9]

- **Les matrices thermodurcissables :** C'est le plus utilisé dans l'industrie. En effet, les matrices polyester ont des propriétés mécaniques intéressantes, sont de faible coût et représentent 90 % du marché, mais leurs propriétés mécaniques commencent à baisser fortement à partir de 120°C, et ces matrices sont très sensibles aux chocs. Les matrices de résine époxy ne représentent que 5% du marché mondial, mais sont le plus souvent utilisées dans les applications aérospatiales froides hautes performances (<180°C) car elles ont de bonnes propriétés mécaniques internes et ont une forte adhérence à la fibre de carbone ou au verre. Cependant, le temps de polymérisation et le coût de ces matrices limitent leur utilisation dans des applications structurelles à fortes contraintes mécaniques.
- **Les matrices thermoplastiques :** Contrairement à la matrice thermodurcissable, elle peut être réchauffée sans dégradation irréversible du matériau, ce qui est particulièrement avantageux pour la réparation ou le recyclage. Ces matrices présentent également une bonne résistance aux chocs. Cependant, du fait de leur sensibilité aux solvants et de leurs coûts de fabrication (la température de cuisson est nettement supérieure à celle des substrats thermodurcissables), leur application dans le domaine aérospatial est encore très faible et limitée aux structures.
- **Les matrices thermostables :** Pour les substrats organiques, il présente de bonnes propriétés mécaniques à des températures relativement élevées (<300°C). Ils sont utilisés pour réaliser des circuits imprimés (matrice bismaléimide) ou des matériaux pour composants aérospatiaux (C/PRM15 développé par la NASA). Substrats céramiques et métalliques : pour les applications à haute température (<500 °C) et très haute température (> 1000 °C), respectivement. Ce type de matrice ne peut être associé qu'à des fibres de carbure de silicium ou des fibres de carbone. Le coût de fabrication de ces matériaux est très élevé.

Tableau I.2 Caractéristique moyenne des matrices [8]

Matrices TD	Masse volumique (kg.m <sup>-3</sup> )	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 <sup>-1</sup>
	M <sub>v</sub>	E	G	k	C <sub>r</sub>	A	α
Epoxyde	1 200	4 500	1 600	0,4	130	2	11*10 <sup>-5</sup>
Phénolique	1 300	3 000	1 100	0,4	70	2,5	1*10 <sup>-5</sup>
Polyester	1 200	4 000	1 400	0,4	80	2,5	8*10 <sup>-5</sup>
Polycarbonate	1 200	2 400		0,35	60		6*10 <sup>-5</sup>
Vinylester	1 150	3 300			75	4	5*10 <sup>-5</sup>
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 <sup>-5</sup>

## I.5 Avantages et inconvénients des matériaux composites [10]

### I.5.1 Avantage des matériaux composites :

Les matériaux composites sont supérieurs aux autres matériaux car ils présentent les avantages suivants

- Leur légèreté ;
- Résistance à la corrosion et à la fatigue ;
- Ils ne sont pas sensibles aux produits tels que la graisse, l'huile hydraulique, la peinture et les solvants ;
- Ils peuvent prendre plusieurs formes, intégrer des accessoires et permettre une réduction du bruit.

### I.5.2 Inconvénients des matériaux composites :

- Coût des matières premières et processus de fabrication ;
- Gestion des déchets et réglementation de plus en plus stricte. Par conséquent, l'industrie des composites doit maintenant faire face à certains défis, tels que ;
- Contrôler les fumées de produits organiques volatils (comme le styrène) ;

**I.6 Conclusion :**

Les matériaux composites sont des matériaux extrêmement performants dans la fabrication et l'utilisation de divers secteurs industriels. Dans ce chapitre, nous présentons et définissons différents types de matériaux composites. Tout d'abord, nous donnons une définition générale, puis nous étudions les différents composants des matériaux composites, décrivons les matériaux constitutifs des matériaux composites, et les utilisons dans leur technologie de préparation.

# **Chapitre II**

## **Critères de défaillances**

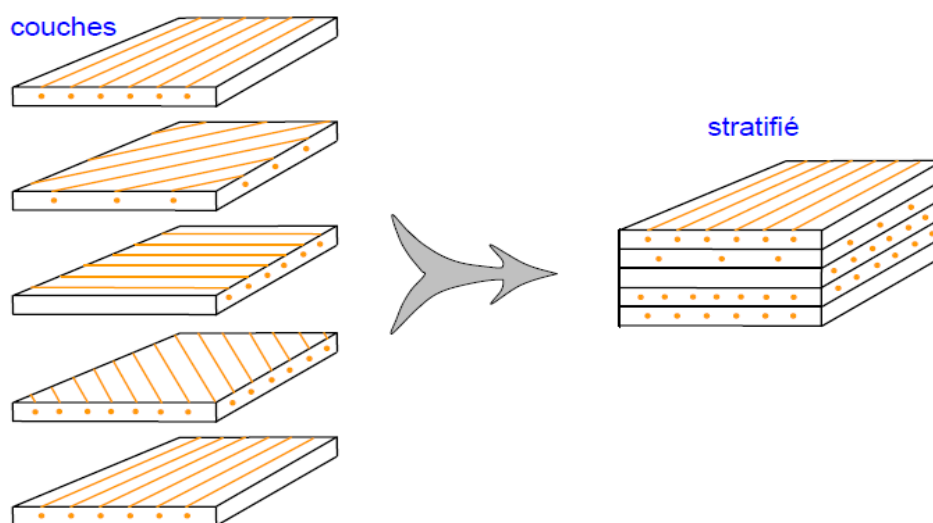


## II.1 Introduction

Les plaques composites stratifiées sont largement utilisées dans l'industrie et les nouveaux domaines de la technologie, où ils représentent une partie essentielle de la construction civile, militaire, aérospatiale, marine, auto mobile et autres... Ces composants structurels, dans de nombreux cas, sont soumis à des différents types de chargements.

## II.2 Qu'est-ce qu'un composite stratifié

Un groupe de plusieurs plis ou couches simples identiques disposés de la même manière constitue une couche. Dans les stratifiés dits, réalisés par la superposition de plusieurs couches ou plis de ces couches unidirectionnelles, tissus ou mats, avec des directions propres à chaque couche : il s'agit d'une opération de drapage en couches (figure 2.1). Le monolithe n'est composé que de couches composites fibre/raisin, et le sandwich est composé de deux monolithes appelés peaux, séparés par des âmes en mousse ou en nid d'abeille. Un stratifié monolithique se compose de plusieurs couches dont la direction est décalée dans chaque couche. Lorsque les fibres sont dans le même sens, le pli est dit unidirectionnel ; lorsque les fibres sont sous la forme d'un tissu, la couche est dite tissée, et elle contient des fibres dans deux sens, appelées chaîne et trame. S'il y a autant de fibres dans le sens chaîne et trame, s'il y a autant de fibres dans le sens chaîne et trame, on dit que cette couche est tissée équilibrée. Une introduction au stratifié est donnée dans **figure II .1 [11]**.



**Figure II.1 : Constitution d'un stratifié [13].**

### II.3 Le stratifié

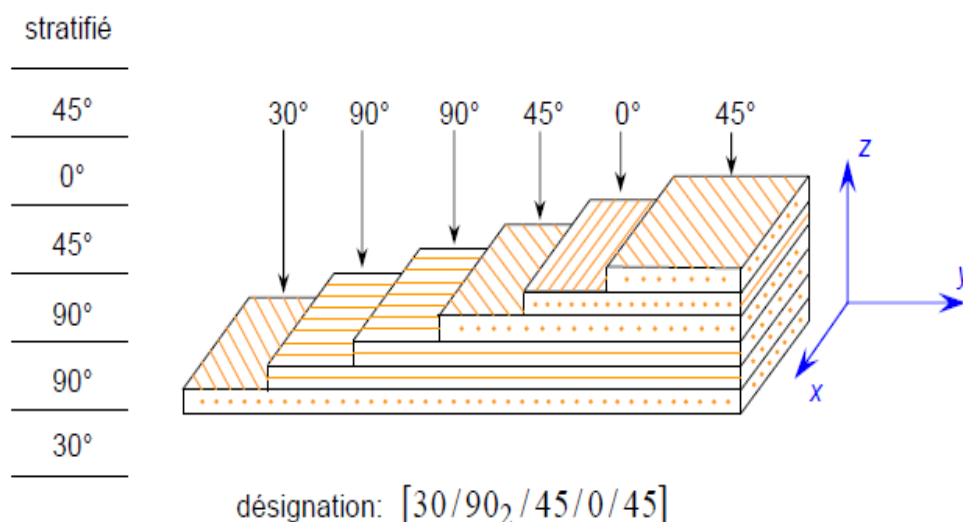
Les matériaux composites stratifiés sont utilisés dans divers domaines de haute technologie (aérospatiale, aérospatiale, construction navale et ferroviaire, automobile, etc.). Par rapport aux matériaux métalliques, ils ont plus d'avantages. Ils sont légers, résistants à la corrosion, faciles à utiliser et résistants à la fatigue. Les stratifiés sont constitués de plusieurs couches (couches), constituées de fibres enduites de résine. Lorsque toutes les fibres sont dans le même sens, le pli est dit unidirectionnel. Lorsque les fibres sont disposées dans deux directions différentes, elles sont appelées chaîne et trame, ce qui est appelé tissage. S'il y a autant de fibres dans les sens chaîne et trame, on dit que cette couche de tissu est tissée et équilibrée. [12]

### II.4 Désignation d'un stratifié [13]

La désignation de ces stratifiés est généralement effectuée selon le code suivant:

- Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degrés de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe x de référence.
- Les couches successives sont séparées par un / si leurs angles sont différents.
- Les couches successives de même orientation sont désignées par un indice numérique.

Les couches sont nommées successivement en allant d'une face à l'autre. Des crochets (ou parenthèses) indiquent le début et la fin du code. La désignation dépend du système d'axes choisi. Un exemple est donné à la **Figure II .2**

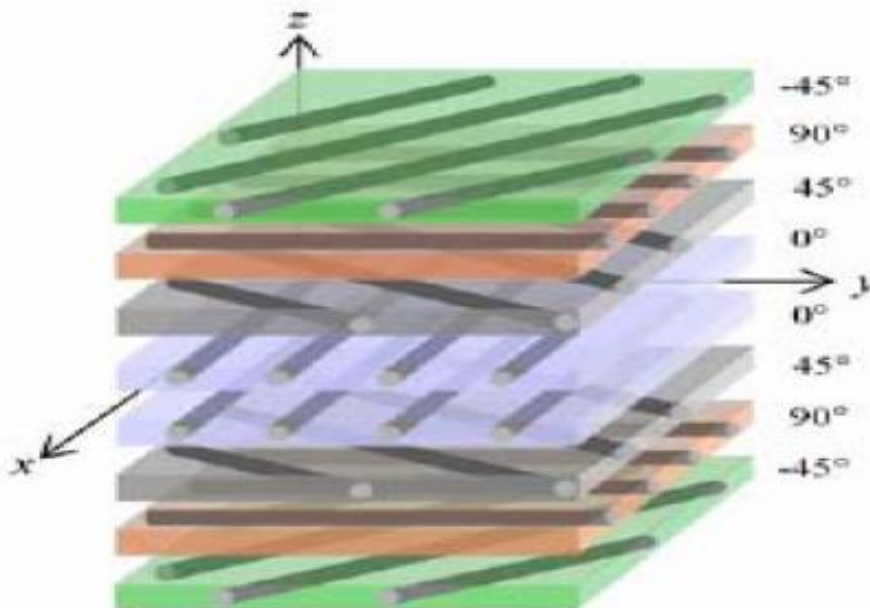


**Figure II.2 : Désignation d'un stratifié [13].**

### II.5 Les orientations normalisées [11]

Une indication du stratifié par l'orientation de chaque couche de fibres par rapport à tout repère global (x, y, z), l'axe x correspondant le plus souvent à la direction de chargement. Un pli orienté à  $0^\circ$  a des fibres orientées selon l'axe x, tandis qu'un pli orienté à  $90^\circ$  a des fibres orientées selon l'axe y. Par conséquent, tout stratifié à N couches est spécifié par un N-uplet de la direction croissante de sa couche z. Afin de condenser l'écriture, nous avons enregistré le nombre de plis adjacents dans le même sens et le nombre de répétitions d'une même séquence de plis sous forme d'index. L'indice "s" correspond à un stratifié symétrique, où seulement la moitié de la pile est entrée de la surface au miroir symétrique.

Les plis successifs ont généralement des orientations différentes (généralement  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $60^\circ$ ). Comme le montre Figure II.3 Un exemple de composition d'un stratifié à symétrie miroir  $[60^\circ, 90^\circ, +45^\circ, 0^\circ]$  s'est donné. L'exigence technique mini



**Figure II.3 : Exemple d'empilement symétrique quasi-isotrope  $[-45/90/45/0]_s$  °C [11]**

male est de 3 à 4 couches de tissu équilibré ou de 8 couches unidirectionnelles d'une épaisseur de 1 mm.

### II.6 Angles positifs et négatifs [13]

Lorsque la couche est orientée à des angles égaux de valeur absolue mais de signes opposés, les signes + ou - seront utilisés. La convention pour les angles positifs ou négatifs dépend du

système d'arbre sélectionné : selon la sélection, une inversion peut se produire Figure II.4  
 Quelques exemples de nommage de stratifié sont donnés ci-dessous.

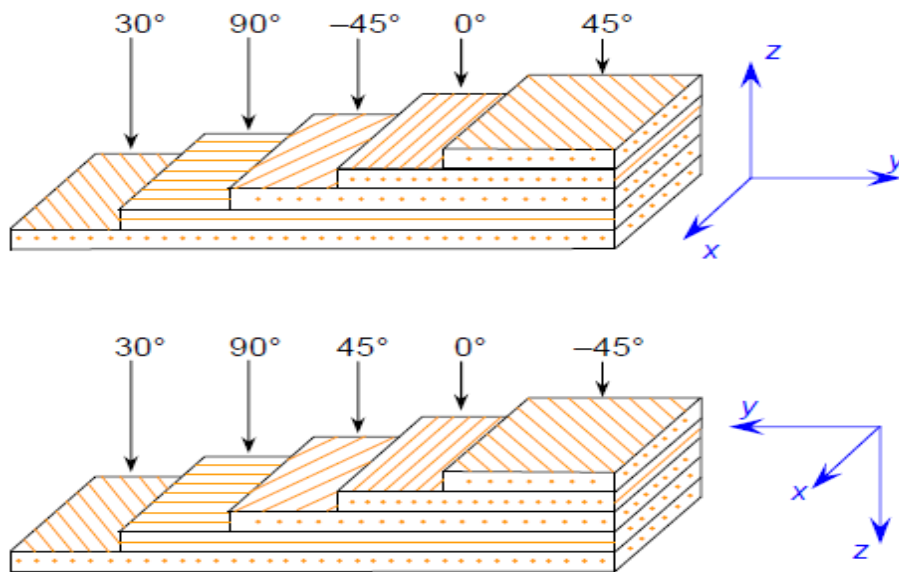


Figure II.4 : Convention de signe pour la désignation des stratifiés. [13]

Stratifié	Désignation
0°	
30°	
-30°	
-45°	[ ±45 / ±30 / 0 ]
45°	
30°	
-60°	
-60°	[ 45 / 0 / -60 <sub>2</sub> / 30 ]
0°	
45°	
0°	

-45°	
-45°	
45°	
45°	[ 45 <sub>2</sub> / - 45 <sub>2</sub> / 0 ]
0°	
-45°	
45°	
45°	[± 45 / 0]
-45°	Ou [45 / - 45 <sub>2</sub> / 45 <sub>2</sub> / - 45 / 0]
-45°	
45°	

**II.6.1 Stratifiés symétriques [13]**

Si le plan moyen du stratifié est un plan de symétrie, le stratifié est symétrique. Ensuite, sa désignation ne nécessite que la moitié de la couche continue. Si le nombre de couches du stratifié est pair, le nom commence d'un côté et se termine sur le plan de symétrie. L'indice S indique que le stratifié est symétrique. Par exemple :

90°	
45°	
45°	
0°	
0°	
45°	[ 90 / 45 <sub>2</sub> / 0 ] <sub>s</sub>
45°	
90°	

Si le nombre de couches du stratifié est impair, le nom est similaire à celui de la couche précédente et la couche intermédiaire est mise en surbrillance. Par exemple :

90°	
45°	
45°	[90 / 45 <sub>2</sub> / 0] <sub>s</sub>
0°	
45°	
45°	
90°	

**Séquences** La répétition de séquences peut être indiquée par un indice indiquant le nombre de fois où une séquence est successivement répétée. Par exemple :

0°	
45°	
90°	
0°	
45°	
90°	[(0 / 45 / 90) <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
90°	
45°	Ou [0 / 45 / 90 ] <sub>2s</sub>
0°	
90°	
45°	
0°	

0°
45°
90°
0°
45°

90°	
60°	
30°	
60°	
30°	
60°	
30°	

$[(30/60)_3(90/45/0)_2]$

L'alternance  $[0/90]_n$  est souvent désignée par **stratifié croisé**.

### II.6.2 Stratifiés hybrides

Les stratifiés hybrides sont constitués de couches continues contenant différents types de fibres. Ensuite, il est nécessaire de les mentionner dans le nom. Par exemple, pour les stratifiés avec la même résine:

0°	V	
45°	C	
-45°	C	
90°	C	
90°	C	
-45°	C	
45°	C	
0°	C	

$[0V / \pm 45C / 90C]_s$

0°	K	
0°	K	
45°	V	
90°	V	
45°	V	
0°	C	
0°	C	

$[0_{2C} / (45 / 90)_{SV} / 0_{2K}]$

avec V : verre, C : carbone, K : Kevlar

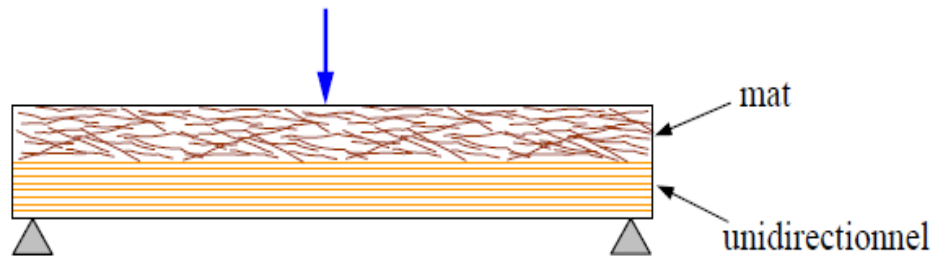


Figure II.5 : Poutre sollicitée en flexion [13]

### II.7 Structure générale d'un stratifié [13]

De manière générale, il existe de nombreux types de matériaux de renforcement pour chaque couche : fil, mèche, feutre, tissu, fibre de verre, fibre de carbone, etc. Chaque couche doit indiquer la nature de la fibre, le type de matériau de renfort : fil, mat, tissu, et indiquer la proportion de fibres dans les sens chaîne et trame. Le choix de la nature et de l'ordre des couches dépendra de l'utilisation du matériau composite, en l'adaptant le plus possible au domaine des contraintes imposées:

La couche unidirectionnelle présente de bonnes propriétés mécaniques dans le sens des fibres ;  
 La résistance à la traction du mat est très faible et doit être réservée à la zone de compression :  
 par exemple (Figure II.5) la couche unidirectionnelle dans la zone de traction, le mat dans la zone de compression de la poutre de contrainte de flexion;

Le délaminage croisé est très sensible au délaminage intercalaire;

Une stratification d'au moins trois directions de fibres est requise pour avoir une pseudo-isotropie dans le plan du stratifié ;

Enfin, il est intéressant de noter que le laminage symétrique assure généralement au stratifié une bonne planéité après démoulage.

#### ➤ Stratifiés hybrides

Les stratifiés hybrides permettent d'être plus performants en utilisant au mieux peut distinguer

- **Des hybrides inter-couches**, constitués d'une suite de couches, chacune de nature différente;
- **Des hybrides intra-couches**, constitués par une séquence de couches identiques, chaque couche étant constituée de renforts différents;
- Des couches métalliques peuvent également être intercalées entre les couches.



