جامعة محمد الخامس بالرباط
Université Mohammed V de Rabat

Université Mohammed V de Rabat
Ecole Mohammadia d'Ingénieurs
Département Génie Mécanique

المدرسة المحمدية للمهندسين
Ecole Mohammadia d'Ingénieurs

PROJET MATERIAUX

Sélection des matériaux pour une aile d'avion B-787-8 Dreamliner



Réalisé par :

YAZIDI HAMZA

ANADLOUZ ZAKARIA

Encadré par :

MME. TOUAIHER

I. Introduction et présentation du problème

I.1 Contexte du projet et objectifs

La sélection des matériaux joue un rôle essentiel dans l'industrie de manière générale. En effet, tout ce qui nous entoure est fabriqué à partir de matériaux qui ont dû, à un moment ou un autre, être soigneusement choisis. L'industrie aérospatiale, en tant que secteur de pointe, accorde une importance capitale à ce processus. Un avion est constitué de plusieurs dizaines, voire centaines, de matériaux distincts, chacun devant répondre à des exigences spécifiques. Par exemple, le fuselage doit supporter les nombreux cycles de pressurisation, tandis que le train d'atterrissage doit résister aux chocs lors de l'atterrissage. Ce projet se concentrera sur l'étude de la sélection des matériaux utilisés pour la conception des ailes de l'avion **B-787 Dreamliner**.



Figure I.1 : B-787-8 l'avion utilisé pour l'étude de la sélection de matériaux des ailes

Nous avons structuré notre étude en plusieurs étapes. Tout d'abord, nous examinerons les solutions passées et actuelles liées à la problématique, ce qui nous permettra d'orienter notre analyse et d'identifier d'éventuels résultats incohérents. Ensuite, nous prendrons en compte les diverses contraintes auxquelles les ailes seront soumises tout au long de leur cycle de vie. Nous effectuerons également une analyse détaillée de différentes sections de l'aile, notamment la structure principale, les bords d'attaque et les ailerons. En effet, ces parties sont généralement composées de matériaux distincts en raison des exigences spécifiques auxquelles elles doivent répondre.

Nous avons ensuite jugé pertinent de comparer nos conclusions avec celles de Boeing concernant les matériaux utilisés dans les ailes du B-787, ainsi qu'avec celles d'autres grands constructeurs aéronautiques comme Airbus et Boeing dans d'autres types d'avion. De plus, nous avons confronté nos résultats à la littérature scientifique, en nous appuyant notamment sur les rapports techniques de la NASA et des sources bibliographiques de référence.

I.2 Généralités sur les ailes d'avion

I.2.1 Fonction principale des ailes

Les ailes d'un avion jouent un rôle essentiel dans la génération de portance, qui permet de contrer le poids de l'appareil et de le maintenir en vol. La portance résulte de la différence de pression entre l'intrados (face inférieure) et l'extrados (face supérieure) de l'aile. Conformément au **principe de Bernoulli**, l'air se déplace plus rapidement au-dessus de l'extrados, créant une dépression, tandis que l'intrados subit une surpression en raison d'un flux plus lent, ce qui pousse l'aile vers le haut. L'angle d'incidence de l'aile influence cette portance, mais au-delà d'un certain seuil, un décrochage se produit lorsque l'air ne suit plus le profil. En plus de générer la portance, les ailes assurent la stabilité de l'avion en facilitant le contrôle du roulis et l'équilibre du vol, notamment grâce à des dispositifs comme les ailerons et les volets.

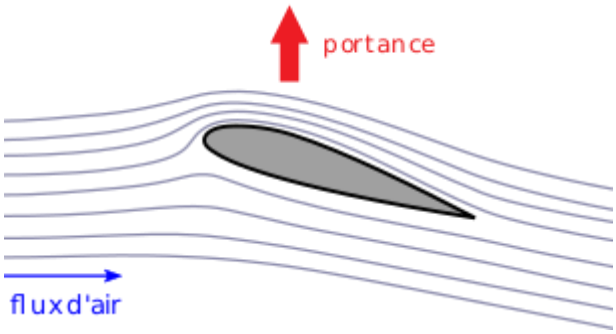


Figure I.2 : La portance créer par un profil d'aile d'avion

a. Formulation de la portance

La portance verticale F_z d'une aile vaut :

$$F_z = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_z$$

C_z : Coefficient de portance (nombre sans dimension) qui dépend de la forme de l'aile mais aussi de son incidence

S : Surface de référence en m^2

ρ : Masse volumique du fluide en kg/m^3

v : La vitesse au point d'étude

b. Principe de Bernoulli

Lors d'un écoulement stationnaire, où le champ des vitesses ne varie pas avec le temps, et dans un fluide parfait (sans effets de viscosité, pertes de charge, ni transferts thermiques) et incompressible (avec une masse volumique constante), la **quantité de Bernoulli** se conserve le long de chaque ligne de courant (c'est-à-dire le chemin suivi par les particules du fluide). L'équation correspondante est la suivante :

$$\frac{v^2}{2} + gz + \frac{P}{\rho} = Constante$$

Où :

P : Désigne la pression au point d'étude

g : L'accélération de la pesanteur

z : L'altitude du point d'étude.

Dans le cas général, cette constante varie d'une ligne de courant à une autre. Cependant, si l'écoulement est **irrotationnel** (c'est-à-dire que le rotationnel du champ des vitesses est nul), la quantité de Bernoulli reste constante dans tout le fluide. Cette constante dépend du type d'écoulement et est proportionnelle à la charge du système.

I.2.2 Structure générale des ailes

Les ailes responsables de la sustentation de l'avion subissent des contraintes considérables. À l'origine, les avions étaient dotés d'ailes haubanées, où des haubans soutenaient les efforts verticaux. Par la suite, ces haubans ont été remplacés par des mâts rigides profilés, offrant une meilleure résistance.

Aujourd'hui, les concepteurs privilégient des ailes plus épaisses et rigides, éliminant ainsi les mâts et les haubans superflus qui créaient une traînée supplémentaire. Ces ailes sont connues sous le nom de "cantilever" ou en "porte-à-faux". En général, chaque aile est composée de deux demi-ailes fixées de part et d'autre du fuselage à l'aide de ferrures d'attache métalliques.

a. Structure d'aile dite Caisson