### II.8 Principaux mécanismes d'endommagement dans les matériaux stratifiés [14]

Lorsqu'une contrainte est appliquée au matériau composite, le développement de dommages internes au matériau commence très tôt. Dans les matériaux composites, lorsque la force locale atteint le point de rupture d'un composant ou le point de rupture de l'interface entre eux, le premier endommagement détecté commence à se développer à l'échelle microscopique. Les microfissures résultantes sont généralement trop petites pour provoquer la rupture finale du matériau composite. Ainsi, avant la rupture définitive, un grand nombre de ces microfissures s'accumulent dans le matériau composite. Des paramètres tels que la fraction volumique, l'orientation des fibres, l'épaisseur de la couche et l'espacement des fibres jouent un rôle très important dans la progression des dommages. Par conséquent, l'ensemble du processus de fracture composite est généralement considéré comme un processus d'accumulation de différents types de dommages. Le mécanisme d'endommagement potentiel des matériaux hétérogènes, en particulier des composites à matrice polymère sous contrainte mécanique, peut être divisé en trois principaux modes différents selon l'endroit où ils opèrent :

- Fissuration matricielle ;
- Rupture de l'interface fibre–matrice et déchaussement de fibre, délaminage (décohésion étendue intra plis) ;
- Rupture des fibres ;
- Délaminage inter plis ;

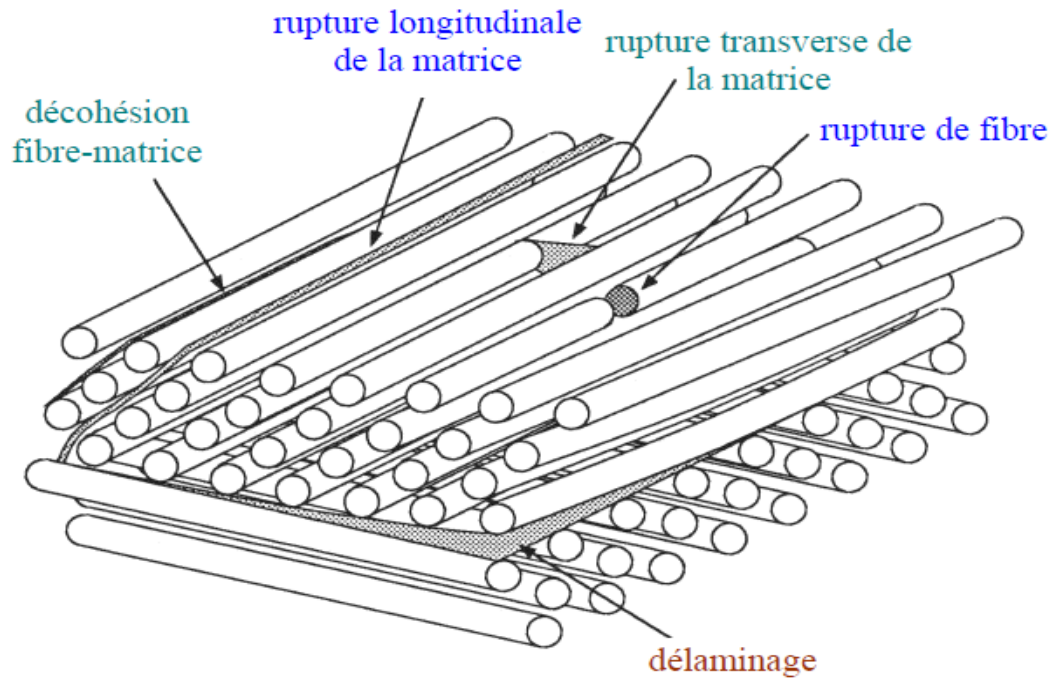


Figure II.6 : Mécanismes d'endommagement observés dans un composite stratifié [13]

### II.8.1 Fissuration matricielle

La complexité des matériaux composites introduit plusieurs types de dommages à l'échelle microscopique. Des microfissures apparaissant dans la matrice apparaissent au niveau des pores et des inclusions à travers des fissures transversales ou des fissures longitudinales. Lorsque la contrainte de dépolymérisation est supérieure à la contrainte de cisaillement, le dernier mode de défaillance se produira. De telles fissures se propagent dans la direction perpendiculaire à la contrainte et peuvent provoquer une dépolymérisation fibre-matrice.

### II.8.2 Rupture de fibre

Lorsque la contrainte de traction  $\sigma_f$  dans la fibre atteint la contrainte de traction  $\sigma_{fr}$  de la fibre, la rupture de la fibre se produit. Il se produit généralement dans les plis les moins orientés par rapport à la direction de la contrainte. Un effort excessif provoquera la rupture des composants adjacents, et pas à pas, jusqu'à ce que le volume requis soit détruit.

### II.8.3 Décohésion fibre-matrice

C'est dans la zone d'interface, où la charge est transférée de la base à l'acier, et vice versa. Après initiation, la propagation de la rupture variera selon la nature de l'adhésion fibre-matrice. Dans le cas de composites fibreux unidirectionnels chargés parallèlement aux fibres, on distingue les situations suivantes

- Le cas où l'interface est très forte : Si l'adhérence entre la fibre et la matrice est très forte, alors une propagation de fissure se produira, soit la fibre est cassée soit la matrice est cassée, comme si elle ne rencontrait pas aucun obstacle, il est observé que la rupture sera de type cassant.
- Lorsque l'interface est très faible : les fissures de la matrice sont déviées à l'interface, et le décollement fibre-matrice s'étend sur une très grande distance.
- Dans le cas d'une interface à propriétés intermédiaires : la fissure au contact de la fibre dévie dans le plan vertical, provoquant la séparation de la matrice à l'interface.

### II.8.4 Délaminage

Dans le cas des stratifiés, pour les mécanismes ci-dessus (fissuration de la matrice, rupture des fibres, décollement, etc.), il existe un autre mécanisme d'endommagement entre les couches, appelé délaminage. Le processus de stratification est le résultat de divers types de dommages classés par ordre chronologique. Les propriétés mécaniques de la matrice et des fibres, ainsi que les propriétés de liaison et de cohésion de l'interface, gèrent cette chronologie en révélant les types de dommages souvent rencontrés, tels que les microfissures de la matrice, les ruptures de fibres et les fractures d'interface. Le délaminage est principalement réalisé par des fissures intercalaires, qui sont considérées comme la première cause de doublement de son épaisseur. Lié à cela, il existe un très grand réseau de fissures intra-couches, qui sont également causées par des fissures inter-couches de différentes manières (matrice, fibre et défaillance d'interface), jusqu'à ce que les deux plis soient complètement séparés. Ce type d'endommagement conduit en grande partie à une diminution des propriétés mécaniques de la structure.

## II.9 Les critères de défaillance

### II.9.1 Généralité

L'analyse de résistance des matériaux hétérogènes et anisotropes pose des problèmes qui n'existent pas dans les matériaux traditionnels, monophasiques et isotropes.

Cela a conduit à la création de nombreuses normes de résistance spécifiquement conçues pour ce type de matériau. Dans la suite, nous traiterons principalement de la couche orthotrope car c'est un cas d'application intéressant. [15]

En général, on peut dire que l'influence de l'anisotropie sur la résistance et les normes de résistance est principalement : le changement des caractéristiques de résistance avec la direction ;

Cela signifie qu'entre autres, il est nécessaire de caractériser la résistance dans certaines directions privilégiées par des tests expérimentaux, notamment dans la direction orthotrope (de plus, les tests dans d'autres directions seront très compliqués)

Non-coaxialité de la contrainte et de la déformation : Dans la direction de la contrainte maximale, il n'y a généralement pas de direction de la déformation maximale.

De son côté, l'inhomogénéité affecte le phénomène de rupture par l'influence de la structure interne dans le milieu, ou en tout cas affectera l'acquisition de l'état limite, notamment : L'apparition de divers mécanismes de défaillance (tels que l'arrachement, c'est-à-dire le déchirement des fibres, l'instabilité locale des fibres comprimées, l'endommagement de la matrice, etc.) ;

L'effet sur la croissance des fissures est généralement positif ; Différentes résistances à la traction et à la compression.

Dans la suite, nous nous limiterons à l'analyse du problème d'établissement de normes de résistance pour des milieux homogènes anisotropes, où aucune hétérogénéité n'apparaît dans la formulation du modèle.

En d'autres termes, on se limitera à analyser la résistance de la couche composite d'un point de vue macro.

Naturellement, cela signifie que nous renonçons à analyser tous les phénomènes partiels mentionnés ci-dessus qui sont difficiles à appréhender par une analyse globale.

### II.9.2 Critères ad hoc pour les matériaux anisotropes

On dit que l'anisotropie a des effets multiples sur la résistance ; en particulier, il est important de noter que puisque les caractéristiques de résistance changent avec la direction, il n'est pas nécessaire de contrôler la contrainte maximale.

En fait, ce qu'il faut comparer, ce n'est pas la contrainte principale maximale et la valeur de résistance dans la direction principale, mais le champ de contrainte effective et le champ de contrainte admissible.

En d'autres termes, bien que dans les matériaux isotropes, la résistance est indépendante de la direction de l'état de contrainte appliqué (si la direction principale de la contrainte est tournée, il n'y aura pas de changement), tandis que dans les matériaux anisotropes, la résistance est fonction de la direction du champ de contrainte, le même que tous les autres facteurs.

En particulier, dans la couche orthotrope, la résistance électrique est fonction de la contrainte principale par rapport à la direction de l'axe orthotrope.

La plupart des données expérimentales de résistance sont liées à des essais uniaxiaux ; il est bien connu que l'utilisation d'étalons de résistance peut expliquer les résultats de ces essais, même pour des champs de contraintes multiaxiales.

Pour les matériaux anisotropes, une difficulté supplémentaire est que ces tests donnent des valeurs de résistance uniaxiale dans des directions spécifiques.

Par conséquent, cela doit être pris en compte dans la norme de résistance. Comme toujours, l'objectif est d'obtenir une surface incurvée ou une courbe limite dans l'espace de contrainte pour la comparaison avec l'état de contrainte actuel.

Toutefois, dans l'usage des courbes ou surfaces limite on perd des informations sur le type de crise qui se produit: pour cette raison, ces critères s'appellent aussi phénoménologiques, au sens qu'ils sont en mesure de saisir, plus ou moins bien, le moment de la crise, mais pas sa raison, le mécanisme de rupture.

Au contraire, dans d'autres normes, les gens envisagent des mécanismes de rupture macroscopiques possibles et supposent que ces mécanismes ne s'affecteront pas ;

Dans ces normes (contrainte ou déformation maximale), le mécanisme de rupture est au moins déterminé macroscopiquement (comme déjà dit, dans tous les ces méthodes, les gens renoncent à comprendre a priori en détail les causes locales, la micromécanique de la crise)

Il faut aussi souligner que contrairement au cas des métaux, la crise des matériaux composites est presque toujours une crise de rupture : les matériaux composites ordinaires (carbone-époxyde, verre-époxy...) ont un comportement fragile et n'ont pas de phase plastique.

Par conséquent, la surface courbe ou la courbe limite est l'enveloppe limite de rupture, et non l'enveloppe limite de plasticité.

Généralement, pour la couche orthotrope, 5 est la donnée requise pour déterminer l'occlusion, donc 5 est un test indépendant requis pour caractériser la résistance de la couche orthotrope. En fait, il faut connaître:

$X_t$ : contrainte limite de traction en direction  $x_1$ ;

$X_c$ : contrainte limite de compression en direction  $x_1$ ;

$Y_t$ : contrainte limite de traction en direction  $x_2$ ;

$Y_c$ : contrainte limite de compression en direction  $x_2$ ;

$S$ : contrainte limite à cisaillement.

Veillez noter que dans ce qui suit, les paramètres de résistance sont tous considérés comme des valeurs positives.

Le paramètre de résistance est d'au moins 5, car généralement la résistance à la traction est différente de la résistance à la compression pour diverses raisons.

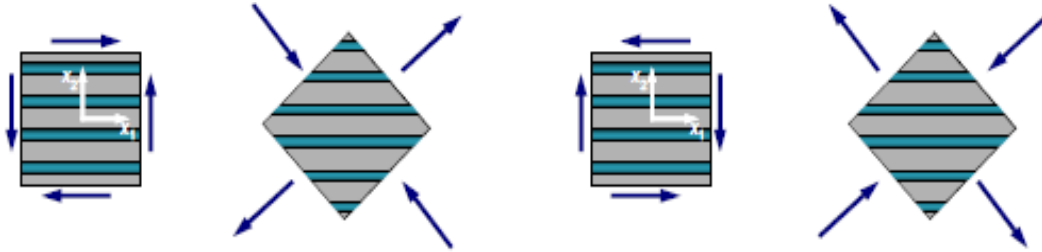
En particulier, si  $x_1$  est la direction de la fibre (comme nous le faisons habituellement), alors généralement nous observons  $X_c < X_t$ , et  $Y_c > Y_t$ .

En effet, dans la direction longitudinale ( $x_1$ ), du fait de l'influence de l'instabilité locale de la fibre, la fibre présente une bonne résistance à la traction mais une mauvaise résistance à la compression.

Dans le sens transversal ( $x_2$ ), la situation est tout à fait inverse : en effet, bien que la matrice détermine la résistance à la compression, la résistance à la traction est affectée par la présence de fibres, et donc par l'interface fibre-matrice, qui n'offrent le même niveau de résistance.

De plus, les moules à comportement cassant ont généralement une meilleure résistance à la compression qu'à la traction.

Enfin, la résistance au cisaillement fournie principalement par le moule ne dépend pas du signe de la contrainte de cisaillement, car la raison de la symétrie est facile à comprendre, comme le montre la figure.



Un autre problème causé par l'anisotropie, la formulation d'étalons de résistance, est lié à la décomposition de l'énergie de déformation en parties sphériques et excentriques. En fait, comme nous le savons tous, le critère de Huber-Hencky-von Mises, qui est généralement considéré comme le critère de plasticité isotrope des alliages, peut être interprété comme un critère. Dans ce critère, on peut limiter l'énergie de déformation ou de déformation déviatorique

$$\sigma = \sigma_S + \sigma_D, \sigma_S = \frac{1}{3} \text{tr} \sigma \mathbf{1}, \sigma_D = \sigma - \sigma_S,$$

$$\varepsilon = \varepsilon_S + \varepsilon_D, \varepsilon_S = \frac{1}{3} \text{tr} \varepsilon \mathbf{1}, \varepsilon_D = \varepsilon - \varepsilon_S,$$

Pour comprendre l'énergie de déformation. La partie qui est liée au changement de forme mais n'a rien à voir avec le changement de volume. Les deux tenseurs de contrainte et de déformation peuvent être décomposés en parties sphériques et excentriques, L'hypothèse de base de l'application du critère de Huber-Hencky-von Mises est que la partie déviée du tenseur des contraintes ne produit qu'un état de déformation dévié, nous pouvons donc isoler la partie de l'énergie de déformation causée par la déformation. La seule limite est dans la norme référencée, Dans d'autres mots, la variation de volume concernant la partie déviatorique du tenseur des contraintes doit être nulle:

$$\text{tr} (Z \sigma_D) = 0 \rightarrow \text{tr} [Z (\sigma - \frac{1}{3} \text{tr} \sigma \mathbf{1})] = 0 \rightarrow 3\text{tr} (Z \sigma) - \text{tr} \sigma \text{tr}(Z \mathbf{1}) = 0$$

En forme indiciale, la condition ci-dessus est :

$$\sigma_{ii} Z_{hhkk} = 3Z_{jjkl} \sigma_{kl}, h,i, j,k,l = 1,2,3,$$

Cette quantité n'est généralement pas nulle. Par conséquent, pour les corps anisotropes, l'état de contrainte déviatorique comprend également le changement de volume.

C'est d'ailleurs le résultat logique que nous avons observé : lorsque nous discutons du couplage entre contrainte et déformation, nous avons remarqué que, par exemple, la contrainte de cisaillement s'accompagne également d'une déformation normale. Pour les matériaux orthotropes, la relation écrite ci-dessus dans le système de coordonnées orthotropes devient

$$\frac{1}{3}[Z_{1111}(2\sigma_{11}-\sigma_{22}-\sigma_{33}) + Z_{2222}(2\sigma_{22}-\sigma_{11}-\sigma_{33}) + Z_{3333}(2\sigma_{33}-\sigma_{22}-\sigma_{11})] + \frac{2}{3}[Z_{1122}(\sigma_{11}+\sigma_{22}-2\sigma_{33})+Z_{1133}(\sigma_{11}+\sigma_{33}-2\sigma_{22})+Z_{2233}(\sigma_{33}+\sigma_{22}-2\sigma_{11})]=0$$

Par conséquent, pour le cas de la symétrie d'ordre 3, 4 et 6 (isotropie transversale), le problème existe toujours, et il peut être facilement vérifié. Cependant, si l'on considère le cas de la symétrie cubique, à savoir l'anisotropie orthotrope, où

$$Z_{1111}=Z_{2222}=Z_{3333} \quad Z_{1122}=Z_{1133}=Z_{2233} ;$$

alors on vérifie facilement que la condition ci-dessus est respectée.

Par conséquent, pour les matériaux à symétrie cubique, il est toujours possible de séparer théoriquement une partie de l'énergie de déformation déviatorique de l'énergie de déformation déviatorique de la sphère. Par conséquent, pour ces matériaux, au moins en tant que méthode macroscopique, le critère peut toujours être utilisé Auteur : Huber-Hencky-von Mises. Physiquement parlant, cela signifie qu'un matériau à symétrie cubique ne changera de volume que sous l'action d'un champ de contrainte sphérique, pas de forme.

Normalement, ce n'est pas le cas même pour les solides orthotropes : en raison de la rigidité différente le long de l'axe orthotrope, le cube de matériau orthotrope se transforme en parallélépipède par l'action de type hydrostatique. Le cas isotrope peut être considéré comme un cas particulier de symétrie cubique ; de plus, il est facile de vérifier qu'en utilisant l'équation de Lamé,

$$\sigma_S = \frac{E}{1-2\nu} \epsilon, \quad \sigma_D = \frac{E}{1+\nu} \epsilon_D$$

En fait, l'exigence de base pour cette décomposition est que le module d'Young et le coefficient de Poisson dans les trois directions de symétrie soient les mêmes, et que la symétrie cubique soit satisfaite, donc l'isotropie n'est pas requise. Enfin, un tableau est donné. Voici un unidirectionnel composé amélioré Valeurs typiques des paramètres de rigidité et de résistance de la couche de matériau (les paramètres de module et de résistance sont en GPa).



**Tableau II.1 : valeurs typiques et paramètres de rigidité et de résistance de couches en composite à renfort unidirectionnel [15]**

Propriété	Verre-époxyde	Bore-époxyde	Carbone-époxyde	Kevlar-époxyde
E <sub>1</sub>	54	207	207	76
E <sub>2</sub>	18	21	5	5.5
ν <sub>12</sub>	0.25	0.3	0.25	0.34
G <sub>12</sub>	9	7	2.6	2.1
X <sub>t</sub>	1.035	1.38	1.035	1.38
Y <sub>t</sub>	0.028	0.083	0.041	0.028
S	0.041	0.124	0.069	0.044
X <sub>c</sub>	1.035	2.76	0.689	0.276
Y <sub>c</sub>	0.138	0.276	0.117	0.138

### II.9.3 Le critère de la contrainte maximale

Le critère de contrainte maximale est un critère qui ne considère pas l'interaction possible entre les différents mécanismes de rupture, car il est basé sur la comparaison entre la contrainte effective et les paramètres de résistance du matériau. Étant donné que ces paramètres ne sont connus que dans les directions orthotropes, ils doivent être comparés dans ces directions. Cela signifie que la norme compare la contrainte calculée dans le repère orthotrope avec le paramètre de résistance du matériau. En fin de compte, nous supposons que si au moins une des cinq conditions suivantes n'est pas remplie, nous serons en état de crise [15] :

$$X_c \leq \sigma_1 \leq X_t,$$

$$-Y_c \leq \sigma_2 \leq Y_t,$$

$$|\sigma_6| \leq S.$$

En définitive, c'est comme si on devait vérifier 5 critères au lieu d'un seul.

La destruction possible indique également le mécanisme de crise ; par exemple, si la condition de non-conformité est  $\sigma_2 \leq Y_t$ , alors la crise se produit en raison d'une traction excessive dans la direction perpendiculaire à la fibre, ce qui provoque la rupture de la matrice. Nous insistons sur le fait que les comparaisons sont faites dans un repère orthotrope, qui est le seul repère pour lequel on connaît les paramètres de résistance.

Symboliquement, conformément à ce que nous avons fait précédemment, nous utilisons l'axe {x1, x2} pour représenter cette référence. Par convention, dans le cas d'un renfort unidirectionnel, x1 est le même que la direction de la fibre, donc la contrainte sera en cette référence  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  et  $\sigma_6$  sont utilisées dans  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\sigma_6$ , et l'autre référence sera représentée par {x, y}, et la contrainte dans la dernière référence sera représentée par

$$\{\sigma\}' [T] \{\sigma\} \rightarrow \{\sigma\} = [T]^{-1} \{\sigma\}' \rightarrow \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_s \end{Bmatrix}.$$

Le critère, dans un repère quelconque, est donc

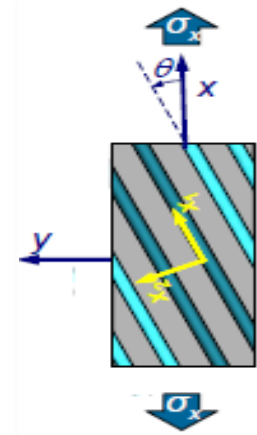
( $s=\sin\theta$ ,  $c=\cos\theta$ ):

$$-X_C \leq c^2 \sigma_x + s^2 \sigma_y - 2cs \sigma_s \leq X_t$$

$$-Y_C \leq s^2 \sigma_x + c^2 \sigma_y + 2cs \sigma_s \leq Y_t$$

$$|cs \sigma_x - cs \sigma_y + (c^2 - s^2) \sigma_s| \leq S$$

Considérons ensuite le cas d'une couche d'acier unidirectionnelle, qui est soumise à une contrainte uniaxiale, traction ou compression, et change avec l'angle par rapport à l'axe x1, comme le montre la figure.



L'état de contrainte est biaxial, pour tout angle  $\theta$ . Utilisez la formule de rotation que nous avons;

$$-\frac{X_c}{\cos^2\theta} \leq \sigma_x \leq \frac{X_t}{\cos^2\theta},$$

$$-\frac{Y_c}{\sin^2\theta} \leq \sigma_x \leq \frac{Y_t}{\sin^2\theta},$$

$$|\sigma_x| \leq \frac{S}{\sin\theta\cos\theta},$$

Par conséquent, nous pouvons tracer une courbe correspondant à chacune des conditions ci-dessus. Ensuite, pour chaque direction,  $\sigma_x$  limite est la valeur correspondant à la courbe inférieure. Par exemple, le cas d'un matériau composite verre-époxy est rapporté, et ses caractéristiques sont les suivantes. Deux images sont dessinées, l'une est la courbe en traction uniaxiale, et l'autre est la courbe en compression.

Propriétés mécaniques des matériaux composites verre époxy utilisés:

$$X_t=1.4 \text{ GPa } E_1=46 \text{ GPa}$$

$$E_1=46 \text{ GPa}$$

$$X_c=0.91 \text{ GPa } E_2=10 \text{ GPa}$$

$$E_2=10 \text{ GPa}$$

$Y_t=0.035 \text{ GPa}$   $G_{12}=4.6 \text{ GPa}$

$G_{12}=4.6 \text{ GPa}$

$Y_c=0.11 \text{ GPa}$   $\nu_{12}=0.31$

$\nu_{12}=0.31$

$S=0.07 \text{ GPa}$

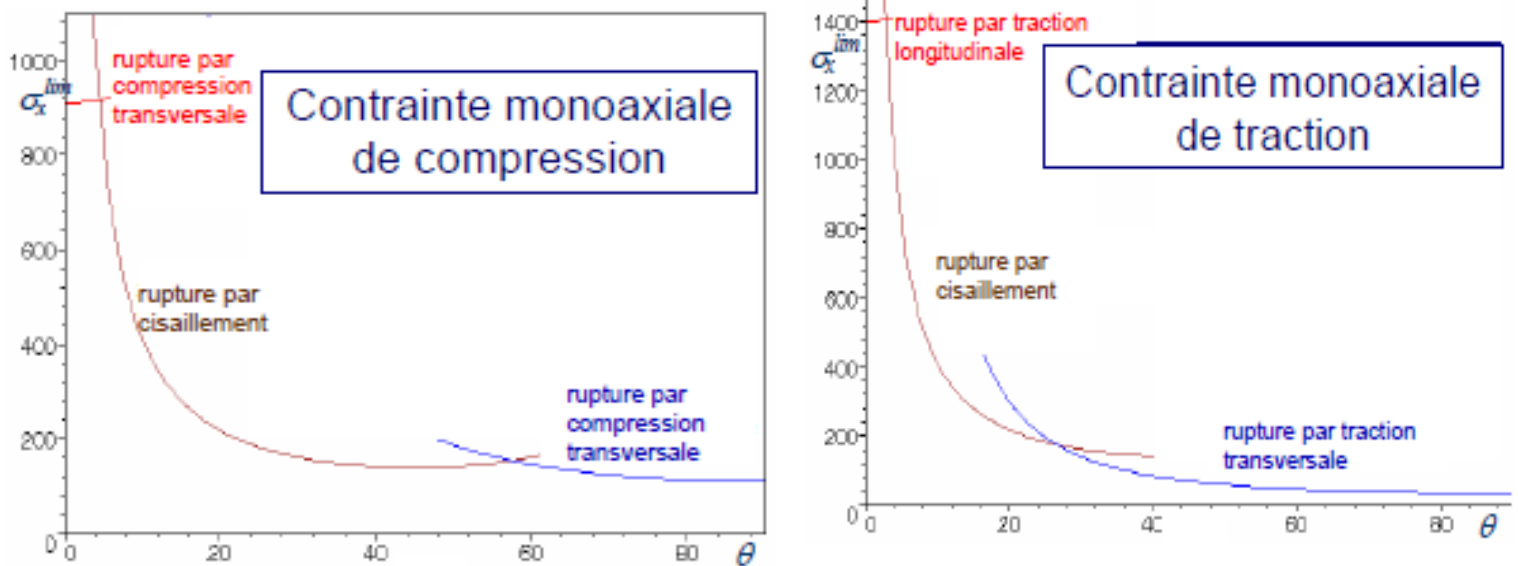


Figure II.7 : les contraintes monoaxiale de compression et traction [15]

II.9.4 Le critère de la déformation maximale

Le critère de la déformation maximale est comme celui de la contrainte maximale, à la seule différence que dans ce cas les limites sont posées sur les déformations:

$$-X_{ec} \leq \epsilon_1 \leq X_{et} ,$$

$$-Y_{ec} \leq \epsilon_2 \leq Y_{et} ,$$

$$|\epsilon_6| \leq S_\epsilon ,$$

Avec  $X_{ec}$  etc. on a indiqué les déformations limite.

Les déformations peuvent être exprimées en fonction des contraintes et, par les formules de rotation, on peut écrire les conditions ci-dessus dans un repère quelconque :

$$\{\epsilon\} = [S] \{\sigma\} = [S][T]^{-1} \{\sigma\}' \rightarrow \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & \frac{\nu_{12}}{E_1} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_s \end{Bmatrix}$$

On obtient donc les conditions suivantes:

$$-X_{\text{éc}} \leq \frac{1}{E_1} [(c^2 - \nu_{12}s^2) \sigma_x + (s^2 - \nu_{12}c^2) \sigma_y - 2cs(1 + \nu_{12}) \sigma_s] \leq X_{\text{ét}},$$

$$-Y_{\text{éc}} \leq \frac{1}{E_2} [(s^2 - \nu_{21}c^2) \sigma_x + (c^2 - \nu_{21}s^2) \sigma_y - 2cs(1 + \nu_{21}) \sigma_s] \leq Y_{\text{ét}},$$

$$\frac{1}{G_{12}} |cs \sigma_x - cs \sigma_y + (c^2 - s^2) \sigma_s| \leq S_{\varepsilon},$$

D'ailleurs, le comportement à la rupture des composites le plus souvent est fragile, comme déjà dit: la rupture se produit à la limite de la phase élastique.

Si donc on accepte cette hypothèse, c'est alors évident que

$$X_{\text{éc}} = \frac{X_c}{E_1}, X_{\text{ét}} = \frac{X_t}{E_1}, Y_{\text{éc}} = \frac{Y_c}{E_2}, Y_{\text{ét}} = \frac{Y_t}{E_2}, S_{\varepsilon} = \frac{S}{G_{12}}.$$

Dans un tel cas, les conditions limite deviennent

$$-X_c \leq (c^2 - \nu_{12}s^2) \sigma_x + (s^2 - \nu_{12}c^2) \sigma_y + 2cs(1 + \nu_{12}) \sigma_s \leq X_t,$$

$$-Y_c \leq (s^2 - \nu_{21}c^2) \sigma_x + (c^2 - \nu_{21}s^2) \sigma_y + 2cs(1 + \nu_{21}) \sigma_s \leq Y_t,$$

$$|cs \sigma_x - cs \sigma_y + (c^2 - s^2) \sigma_s| \leq S.$$

On constate donc qu'il n'y a pas de changement par rapport à la norme de contrainte maximale. Pour l'inspection en cisaillement, seul le coefficient de Poisson apparaît lors de la vérification de la contrainte normale : cela ne modifie que légèrement les résultats précédents pour obtenir la contrainte maximale. Critère. Nous avons également reporté le fait que la couche de verre époxy était soumise à une contrainte uniaxiale variable dans son orientation : les résultats étaient presque les mêmes que les résultats précédents, confirmant ce qui a été dit plus haut.

$$-\frac{X_c}{\cos^2\theta - \nu_{12}\sin^2\theta} \leq \sigma_x \leq \frac{X_t}{\cos^2\theta - \nu_{12}\sin^2\theta},$$

$$-\frac{Y_c}{\sin^2\theta - \nu_{21}\cos^2\theta} \leq \sigma_y \leq \frac{Y_t}{\sin^2\theta - \nu_{21}\cos^2\theta},$$

$$|\sigma_x| \leq \frac{S}{\sin\theta\cos\theta},$$

### II.9.5 Le critère de Tsai-Hill [15]

Le critère de Tsai-Hill est un critère phénoménologique développé par Tsai (1968) à partir du critère de Hill (1950) pour les couches composites, créé pour tout matériau orthotrope. Le critère de Hill est une généralisation du critère de Huber-Hencky-Von-Mises.

En revanche, contrairement à ce dernier, nous considérons toutes les énergies de déformation, pas seulement les énergies de distorsion, car, comme nous l'avons vu plus haut, dans toutes les directions dans le cas du sexe opposé, il est généralement impossible de séparer la partie énergie de déformation de la partie changement de volume. Le critère de Hill s'exprime de la manière suivante dans le repère orthotrope :

$$(G + H) \sigma_1^2 + (F + H) \sigma_2^2 + (F + G) \sigma_3^2 - 2H\sigma_1\sigma_2 - 2G\sigma_1\sigma_3 - 2F\sigma_2\sigma_3 + 2L\sigma_4^2 + 2M\sigma_5^2 + 2N\sigma_6^2 \leq 1.$$

Les coefficients F, G, H, L, M et N sont des paramètres de résistance de Hill, ils seront interprétés comme la limite élastique des matériaux ductiles et la limite de rupture des matériaux fragiles. Tsai n'a ajusté le calcul de ces paramètres qu'à la couche orthotrope, il n'a considéré que la situation de chargement particulièrement simple. Si  $\sigma_6 \neq 0$ ,  $\sigma_i = 0$  pour  $i = 1 \dots, 5$ , alors la norme se simplifie en

$$2N\sigma_6^2 = 1 \rightarrow N = \frac{1}{2N\sigma_6^2}.$$

Mais si on est à l'état limite, alors  $\sigma_6$  prend sa valeur limite, qui est  $S_{xy}$ ; donc:

$$N = \frac{1}{2S_{xy}^2}.$$

De façon analogue, en posant successivement  $\sigma_4 \neq 0$  et  $\sigma_5 \neq 0$  avec les autres composantes de la contrainte nulles, on obtient

$$L = \frac{1}{2S_{xz}^2}, \quad M = \frac{1}{2S_{xz}^2}.$$

Si  $\sigma_1 \neq 0$ ,  $\sigma_i = 0$  pour  $i=2, \dots, 6$ , alors le critère se réduit à

$$(G + H) \sigma_1^2 = 1 \rightarrow G + H = \frac{1}{\sigma_1^2}.$$

Mais si on est à l'état limite, alors  $\sigma_1$  prend sa valeur limite, qui est X; donc:

$$G + H = \frac{1}{X^2}.$$

De façon analogue, en posant successivement  $\sigma_2 \neq 0$  et  $\sigma_3 \neq 0$  avec les autres composantes de la contrainte nulles, on obtient

$$F + H = \frac{1}{Y^2}, \quad F + G = \frac{1}{Z^2}.$$

De ces trois dernières conditions on a finalement :

$$F = \frac{1}{2} \left[ \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{X^2} \right],$$

$$G = \frac{1}{2} \left[ \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{Y^2} \right],$$

$$H = \frac{1}{2} \left[ \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2} \right].$$

Donc, le critère de Hill peut se réécrire dans la forme

$$\begin{aligned} & \left( \frac{\sigma_1}{X} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_2}{Y} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_3}{Z} \right)^2 - \left( \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} \right) \sigma_1 \sigma_2 - \left( \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Z^2} + \frac{1}{Y^2} \right) \sigma_1 \sigma_3 - \\ & - \left( \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} + \frac{1}{X^2} \right) \sigma_2 \sigma_3 + \left( \frac{\sigma_4}{S_{yz}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_5}{S_{xz}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_6}{S_{xy}} \right)^2 \leq 1. \end{aligned}$$

Pour une couche en état plan de contrainte,  $\sigma_3 = \sigma_4 = \sigma_5 = 0$ , et donc on se réduit à

$$\left( \frac{\sigma_1}{X} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_2}{Y} \right)^2 - \left( \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} \right) \sigma_1 \sigma_2 + \left( \frac{\sigma_6}{S_{xy}} \right)^2 \leq 1.$$

D'ailleurs, pour une couche en composite,  $Z=Y$  et  $S_{xy}=S$ . Donc

$$\left( \frac{\sigma_1}{X} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_2}{Y} \right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \left( \frac{\sigma_6}{S} \right)^2 \leq 1.$$

Cette équation exprime le critère de Tsai-Hill pour les couches orthotropes sous contrainte plane, ce qui est le cas d'intérêt pour les matériaux composites. Il est nécessaire de commenter cette norme.

Tout d'abord, nous avons maintenant une seule condition au lieu de cinq, nous pouvons donc dessiner la surface de contrainte dans l'espace de contrainte. Le schéma ci-contre montre cette surface, dessinée aux marqueurs orthotropes, pour les composites verre époxy.

La norme est donc interactive, c'est-à-dire qu'elle prévoit des interactions entre mécanismes de rupture, au moins au niveau macro, mais phénoménologiquement, car elle ne peut pas préciser la cause de la crise, c'est-à-dire le mécanisme de rupture.

Deuxièmement, l'équation précédente détermine les conditions aux limites ; par conséquent, l'état de contrainte admissible est l'état où le premier membre de l'équation précédente prend une valeur inférieure à 1. Veuillez noter que c'est le problème principal du critère de Tsai-Hill. Il n'y a pas de différence entre la résistance à la traction et la résistance à la compression. Comme on l'a vu, elles sont généralement différentes.

Cette lacune est implicite dans la norme de Hill, conçue à l'origine pour les métaux et visant les crises élastoplastiques ; dans ce cas, la résistance ne dépend pas du signe de la contrainte.

Par conséquent, la surface de la figure ci-dessus n'est efficace que lorsque la contrainte est en traction à un moment critique.

Dans d'autres endroits, les caractéristiques de résistance à la compression doivent être prises en compte et remplacées par la surface dessinée. Encore une fois, en utilisant toujours la formule de rotation des contraintes, une expression standard peut être obtenue dans un repère quelconque :

$$\left(\frac{c^2 \sigma_x + s^2 \sigma_y - 2cs \sigma_s}{X}\right)^2 + \left(\frac{s^2 \sigma_x + c^2 \sigma_y - 2cs \sigma_s}{Y}\right)^2 - \frac{(c^2 \sigma_x + s^2 \sigma_y - 2cs \sigma_s)(s^2 \sigma_x + c^2 \sigma_y - 2cs \sigma_s)}{X^2} + \left[\frac{cs \sigma_x - cs \sigma_y + (c^2 - s^2) \sigma_s}{S}\right]^2 \leq 1.$$

Enfin, dans le cas de l'état de contrainte uniaxiale variable de direction considérée, la courbe limite peut être obtenue :

$$\sigma_x^2 \left[ \frac{\cos^4 \theta}{X^2} + \frac{\sin^4 \theta}{Y^2} + \cos^2 \theta \sin^2 \theta \left( \frac{1}{S^2} - \frac{1}{X^2} \right) \right] = 1$$

Dans ce qui suit, nous montrons les courbes limites de traction et de compression données par les équations ci-dessus pour les composites verre-époxy qui ont été considérés courbes limite, en traction et compression

Le diagramme suivant présente les mêmes courbes mais avec des courbes directionnelles.

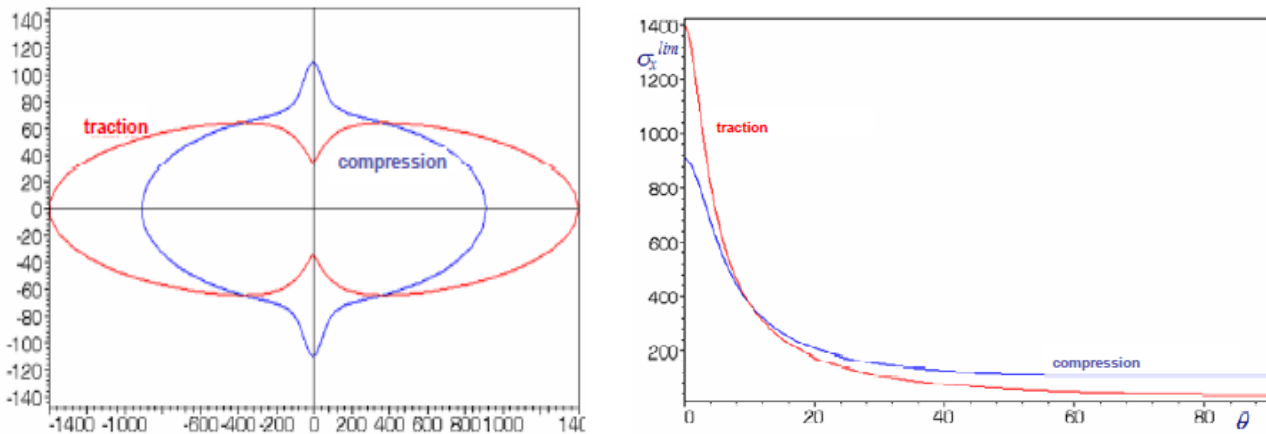


Figure II.8 : courbes directionnelles de traction et compression [15]

Finalement, on reporte la comparaison entre le critère de Hill et celui de la contrainte maximale, pour le cas en objet on remarque que le critère de Hill réussit, avec une seule courbe, à représenter tous les cas du critère de la contrainte maximale.

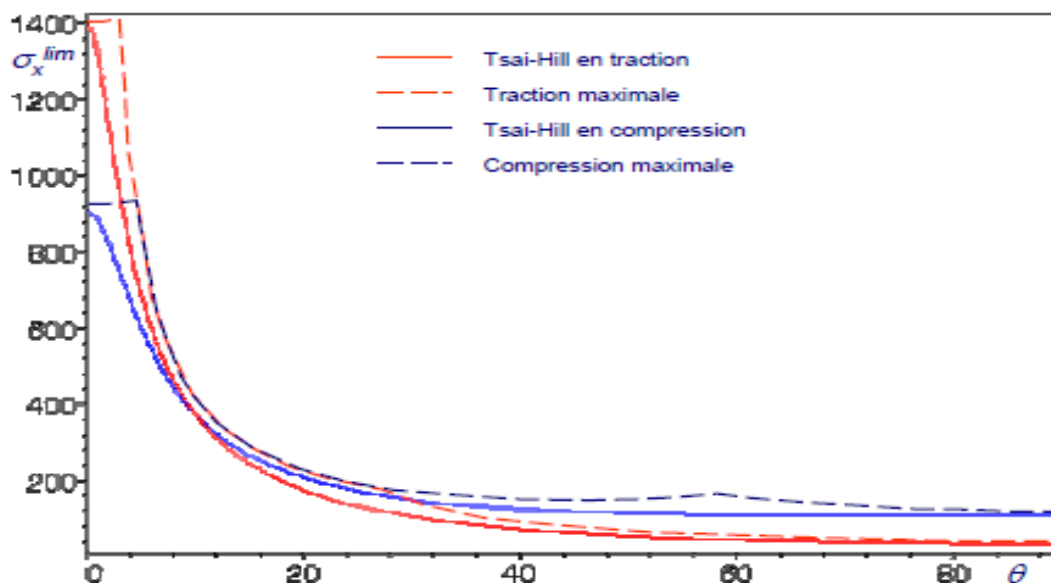


Figure II.9 : tous les cas du critère de la contrainte maximale [15]

### II.9.6 Le critère de Tsai-Wu [15]

Tsai et Wu (1971) ont proposé un critère tensoriel pour les matériaux orthotropes, dans lequel le nombre de paramètres de résistance est supérieur au critère précédent, afin de mieux interpoler les données expérimentales. Le critère de résistance écrit en système orthotrope et en notation de Voigt est le suivant :

$$f_i \sigma_i + F_{hk} \sigma_h \sigma_k \leq 1, \quad i, h, k = 1, \dots, 6.$$



Dans le cas d'une couche en état plan de contrainte, la condition ci-dessus se réduit à

$$f_i \sigma_i F_{hk} \sigma_h \sigma_k \leq 1, \quad i, h, k = 1, 2, 6 \rightarrow f_1 \sigma_1 + f_2 \sigma_2 + f_6 \sigma_6 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 \leq 1.$$

Pour les termes linéaires et la forme de la surface limite.

Les paramètres  $f_i$  et  $F_{ij}$  se déterminent d'une façon analogue aux cas précédents.

Si  $\sigma_1 \neq 0, \sigma_i = 0$  pour  $i=2,6$ , alors le critère se réduit à

$$f_1 \sigma_1 + F_{11} \sigma_1^2 = 1.$$

A l'état limite,  $\sigma_1$  devient  $X_t$  si la contrainte est de traction,  $X_c$  si de compression en considérant ces deux cas distincts, on obtient les relations

$$f_1 = \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c}, \quad F_{11} = -\frac{1}{X_c X_t}.$$

D'une manière analogue, si  $\sigma_2 \neq 0, \sigma_i = 0$  pour  $i=1,6$ , on obtient

$$f_2 = \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c}, \quad F_{22} = -\frac{1}{Y_c Y_t}.$$

Si ensuite il est  $\sigma_6 \neq 0, \sigma_i = 0$  pour  $i=1,2$ , et en considérant qu'il n'y a pas de différence de résistance avec le signe de la contrainte de cisaillement, on obtient

$$f_6 = 0, \quad F_{66} = \frac{1}{S^2}.$$

La détermination du dernier élément  $F_{12}$  est plus subtile : il n'y a pas d'autre test uniaxial, donc l'élément doit être trouvé par un test à deux axes, où  $\sigma_1 = 0$  et  $\sigma_2 \neq 0$ . Cependant, du fait des valeurs relatives des deux contraintes, non seulement le test biaxial est difficile à réaliser, mais le nombre de ces tests est illimité. Par exemple, si nous utilisons un état de contrainte biaxiale de  $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$ , nous obtenons la condition

$$(f_1 + f_2) \sigma + (F_{11} + F_{22} + 2F_{12}) \sigma^2 = 1.$$

En utilisant les expressions ci-dessus pour les autres paramètres de résistance, on obtient donc

$$F_{12} = \frac{1}{2\sigma^2} \left[ 1 - \left( \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} + \frac{1}{Y_c} + \frac{1}{Y_t} \right) \sigma + \left( \frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} \right) \sigma^2 \right].$$

Par conséquent, la valeur de  $F_{12}$  dépend non seulement des valeurs d'autres paramètres de résistance, mais également du niveau de contrainte auquel se produit la rupture biaxiale. De nombreux auteurs pensent que l'item  $F_{12}$  a peu d'importance pour le résultat final, et suggèrent même qu'il soit considéré comme invalide. D'autres ont montré à travers des expériences que

même si l'élément change 8 fois, le résultat aura un petit changement. Bref, le critère de Cai Wu s'écrit généralement ainsi :

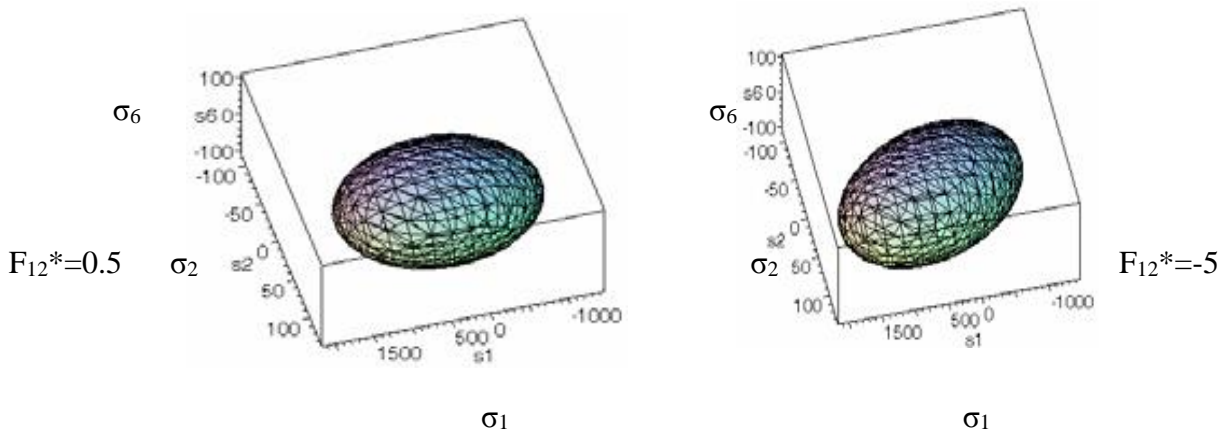
$$\frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{X_c - X_t}{X_t X_c} \sigma_1 + \frac{Y_c - Y_t}{Y_t Y_c} \sigma_2 + \frac{\sigma_6^2}{S^2} + 2F_{12}^* \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X_t X_c} \leq 1,$$

Avec  $F_{12}^* = F_{12} X_t X_c$ .

On observe immédiatement que si  $F_{12}^* = -1/2$ , le critère de Tsai-Wu coïncide avec celui de Hoffmann. Si en outre les résistances en traction et compression sont identiques, alors le critère de Tsai-Wu coïncide avec celui de Tsai-Hill.

A titre d'exemple, on montre ici les surfaces limite pour le cas plusieurs fois traité du composite en verre-époxyde, pour les valeurs

$F_{12}^* = -1/2$  et  $-5$ , donc 10 fois supérieur.



**II.10. Conclusion**

Les stratifiés sont composés d'un empilement de couches simples, dont chacune a sa propre orientation par rapport au référentiel commun de chaque couche, et est désignée comme le référentiel du stratifié. L'avantage des stratifiés est que l'orientation des fibres peut être utilisée et contrôlée, de sorte que le matériau peut résister à une certaine quantité de contrainte. Mais il existe des critères de défaillance peut être exposé à ce matériaux et C'est ce que nous avons touché dans ce chapitre.

**Chapitre III**  
**Analyse d'une**  
**articulation en**  
**composite**

### III.1 Introduction

Le logiciel SolidWorks est une application de conception mécanique 3D paramétrique qui permet aux concepteurs de définir rapidement des idées, Expérimentez avec des fonctions et des dimensions pour produire des modèles et des mises en page Plan précis, et elle explique les concepts de la terminologie de l'application SolidWorks et vise à vous familiariser avec les fonctionnalités les plus utilisées de SolidWorks. Dans notre étude on a utilisé cette application pour Le modèle de connexion en T composite est soumis à une pression intérieure sur les faces internes des cylindres creux. Vous effectuez une analyse de défaillance de la connexion en T pour un stratifié initial à 8 couches [0/45/90/-45]2

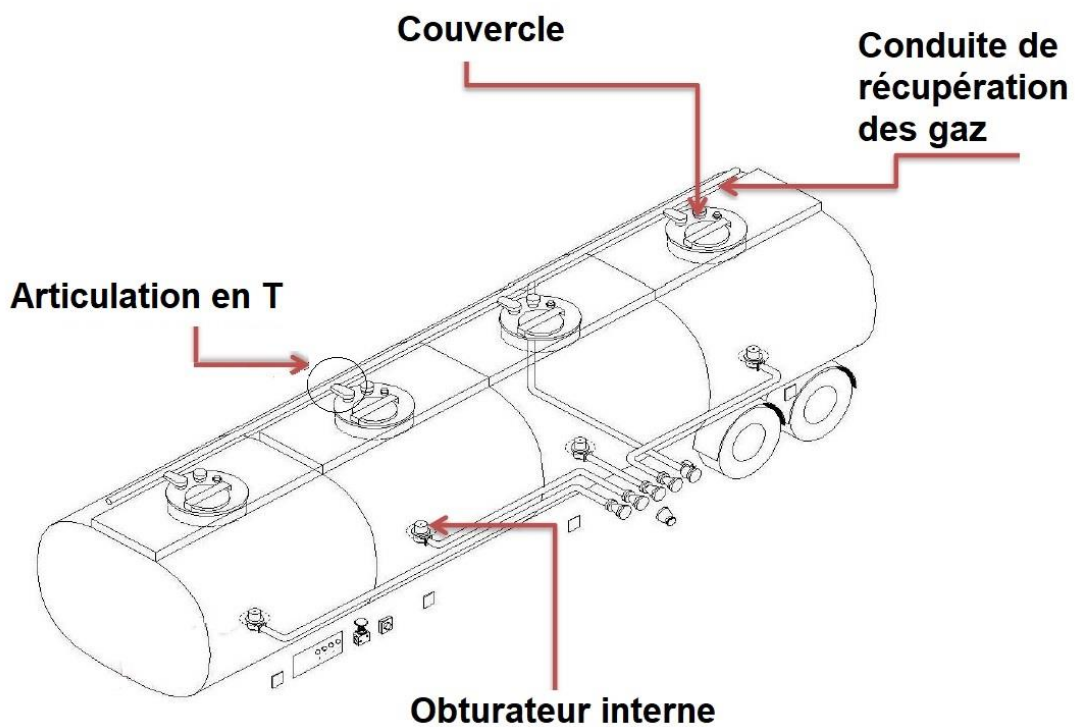
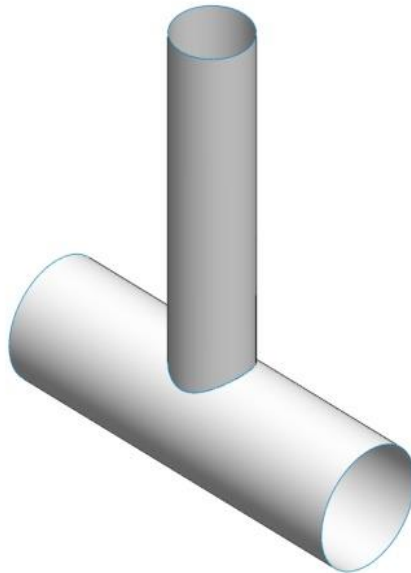


Figure III.1 : L'emplacement de l'articulation en T

### III.2 Travail à faire

- 1- Le Tracé des Contraintes dans la direction du pli
- 2- Le Tracé des contraintes dans la direction transversale
- 3- Le tracé du Coefficient de sécurité
- 4- Augmentation des laminés de matériau composite 16 couches  $[0/45/90/-45]_2S$ 
  - Réévaluation du coefficient de sécurité
  - Tracé les contraintes de cisaillement entre couches
- 5- Modifier l'orientation (Angle des plis)  $[0/30/60/-30]_2S$ 
  - Réévaluation du coefficient de sécurité
  - Tracé les contraintes de cisaillement entre couches



**Figure III.2 : modèle de connexion en T composite**

### III.3 La connexion en T pour un stratifié initial à 8 pli [0/45/90/-45]2

#### III.3.1 Informations sur le modèle

Définir les cylindres creux comme coques composites.

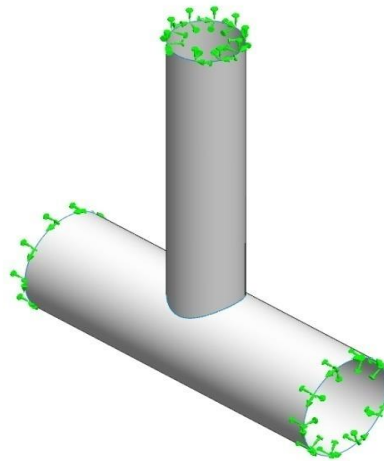


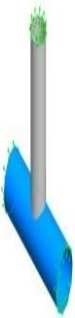
Figure III.3 : conduite de récupération 8 plis

Tableau III.1 : Caractéristiques de modelé T avec 8 plis (Surface-Trim1)

Pli	Epaisseur(mm)	Angle(degré)	Superficie s(m <sup>2</sup> )	Volume(m <sup>3</sup> )	Masse volumique(kg/m <sup>3</sup> )	Masse(kg)	Poids(N)
1	0.254	0	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
2	0.254	45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
3	0.254	90	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
4	0.254	-45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
5	0.254	0	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
6	0.254	45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
7	0.254	90	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
8	0.254	-45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345

Tableau III.2 : Caractéristiques de modelé T avec 8 plis (Surface-Extrude2)

Pli	Epaisseur(mm)	Angle(deg)	Superficie(m <sup>2</sup> )	Volume(m <sup>3</sup> )	Masse volumique(kg/m <sup>3</sup> )	Masse(kg)	Poids(N)
1	0.254	0	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
2	0.254	45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
3	0.254	90	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
4	0.254	-45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
5	0.254	0	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
6	0.254	45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
7	0.254	90	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
8	0.254	-45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466



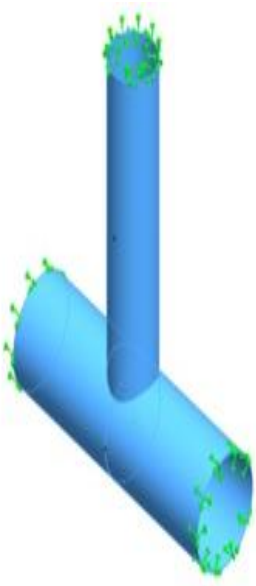
La direction de l'angle de pli pour chaque pli est la direction X

La direction Y est perpendiculaire à la direction de l'angle de pli (sur la surface du pli). La direction Z est normale à la surface du pli

### III.3.2 Propriétés de l'étude

<b>Nom d'étude</b>	Ready - 8 plis
<b>Type d'analyse</b>	Static
<b>Type de maillage</b>	Maillage coque avec surfaces
<b>Effets thermiques:</b>	Activé(e)
<b>Option thermique</b>	Inclure des chargements thermiques
<b>Température de déformation nulle</b>	298 Kelvin
<b>Vérifier les forces externes</b>	Activé(e)
<b>Système d'unités:</b>	SI (MKS)
<b>Longueur/Déplacement</b>	mm
<b>Température</b>	Kelvin
<b>Vitesse angulaire</b>	Rad/sec
<b>Pression/Contrainte</b>	N/mm <sup>2</sup>

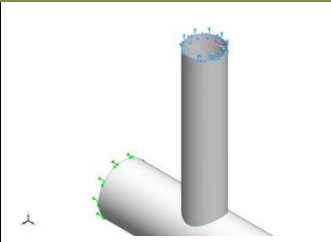
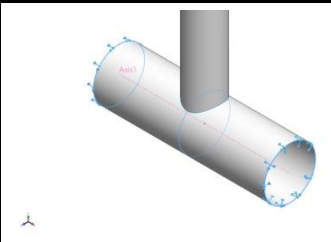
## III.3.3 Propriétés du matériau

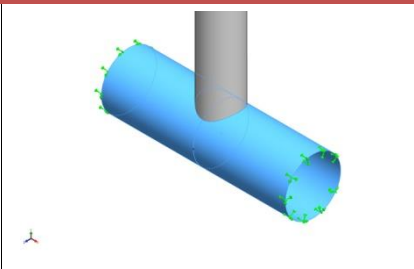
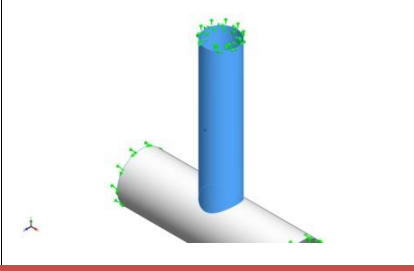
Référence du modèle	Propriétés
	<b>Nom:</b> GlassFiber Reinforced Polymer
	<b>Type de modèle:</b> Linéaire élastique orthotropique
	<b>Critère de ruine par défaut:</b> Inconnu
	<b>Limite de traction suivant x:</b> 1.06e+09 N/m <sup>2</sup>
	<b>Limite de traction suivant y:</b> 3e+07 N/m <sup>2</sup>
	<b>Limite de compression suivant x:</b> 6e+08 N/m <sup>2</sup>
	<b>Limite de compression suivant y:</b> 1.2e+08 N/m <sup>2</sup>
	<b>Module d'élasticité suivant x:</b> 4e+10 N/m <sup>2</sup>
	<b>Module d'élasticité suivant y:</b> 1e+10 N/m <sup>2</sup>
	<b>Module d'élasticité suivant z:</b> 1e+10 N/m <sup>2</sup>
	<b>Coefficient de Poisson suivant xy:</b> 0.26
	<b>Coefficient de Poisson suivant yz:</b> 0.25
	<b>Coefficient de Poisson suivant xz:</b> 0.26
<b>Masse volumique:</b> 1900 kg/m <sup>3</sup>	



	<p><b>Module de cisaillement suivant xy:</b> <math>4.5e+09 \text{ N/m}^2</math></p> <p><b>Module de cisaillement suivant yz:</b> <math>4e+09 \text{ N/m}^2</math></p> <p><b>Module de cisaillement suivant xz:</b> <math>4.5e+09 \text{ N/m}^2</math></p> <p><b>Limite de cisaillement:</b> <math>7e+07 \text{ N/m}^2</math></p>
--	--

III.3.4 Actions extérieures

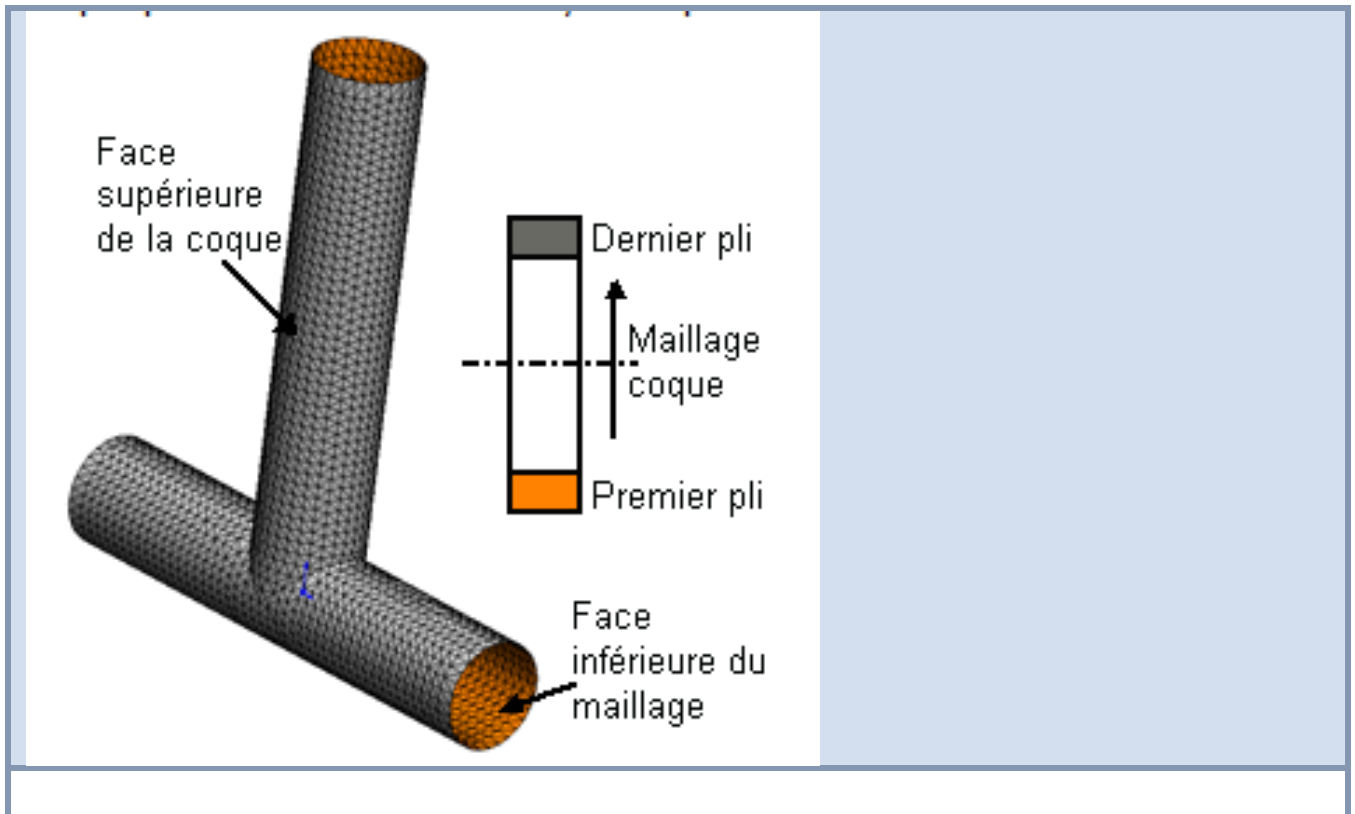
Nom du déplacement imposé	Image du déplacement imposé	Détails du déplacement imposé			
Fixture-1		Entités:	1 arête(s)		
		Référence:	Axis2		
		Type:	Utiliser une géométrie de référence		
		Translation:	---, 0 rad., ---		
		Rotation:	0, 0, 0		
		Unités:	m, rad		
<b>Forces résultantes</b>					
Composants		X	Y	Z	Résultante
Force de réaction(N)		0.000113964	5.17876e-07	-1.98787	1.98787
Moment de réaction(N.m)		0.00355956	-0.0711287	0.000552954	0.0712198
Fixture-2		Entités:	2 arête(s)		
		Référence:	Axis1		
		Type:	Utiliser une géométrie de référence		
		Translation:	---, 0 rad., ---		
		Rotation:	0, 0, 0		
		Unités:	m, rad		
<b>Forces résultantes</b>					
Composants		X	Y	Z	Résultante
Force de réaction(N)		4.40538e-06	1013.43	1.98659	1013.43
Moment de réaction(N.m)		0.000192488	0.122277	-0.00224509	0.122298

Nom du chargement	Image du chargement	Détails du chargement	
Pressure-1		<b>Entités:</b> <b>Type:</b> <b>Valeur:</b> <b>Unités:</b> <b>Angle de phase:</b> <b>Unités:</b>	1 face(s) Normal à la face sélectionnée -0.5 N/mm <sup>2</sup> (MPa) 0 deg
Pressure-2		<b>Entités:</b> <b>Type:</b> <b>Valeur:</b> <b>Unités:</b> <b>Angle de phase:</b> <b>Unités:</b>	1 face(s) Normal à la face sélectionnée 0.5 N/mm <sup>2</sup> (MPa) 0 deg

### III.3.5 Informations sur le maillage

Type de maillage	Maillage coque avec surfaces
Mailleur utilisé:	Maillage standard
Vérification du Jacobien pour la coque	Activé(e)
Taille d'élément	0.216945 in
Tolérance	0.0108473 in
Tracé de qualité du maillage	Haute

### III.3.5.1 Informations sur le maillage – Détails



**Figure III.4 : Information maillage de modèle T**

Le programme place le premier pli sur la face inférieure et le dernier pli sur la face supérieure. Les faces de couleur grise (face supérieure de la coque) se situent à l'extérieur des deux cylindres, comme indiqué, pour s'assurer que la direction d'empilement va de l'intérieur vers l'extérieur. La direction d'empilement n'est importante que pour les stratifiés non symétriques.

### III.3.6 Forces résultantes

#### Forces de réaction

Ensemble de sélections	Unités	Somme X	Somme Y	Somme Z	Résultante
Modèle entier	N	0.000118256	1013.43	-0.00128454	1013.43

Moments de réaction

Ensemble de sélections	Unités	Somme X	Somme Y	Somme Z	Résultante
Modèle entier	N.m	0.00375205	0.0511487	-0.00169213	0.0513141

III.3.7 Résultats de l'étude

Nom	Type	Min	Max
Déplacements	URES : Déplacement résultant	7.667e-03 mm Noeud: 1623	4.196e-01 mm Noeud: 809

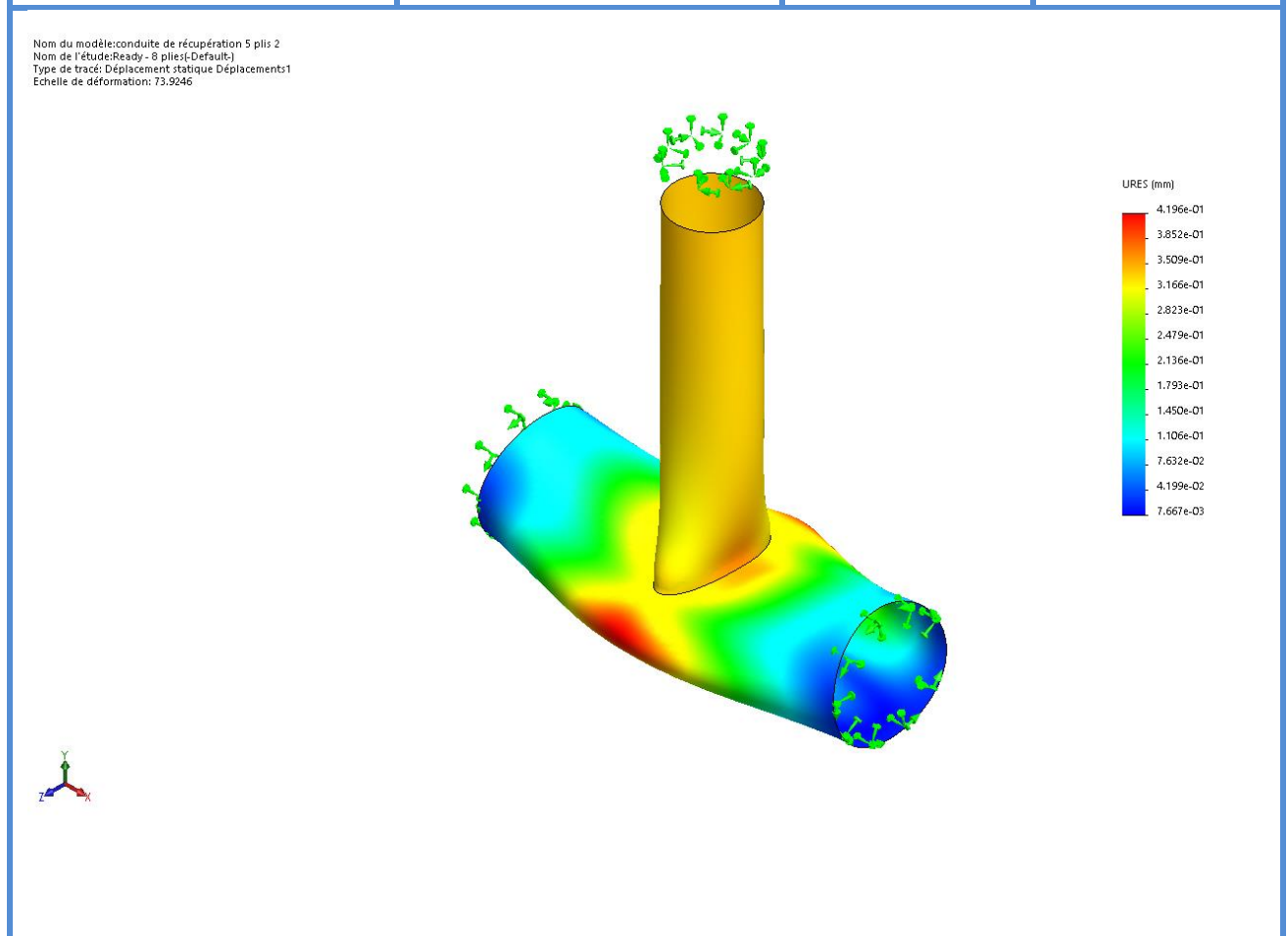


Figure III.5 : Déplacements 8 plis

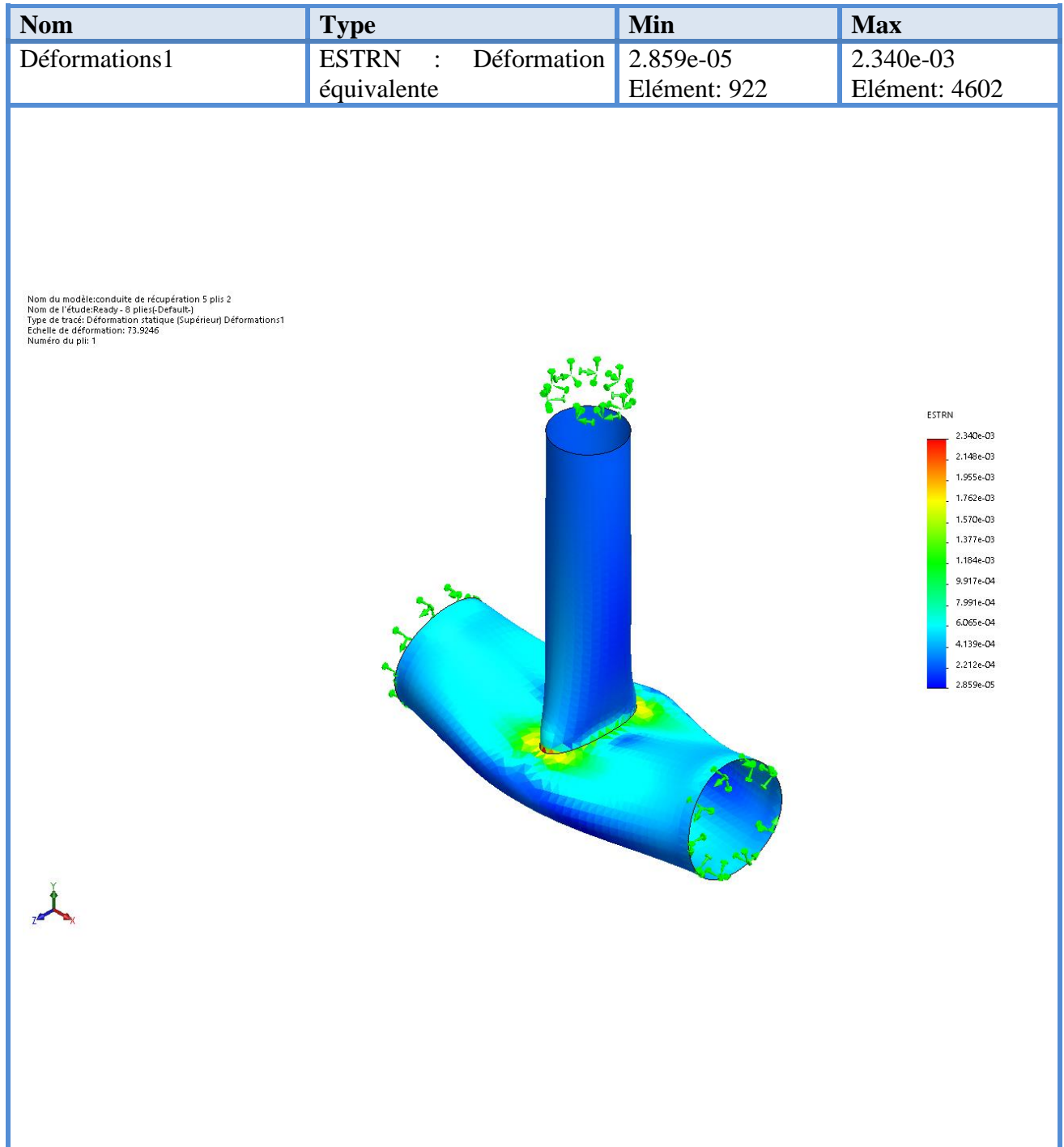


Figure III.6 : Déformations 8 plis

Nom	Type	Min	Max
Contraintes1	SX : Contrainte normale X	-7.398e+07N/m <sup>2</sup> Noeud: 8311	8.503e+07 N/m <sup>2</sup> Noeud: 744

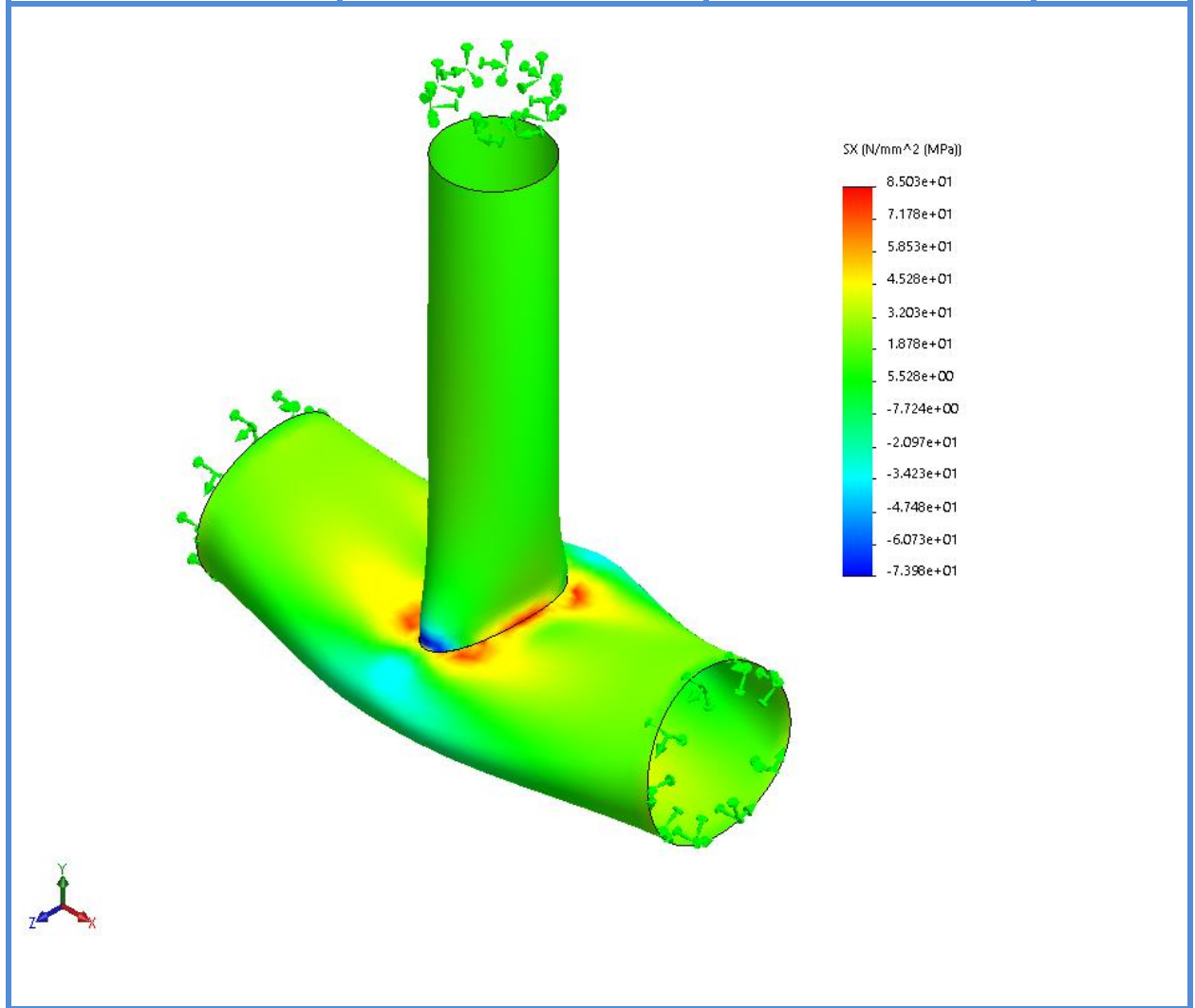


Figure III.7 : Le tracer des contraintes dans la direction du pli pour la face intérieure du cylindre

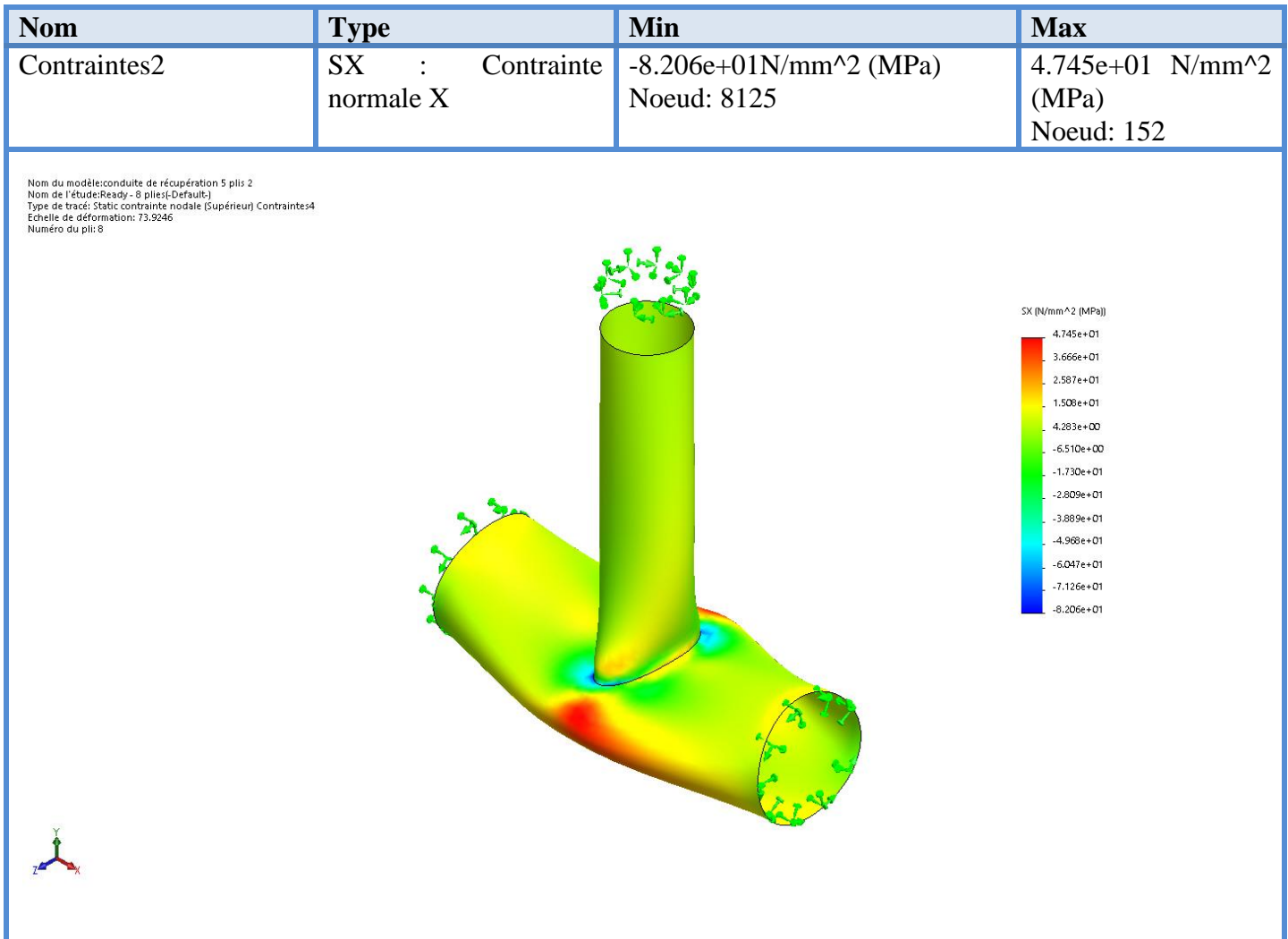


Figure III.8 : Le tracer des contraintes dans la direction du pli pour la face extérieure du cylindre

Nom	Type	Min	Max
Contraintes3	SY : Contrainte normale Y	-3.292e+01N/mm <sup>2</sup> (MPa) Noeud: 10875	1.912e+01 N/mm <sup>2</sup> (MPa) Noeud: 747

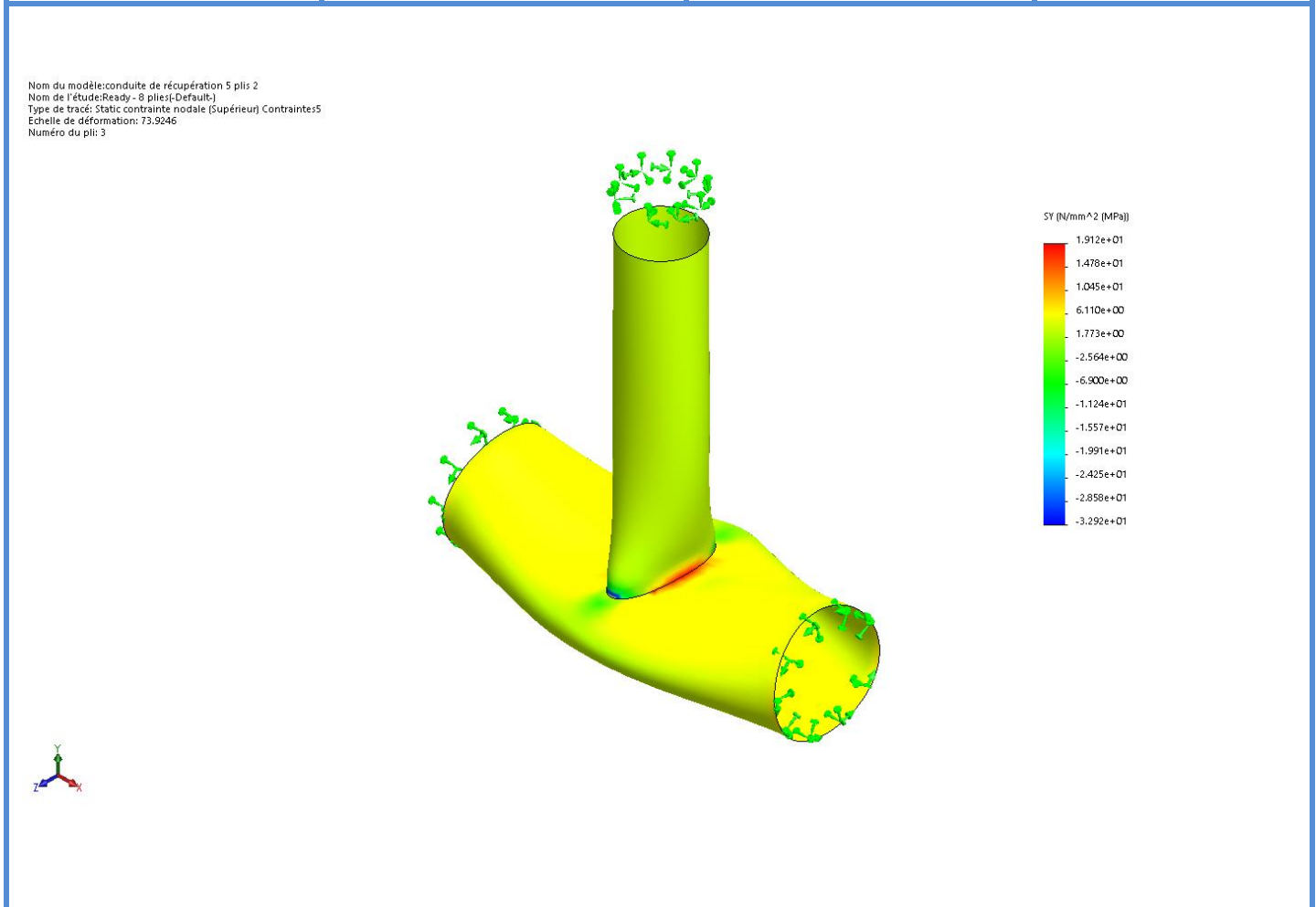
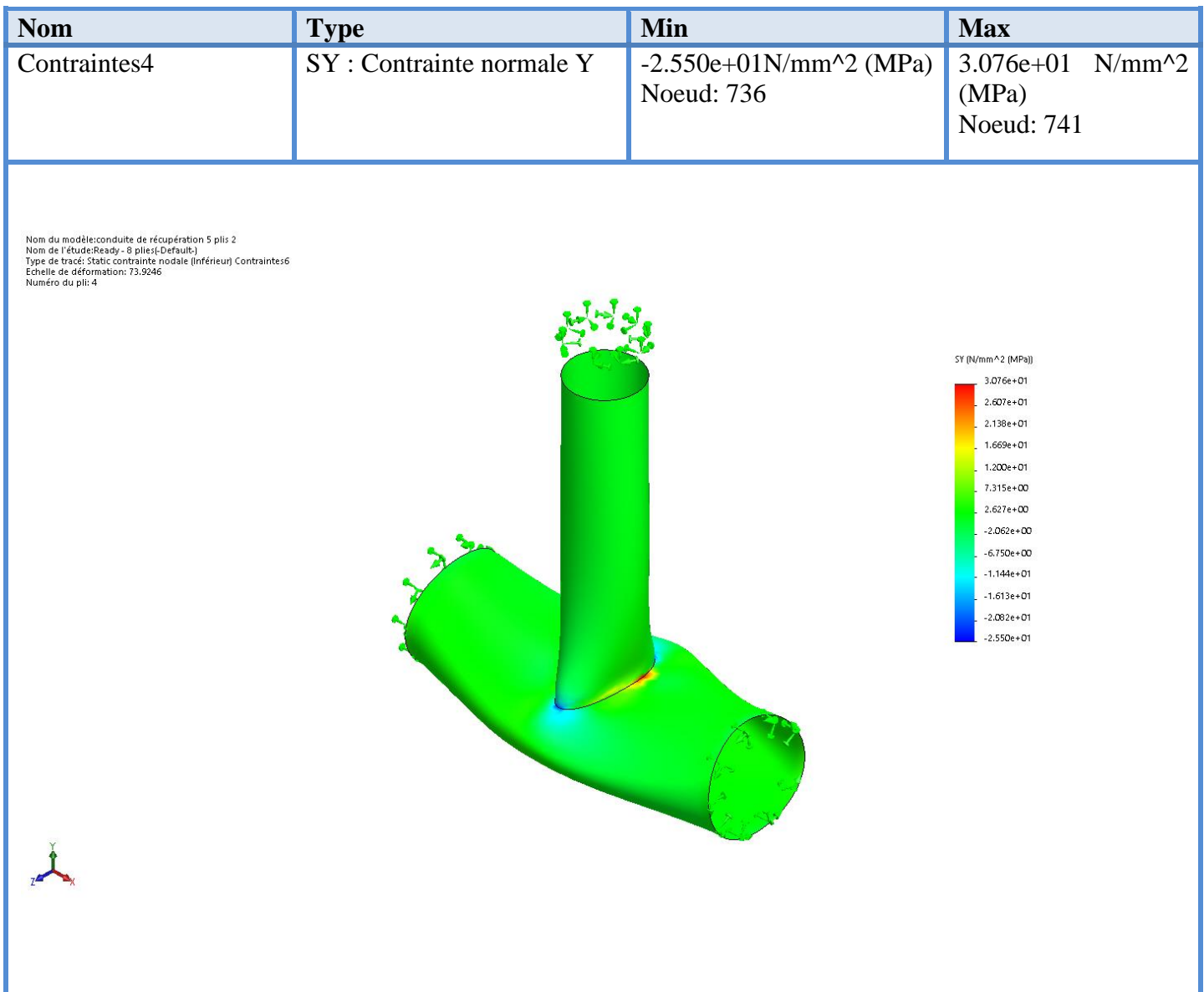


Figure III.9 : Le tracer des contraintes dans la direction transversale pour la face supérieure du troisième pli,





**Figure III.10 : Le tracer des contraintes dans la direction transversale pour la face inférieure du quatrième pli**

La contrainte sur la face supérieure du troisième pli et sur la face inférieure du quatrième pli ne sont en général pas égales même si elles représentent le même emplacement. Ceci est dû à la différence d'orientation du matériau entre le troisième et le quatrième pli.

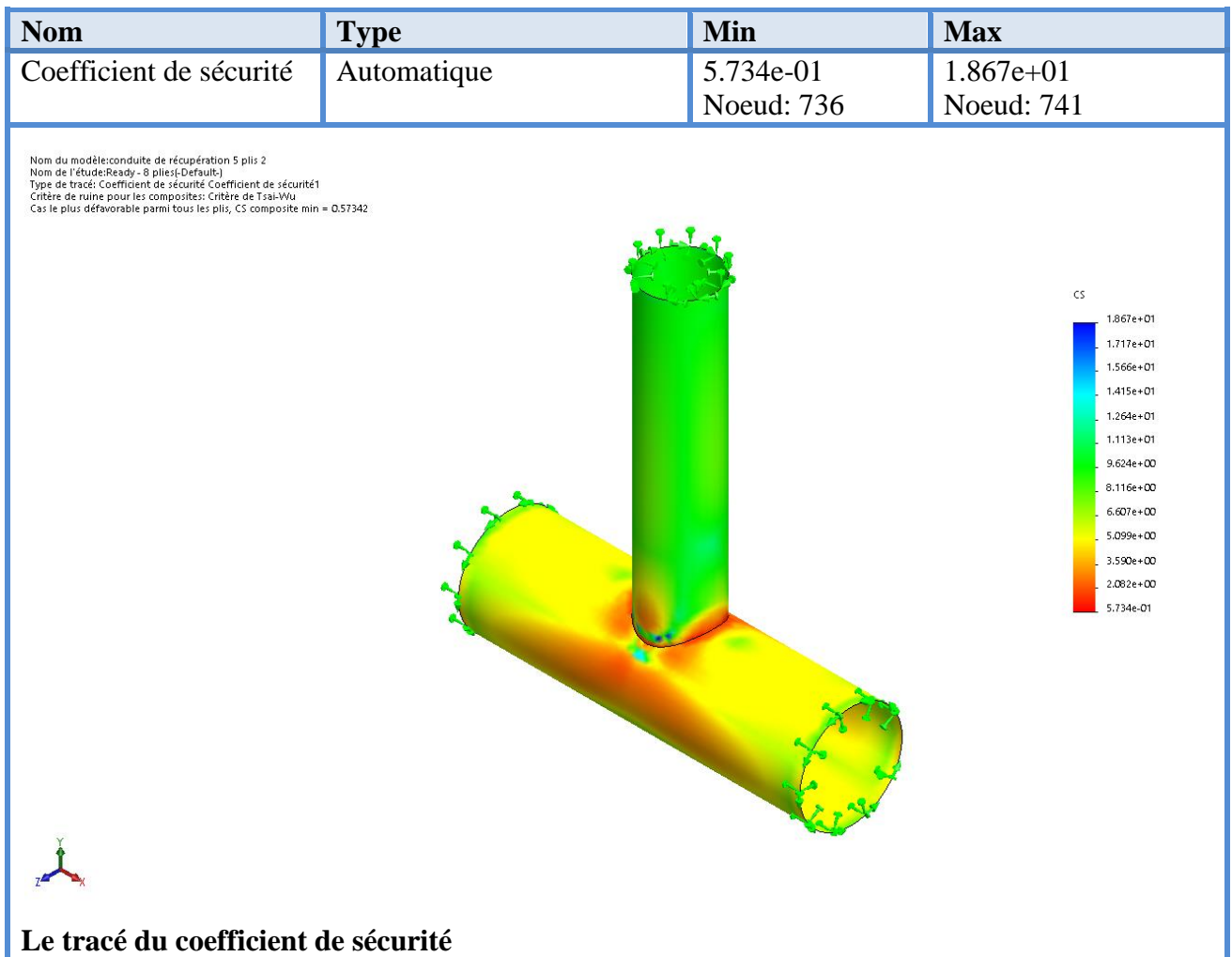


Figure III.11 : Le tracé du coefficient de sécurité

Le tracé indique que le modèle cède aux régions d'intersection de la connexion en T (avec un coefficient inférieur à 1).

## III.4 Augmentation des laminés de matériau composite 16 couches

## III.4.1 Informations sur le modèle

Tableau III.3 : Caractéristiques de modelé T avec 16 plis (Surface-Extrude2)

Pli	Epaisseur (mm)	Angle (deg)	Superficie (m <sup>2</sup> )	Volume (m <sup>3</sup> )	Masse volumique (kg/m <sup>3</sup> )	Masse (kg)	Poids (N)
1	0.254	0	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
2	0.254	45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
3	0.254	90	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
4	0.254	-45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
5	0.254	0	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
6	0.254	45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
7	0.254	90	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
8	0.254	-45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
9	0.254	-45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
10	0.254	90	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
11	0.254	45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
12	0.254	0	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
13	0.254	-45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
14	0.254	90	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
15	0.254	45	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345
16	0.254	0	0.0586417	1.4895e-05	1900	0.0283005	0.277345

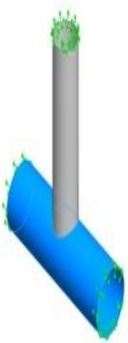
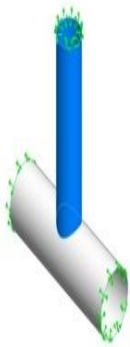


Tableau III.4 : Caractéristiques de modelé T avec 16 plis (Surface-Trim1)

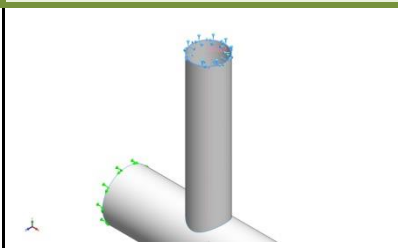
Pli	Epaisseur(mm)	Angle(deg)	Superficie(m <sup>2</sup> )	Volume(m <sup>3</sup> )	Masse volumique(kg/m <sup>3</sup> )	Masse(kg)	Poids(N)
1	0.254	0	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
2	0.254	45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
3	0.254	90	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
4	0.254	-45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
5	0.254	0	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
6	0.254	45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
7	0.254	90	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
8	0.254	-45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
9	0.254	-45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
10	0.254	90	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
11	0.254	45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
12	0.254	0	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
13	0.254	-45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
14	0.254	90	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
15	0.254	45	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466
16	0.254	0	0.0351975	8.94017e-06	1900	0.0169863	0.166466

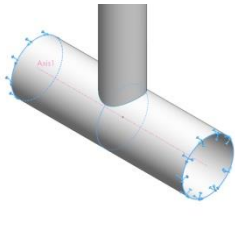


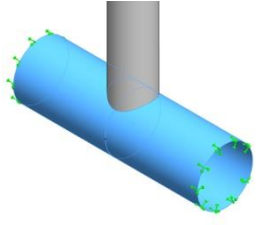
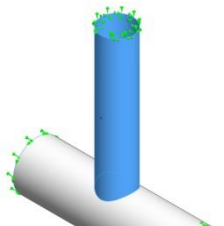
III.4.2 Propriétés de l'étude

Nom d'étude	Ready - 16 plies
Type d'analyse	Static
Type de maillage	Maillage coque avec surfaces
Effets thermiques:	Activé(e)
Option thermique	Inclure des chargements thermiques
Température de déformation nulle	298 Kelvin
Inclure la pression du fluide calculée par SOLIDWORKS Flow Simulation	Désactivé(e)
Type de solveur	FFEPlus
Stress Stiffening:	Désactivé(e)
Faible raideur:	Désactivé(e)
Relaxation inertielle:	Désactivé(e)
Options de contact solidaire incompatible	Précis (plus lent)
Grand déplacement	Désactivé(e)
Vérifier les forces externes	Activé(e)
Friction	Désactivé(e)
Méthode adaptative:	Désactivé(e)
Système d'unités:	SI (MKS)
Longueur/Déplacement	mm
Température	Kelvin
Vitesse angulaire	Rad/sec
Pression/Contrainte	N/m <sup>2</sup>

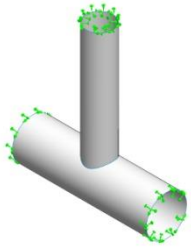
III.4.3 Actions extérieures

Nom du déplacement imposé	Image du déplacement imposé	Détails du déplacement imposé
Fixture-1		<p>Entités: 1 arête(s)                      Référence: Axis2                      Type: Utiliser une géométrie de référence                      Translation: ---, 0 rad., ---                      Rotation: 0, 0, 0                      Unités: m, rad</p>

Nom du déplacement imposé	Image du déplacement imposé	Détails du déplacement imposé		
<b>Forces résultantes</b>				
Composants	X	Y	Z	Résultante
Force de réaction(N)	0.000112534	-4.53879e-07	-2.08733	2.08733
Moment de réaction(N.m)	0.00701931	-0.00217302	0.00266768	0.00781724
Fixture-2		<b>Entités:</b> 2 arête(s) <b>Référence:</b> Axis1 <b>Type:</b> Utiliser une géométrie de référence <b>Translation:</b> ---, 0 rad., --- <b>Rotation:</b> 0, 0, 0 <b>Unités:</b> m, rad		
<b>Forces résultantes</b>				
Composants	X	Y	Z	Résultante
Force de réaction(N)	1.46287e-06	1013.43	2.0861	1013.43
Moment de réaction(N.m)	-0.00761429	-0.000868969	-0.000587638	0.00768621

Nom du chargement	Image du chargement	Détails du chargement	
Pressure-1		<b>Entités:</b> 1 face(s) <b>Type:</b> Normal à la face sélectionnée <b>Valeur:</b> -0.5 <b>Unités:</b> N/mm <sup>2</sup> (MPa) <b>Angle de phase:</b> 0 <b>Unités:</b> deg	
Pressure-2		<b>Entités:</b> 1 face(s) <b>Type:</b> Normal à la face sélectionnée <b>Valeur:</b> 0.5 <b>Unités:</b> N/mm <sup>2</sup> (MPa) <b>Angle de phase:</b> 0 <b>Unités:</b> deg	

Informations sur le contact

Contact	Image du contact	Propriétés contact	
Global Contact		<b>Type:</b> Solidaire <b>Composants:</b> 1 composant(s) <b>Options:</b> Maillage compatible	

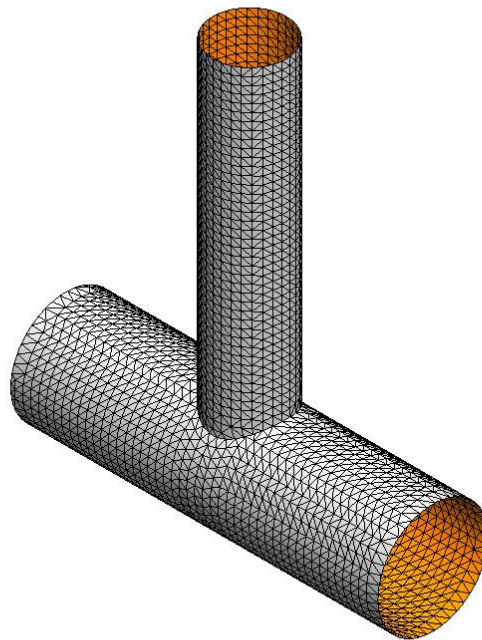
## III.4.4 Information sur le maillage

Type de maillage	Maillage coque avec surfaces
Mailleur utilisé:	Maillage standard
Transition automatique:	Désactivé(e)
Boucles automatiques de maillage:	Désactivé(e)
Vérification du Jacobien pour la coque	Activé(e)
Taille d'élément	0.216945 in
Tolérance	0.0108473 in
Tracé de qualité du maillage	Haute

## III.4.4.1 Informations sur le maillage – Détails

Nombre total de noeuds	12535
Nombre total d'éléments	6200
Durée de création du maillage (hh:mm:ss):	00:00:02
Nom de l'ordinateur:	OTTECHETU-B11

Nom du modèle: conduite de récupération 5 plis 2  
 Nom de l'étude: Ready - 16 plis (-Default)  
 Type de maillage: Maillage coque avec surfaces



III.4.5 Forces résultantes

Forces de réaction

Ensemble de sélections	Unités	Somme X	Somme Y	Somme Z	Résultante
Modèle entier	N	0.000114441	1013.43	-0.00123107	1013.43

Moments de réaction

Ensemble de sélections	Unités	Somme X	Somme Y	Somme Z	Résultante
Modèle entier	N.m	-0.000594983	-0.00304199	0.00208004	0.00373286

III.4.6 Résultats de l'étude

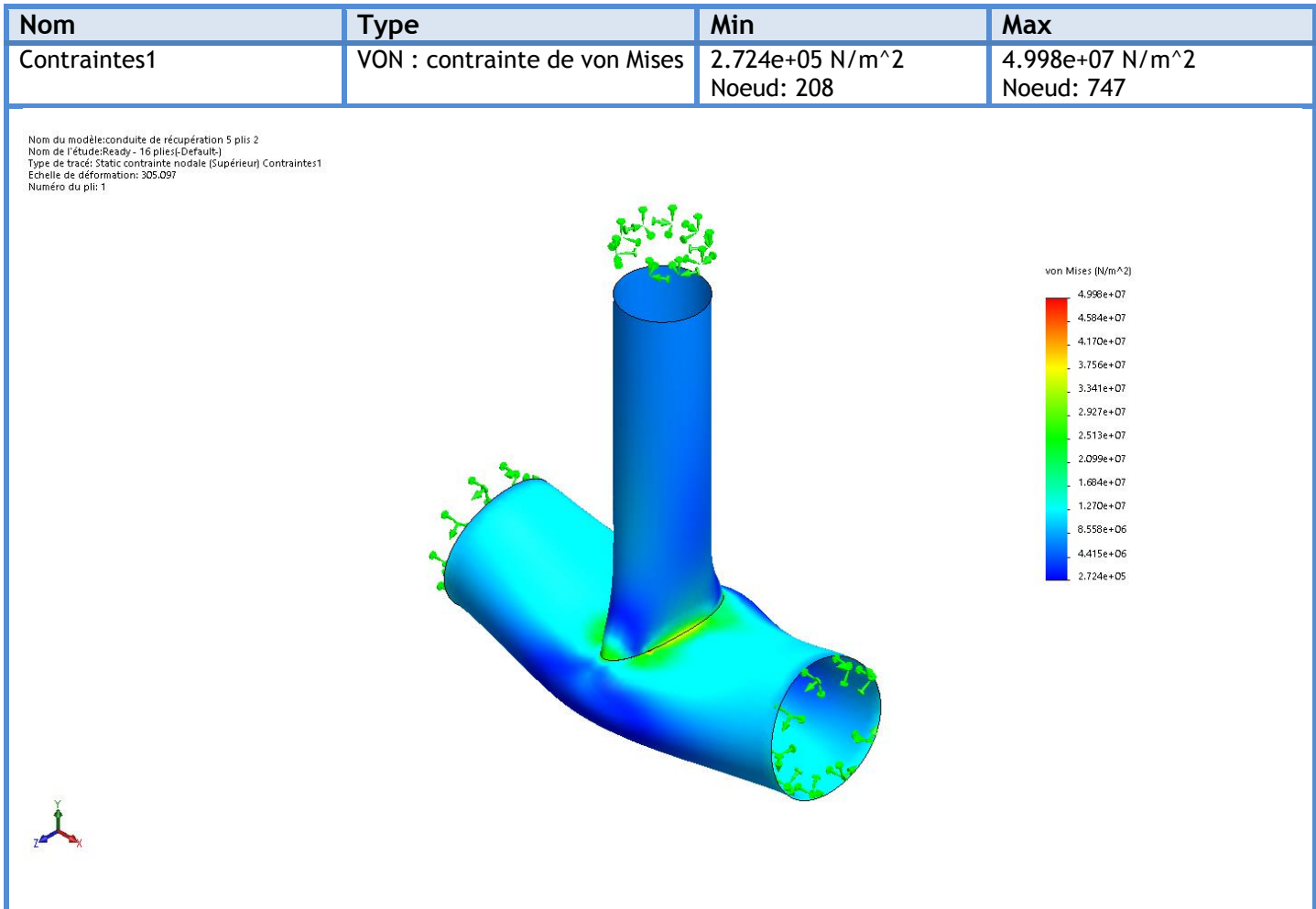


Figure III.12 : conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plis-Contraintes-Contraintes1



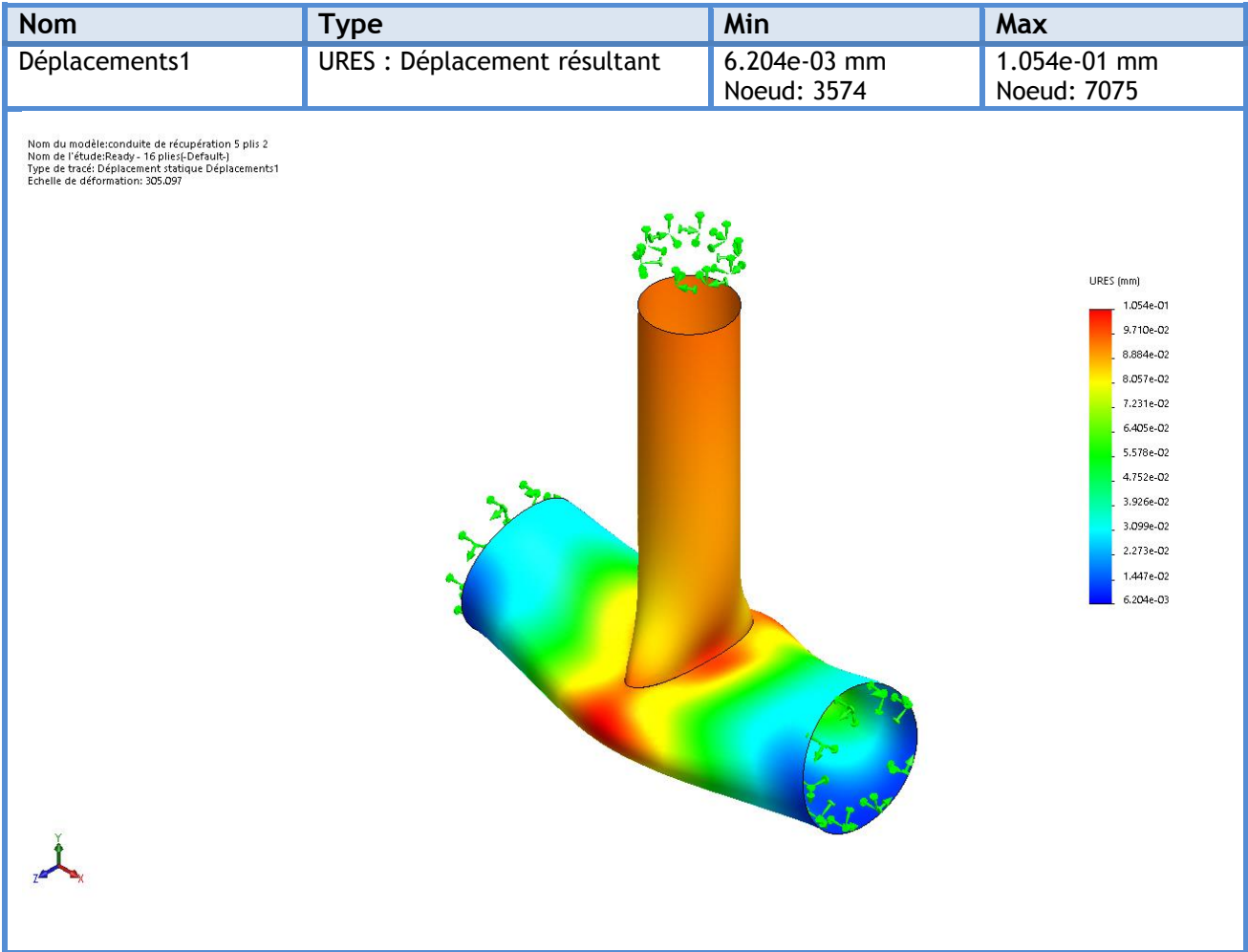


Figure III.13 : conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plis-Déplacements-Déplacements1

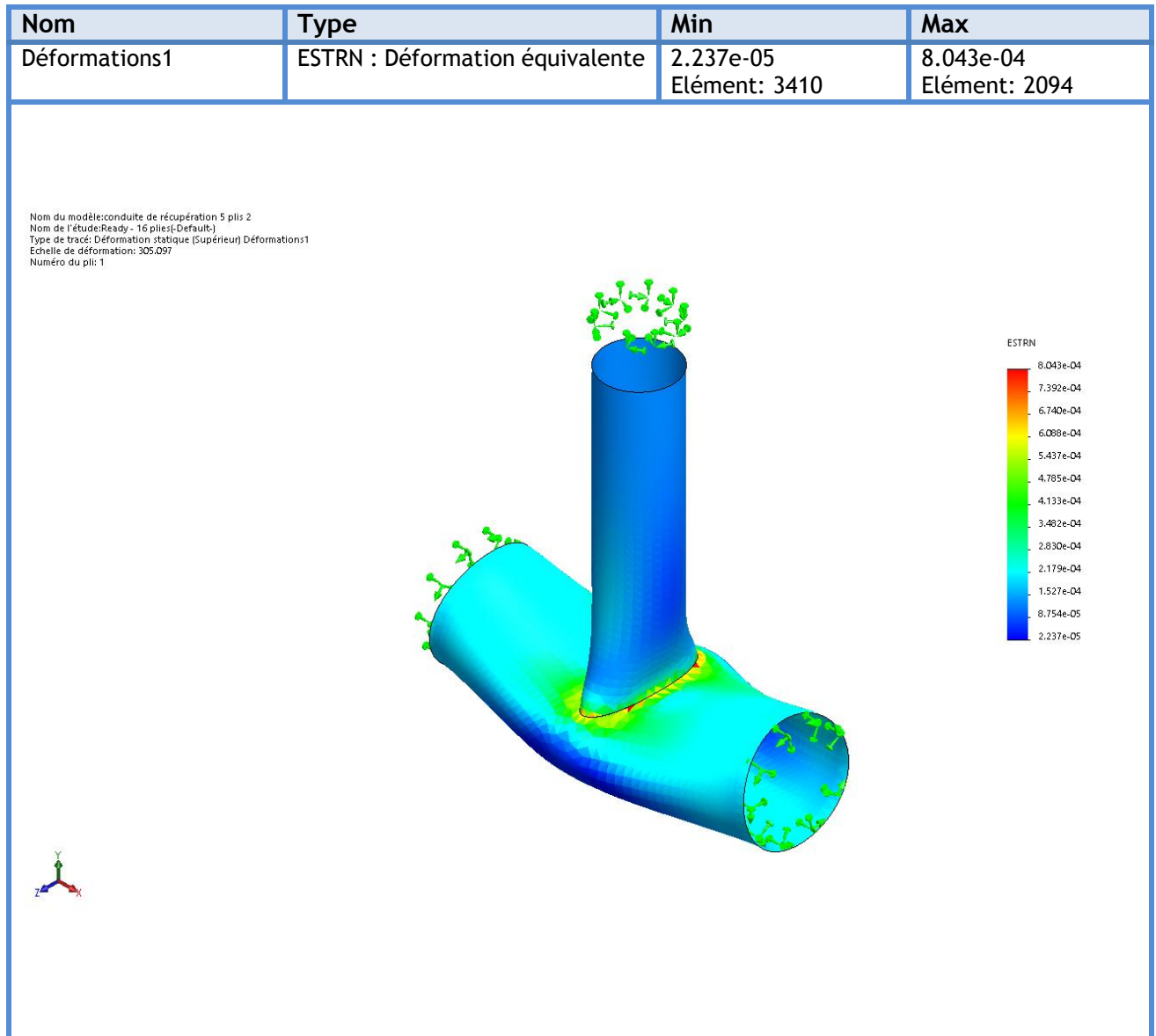


Figure III.14 : conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plis-Déformations-Déformations1

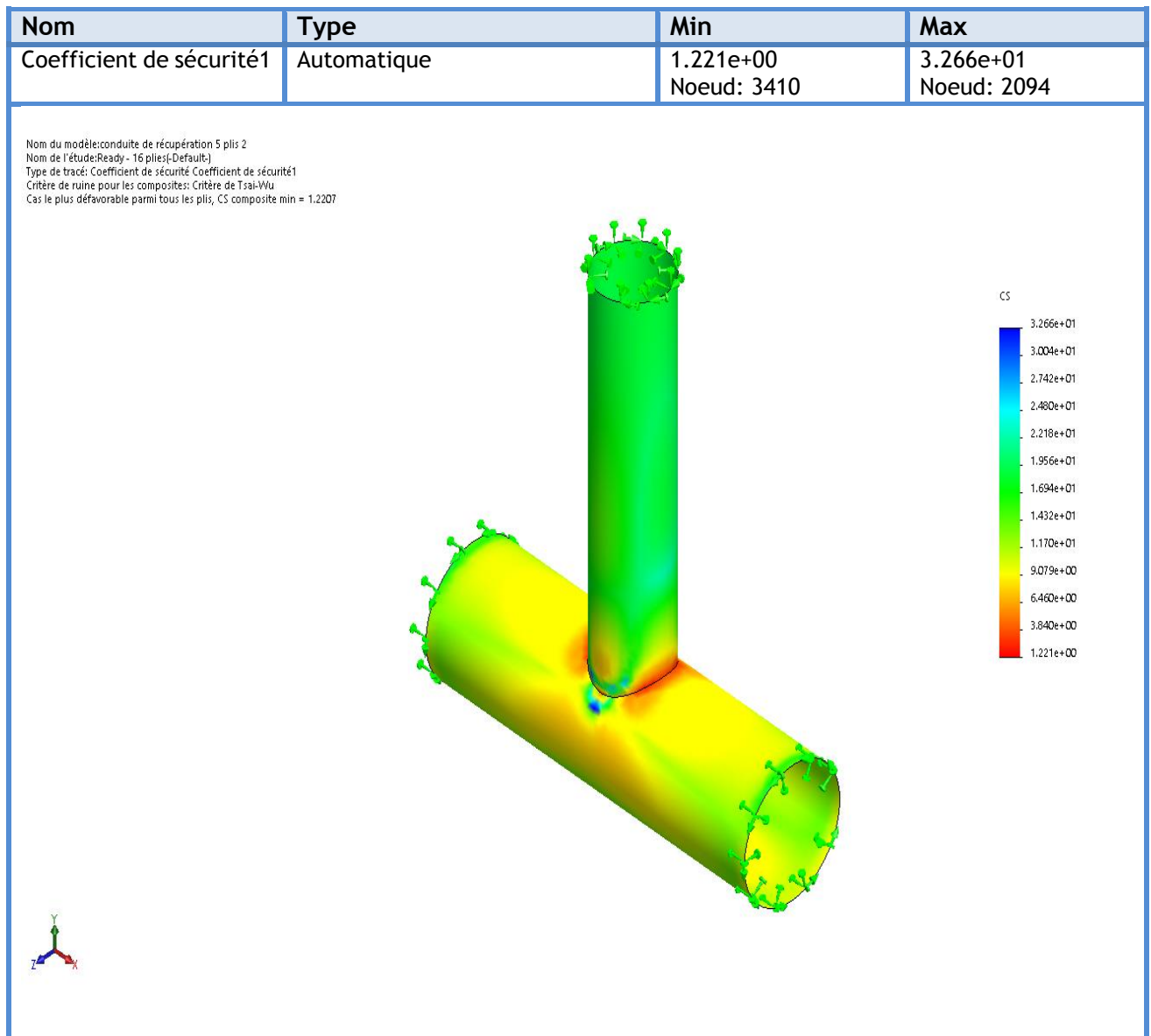


Figure III.15 : conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plies-Coefficient de sécurité-Coefficient de sécurité1

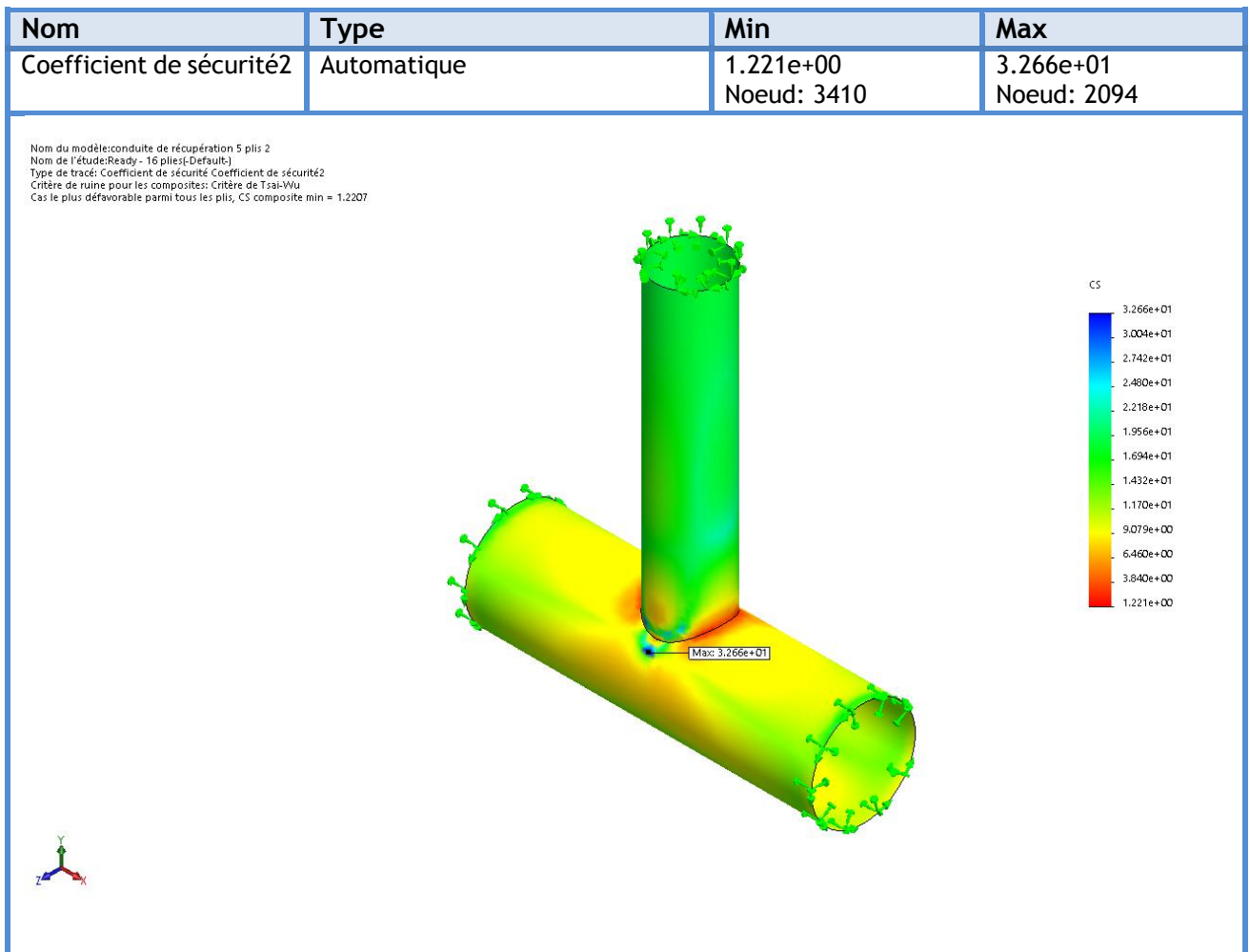
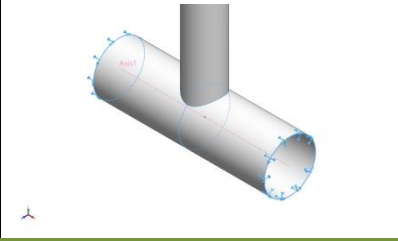


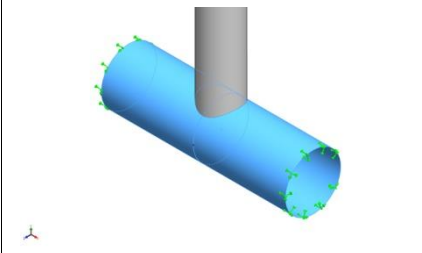
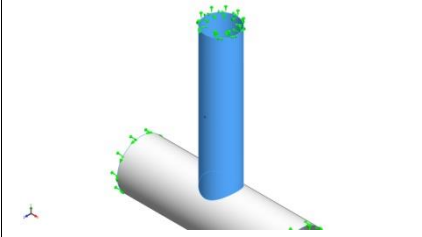
Figure III.16 : conduite de récupération 5 plis 2-Ready - 16 plies-Coefficient de sécurité-Coefficient de sécurité2

### III.5 Modifier l'orientation (Angle des plis) [0/30/60/-30]2S

#### III.5.1 Actions extérieures

Nom du déplacement imposé	Image du déplacement imposé	Détails du déplacement imposé	
Fixture-1		Entités:	1 arête(s)
		Référence:	Axis2
		Type:	Utiliser une géométrie de référence
		Translation:	---, 0 rad., ---
		Rotation:	0, 0, 0
		Unités:	m, rad

Nom du déplacement imposé	Image du déplacement imposé	Détails du déplacement imposé		
<b>Forces résultantes</b>				
Composants	X	Y	Z	Résultante
Force de réaction(N)	-0.000204325	7.45998e-08	-2.7506	2.7506
Moment de réaction(N.m)	0.010357	-0.00894697	-0.000643665	0.0137015
Fixture-2		<b>Entités:</b> 2 arête(s) <b>Référence:</b> Axis1 <b>Type:</b> Utiliser une géométrie de référence <b>Translation:</b> ---, 0 rad., --- <b>Rotation:</b> 0, 0, 0 <b>Unités:</b> m, rad		
<b>Forces résultantes</b>				
Composants	X	Y	Z	Résultante
Force de réaction(N)	6.59449e-07	1013.42	2.75255	1013.42
Moment de réaction(N.m)	0.0756099	-0.114694	0.00321637	0.137411

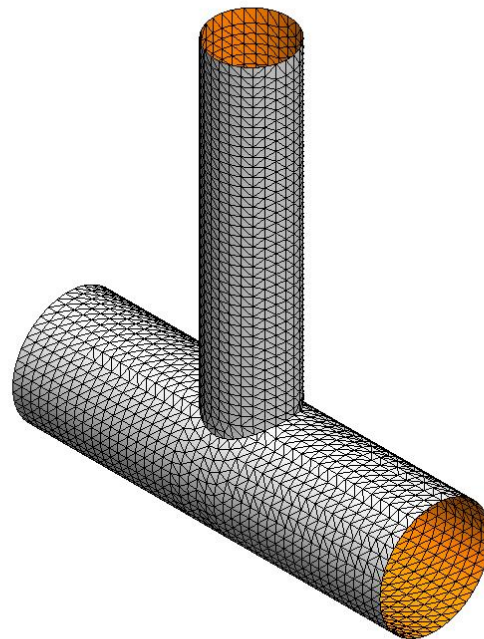
Nom du chargement	Image du chargement	Détails du chargement	
Pressure-1		<b>Entités:</b> 1 face(s) <b>Type:</b> Normal à la face sélectionnée <b>Valeur:</b> -0.5 <b>Unités:</b> N/mm <sup>2</sup> (MPa) <b>Angle de phase:</b> 0 <b>Unités:</b> deg	
Pressure-2		<b>Entités:</b> 1 face(s) <b>Type:</b> Normal à la face sélectionnée <b>Valeur:</b> 0.5 <b>Unités:</b> N/mm <sup>2</sup> (MPa) <b>Angle de phase:</b> 0 <b>Unités:</b> deg	

Type de maillage	Maillage coque avec surfaces
Mailleur utilisé:	Maillage standard
Transition automatique:	Désactivé(e)
Boucles automatiques de maillage:	Désactivé(e)
Vérification du Jacobien pour la coque	Activé(e)

Taille d'élément	0.241206 in
Tolérance	0.0120603 in
Tracé de qualité du maillage	Haute

Nombre total de noeuds	10348
Nombre total d'éléments	5112
Durée de création du maillage (hh:mm:ss):	00:00:02
Nom de l'ordinateur:	OTTECHETU-B11

Nom du modèle: conduite de récupération 5 plis 2  
 Nom de l'étude: Angle des plis {Default}  
 Type de maillage: Maillage coque avec surfaces



### III.5.2 Forces résultantes

#### Forces de réaction

Ensemble de sélections	Unités	Somme X	Somme Y	Somme Z	Résultante
Modèle entier	N	-0.000203371	1013.42	0.00195074	1013.42

#### Moments de réaction

Ensemble de sélections	Unités	Somme X	Somme Y	Somme Z	Résultante
Modèle entier	N.m	0.0859669	-0.123641	0.0025727	0.150612

III.5.3 Résultats de l'étude

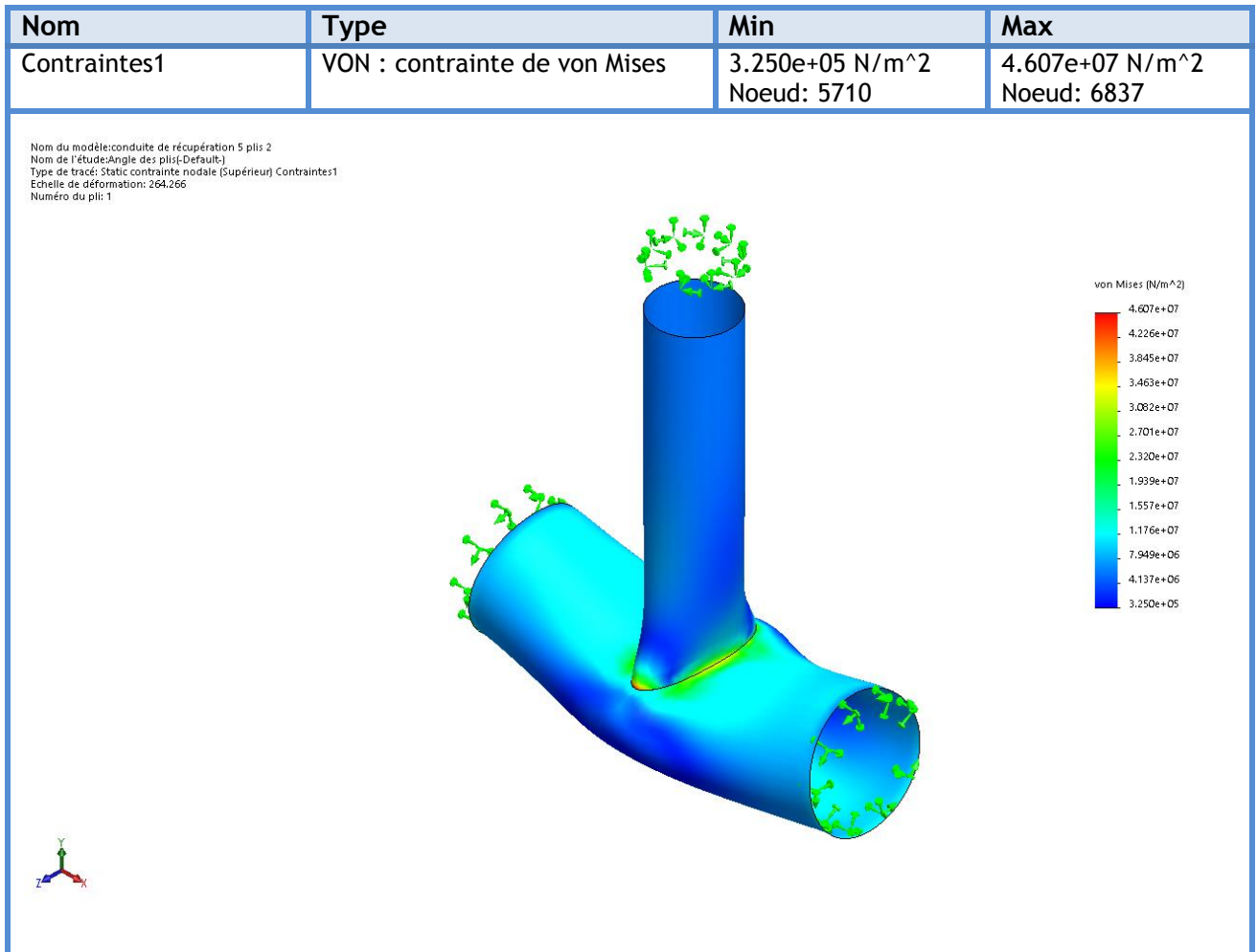


Figure III.17 : conduite de récupération 5 plis 2-Angle des plis-Contraintes-Contraintes1

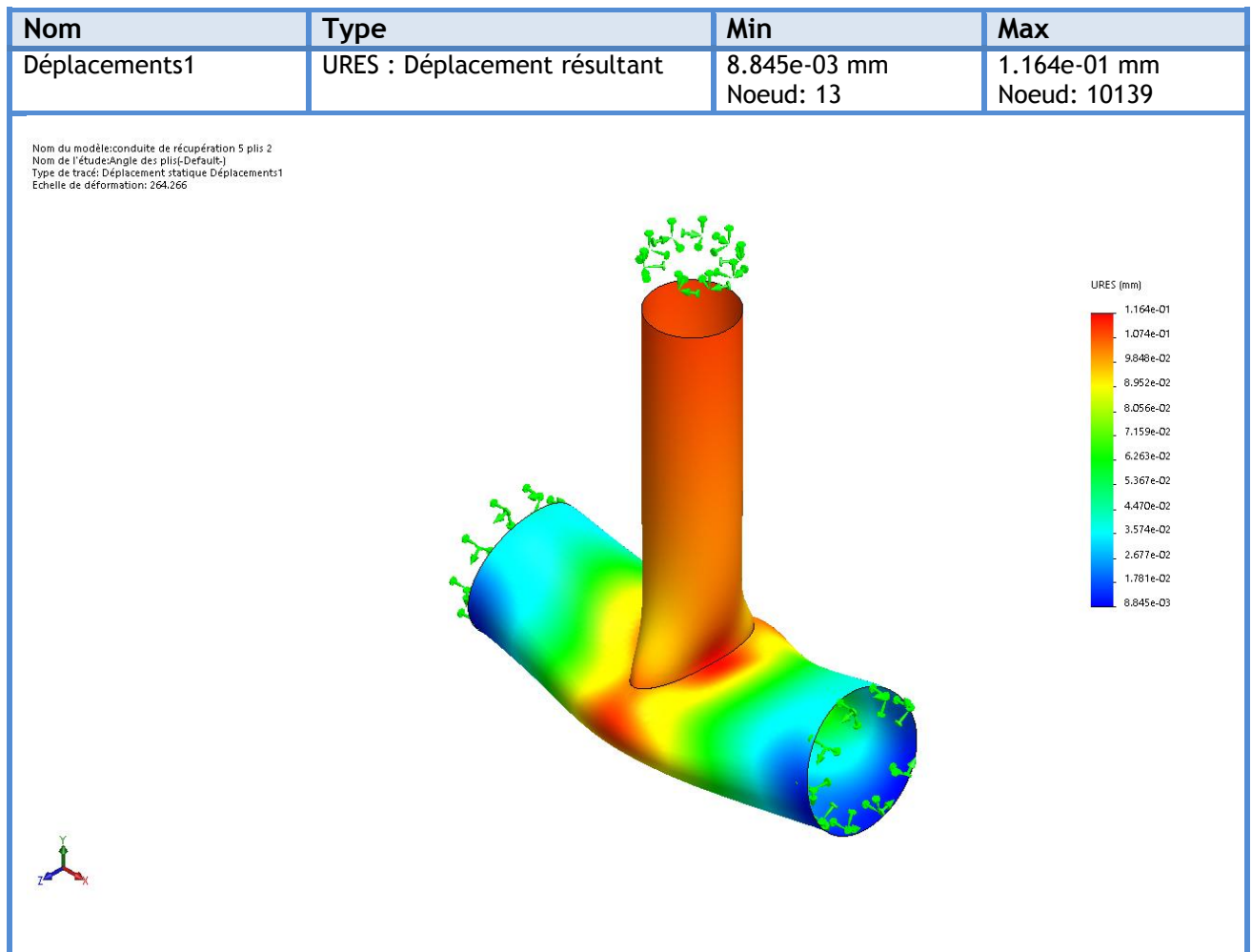


Figure III.18 : conduite de récupération 5 plis 2-Angle des plis-Déplacements-Déplacements1



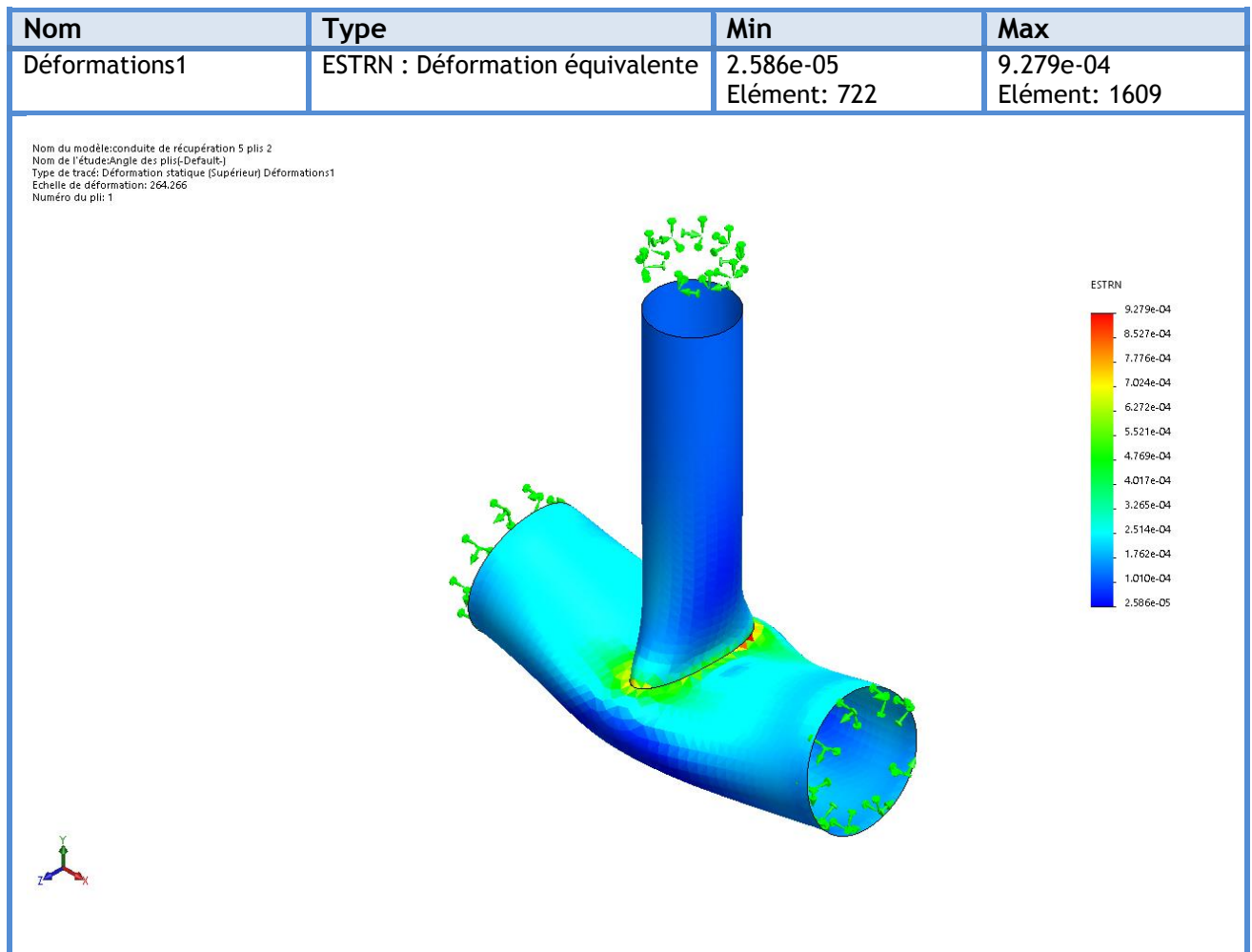
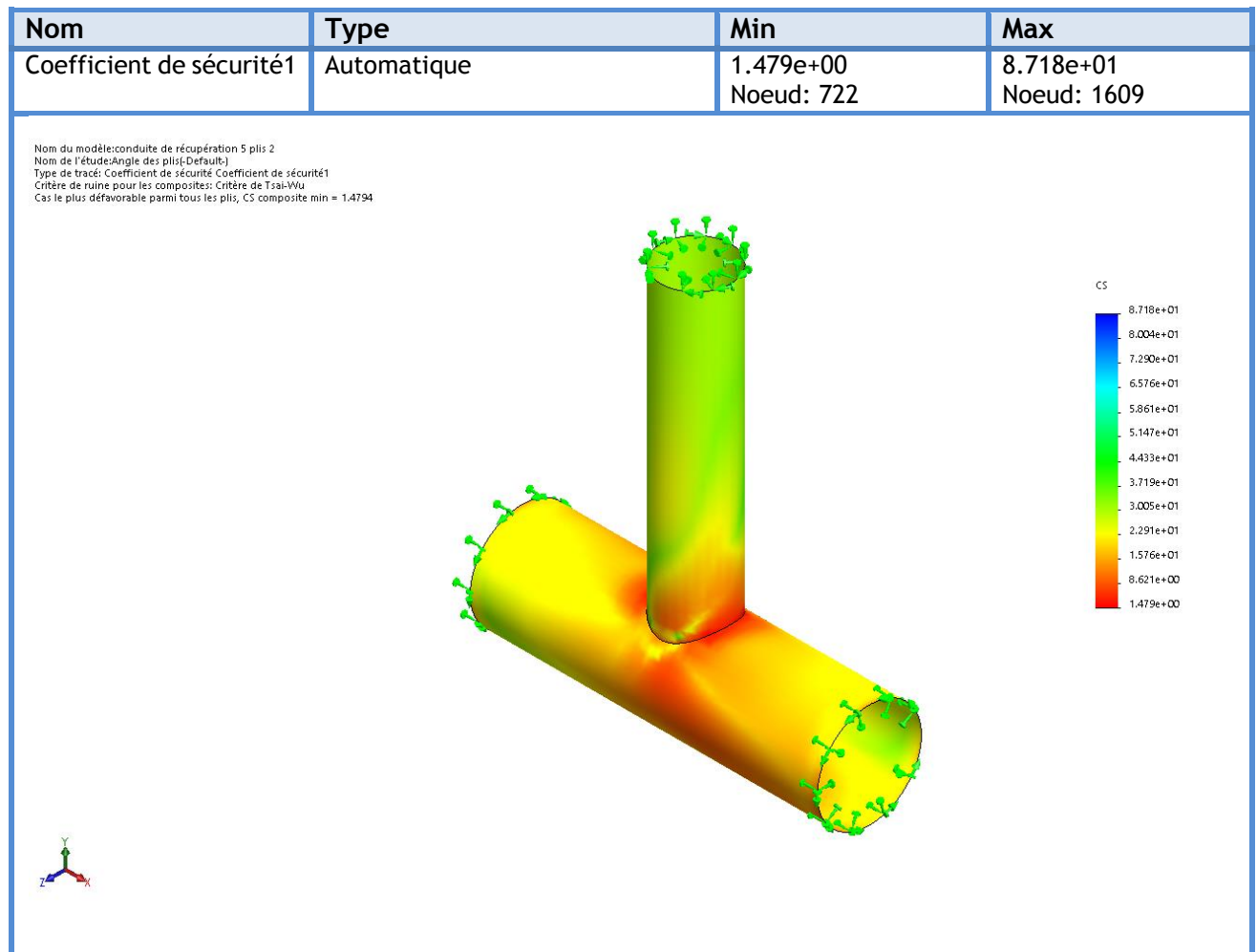


Figure III.19 : conduite de récupération 5 plis 2-Angle des plis-Déformations-Déformations1



**Figure III.20 : conduite de récupération 5 plis 2-Angle des plis-Coefficient de sécurité-Coefficient de sécurité1**

### III .6 Conclusion

Quand on étudie ce phénomène, qui est de changer le matériau acier par de modèle connexion composite T et soumis à une pression intérieure sur les faces internes des cylindres creux. Nous avons remarqué que ce matériau ne supporte pas la pression et donc une déformation et défaillance de la connexion en T pour un stratifié initial à 8 plis.

Et en augmentant les plis a 16 on remarque que le coefficient de sécurité augmente dans les deux cas de [0/45/90/-45] et [0/30/60/-30] mais quand on a changé les angles de [0/45/90/-45] a [0/30/60/-30] on remarque que 2eme cas Il est meilleur.

Enfin Notre étude nous a permis de constater que l'utilisation du composite a la place de l'acier est d'une utilité non importante du point vue faisabilité et changement matière.

## Conclusion générale

L'objectif assigné à ce travail était d'abord d'entamer des recherches sur des thèmes très spécifiques liés aux matériaux composites. En conséquence, la plupart de ce travail est réservé à la littérature liée au domaine des matériaux composites, notamment le domaine des matériaux composites stratifiés qui sont largement utilisées dans l'industrie et les nouveaux domaines de haute technologie, où ils représentent une partie essentielle de la construction civile, militaire, aérospatiale, marine, auto mobile et autres...et Ils sont légers, résistants à la corrosion, faciles à utiliser et résistants à la fatigue.

Notre étude et de l'analyse de défaillance d'une articulation en composite par une simulation avec SolidWorks.

Tout d'abord nous avons soumis une pression intérieure sur les faces internes des cylindres creux en T pour un stratifié initial à 8 couches ensuite on a Augmenter des laminés de matériau composite 16 couches avec  $[0/45/90/-45]_2S$  après modifier l'orientation (Angle des plis)  $[0/30/60/-30]_2S$ .

A travers cette étude, nous avons observé que le modèle T II ne peut pas résister avec 8 plis à cet effort ou à cette pression donc une déformation et défaillance.

Mais quand à augmenter les couches de 8 à 16 Nous avons remarqué une résistance du matériau.

Enfin, la défaillance fait en effet partie intégrante de la vie des pièces. Les matériaux composites sont parfois peu fiables et donc peu utiles du point de vue.

## Reference bibliographique

[1] **Jean-M BERTHELOT** mécanique et analyse des structure 5<sup>e</sup> édition 2012 Lavoisier Paris IBBN : 978-2-7430-14507

[2] **Bahlouli.N** « Cours Matériaux composites /DESS Mécanique avancée et stratégie industrielle » IOST-ULP

[3] **BOUDENNE.A.**, « *Etude expérimentale et théorique des propriétés thermo-physiques de Matériaux composite à matrice polymère* », Université PARISXII,2003.

[4] **Prombut. P.**, « caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels », thèse Doctorat, Toulouse, 2007.

[5] **BOUZIT. F.**, « élaboration et caractérisation mécanique, en statique et en fatigue, des panneaux sandwichs à base de renforts naturels », thèse Magister, BOUMERDES 2015

[6] **ARIBI.C.**, étude comparative du comportement des différents matériaux composites (différentes matrices). Mémoire de magister, Université de Boumerdès. 2011

[7] **SEYVET. J.**, Etude prospective stratégique sur les matériaux composites. L'industrie française des matériaux composites, Rapport de synthèse. 2001

[8] **CARMA** « Glossaire des matériaux composites » Actualisation octobre 2006

[9] **Laurin.F** Introduction générale sur les matériaux composites. ONERA Châtillon cedex 2011.

[10] **HADDADI .M.**, « étude numérique avec comparaison expérimental des propriétés thermoplastique des matériaux composites à matrice polymère », université Al Hadj Lakhdar, Batna, 2011.

[11] **ROKBI. M.**, « étude du comportement mécanique du stratifié polyester-fibre de verre », thèse Doctorat m'sila ,2012.

[12] **SAHIR. M**, « Comportement mécanique et caractérisation par implant piézoélectrique ultrasonore intégré d'un matériau composite », thèse Doctorat, Sfax, 2013.

[13] **Jean.M BERTHELOT** « Mécanique des Matériaux et Structures Composites » Le Mans, France page 69.74.

[14] **NECHAD. H**, « Evaluation de l'endommagement et de la rupture de matériaux hétérogènes par ultrasons et émission acoustique : Estimation de la durée de vie restante », Thèse de doctorat, INSA de Lyon, France, 2004.

[15] **Vannucci.P** « Matériaux composites structuraux » Méthodes d'analyse et de conception. Master France. 2007. cel-01529026.

## Résumé

L'emploi des matériaux composites pour réaliser des pièces mécaniques surtout composite stratifié est aujourd'hui largement répandu. La diversité des produits et des techniques de transformation leur fait pénétrer des marchés de la mécanique jusqu'alors traditionnellement réservés aux matériaux métalliques. En dépit des efforts entrepris pour réaliser des pièces de qualité, des défaillances prématurées peuvent survenir dues à certains défauts introduits au moment de la transformation, à des facteurs non ou mal considérés lors de la conception du SolidWorks ou, encore, à une mauvaise utilisation des pièces. On remarque d'emblée que cette situation n'est pas l'apanage des matériaux à base de polymères et qu'elle concerne également les matériaux métalliques. La défaillance est, en fait, partie intégrante de la vie des pièces. Une bonne compréhension du processus qui a conduit à l'avarie à et peut servir de support technique aux outils que son produit ou processus.

## ملخص

يتم الآن استخدام المواد المركبة لإنتاج الأجزاء الميكانيكية ، وخاصة المركب الرقائقي ، على نطاق واسع ، وقد أدى تنوع المنتجات وتقنيات المعالجة إلى اختراق الأسواق الميكانيكية التي كانت حتى ذلك الحين مخصصة تقليدياً للمواد المعدنية. على الرغم من الجهود المبذولة لإنتاج أجزاء عالية الجودة ، فقد تحدث حالات فشل مبكرة بسبب بعض العيوب التي تظهر أثناء المعالجة ، أو لعوامل لم يتم أخذها بعين الاعتبار أثناء تصميم الأعمال الصلبة أو حتى الاستخدام غير السليم للمواد. الغرض. يمكن أن نرى منذ البداية أن هذا الموقف ليس المجال الحصري للمواد القائمة على البوليمر ، بل يتعلق أيضاً بالمواد المعدنية. في الواقع ، الفشل جزء لا يتجزأ من حياة الأجزاء. فهم جيد للعملية التي أدت إلى الضرر. ويمكن أن تكون بمثابة دعم تقني للأدوات التي ينتجها المنتج أو العملية.

## Abstract

The use of composite materials to produce mechanical parts, especially laminated composite, is now widely used. The diversity of products and processing techniques has led them to penetrate mechanical markets hitherto traditionally reserved for metallic materials. Despite the efforts made to produce quality parts, premature failures may occur due to certain defects introduced during processing, to factors not or poorly considered during the design of the solid works or, even, to improper use of the materials. rooms. It can be seen from the outset that this situation is not the exclusive domain of polymer-based materials and concerns metallic materials. Failure is, in fact, an integral part of the life of the parts. A good understanding of the process that led to the damage and can serve as technical support for tools that its product or process.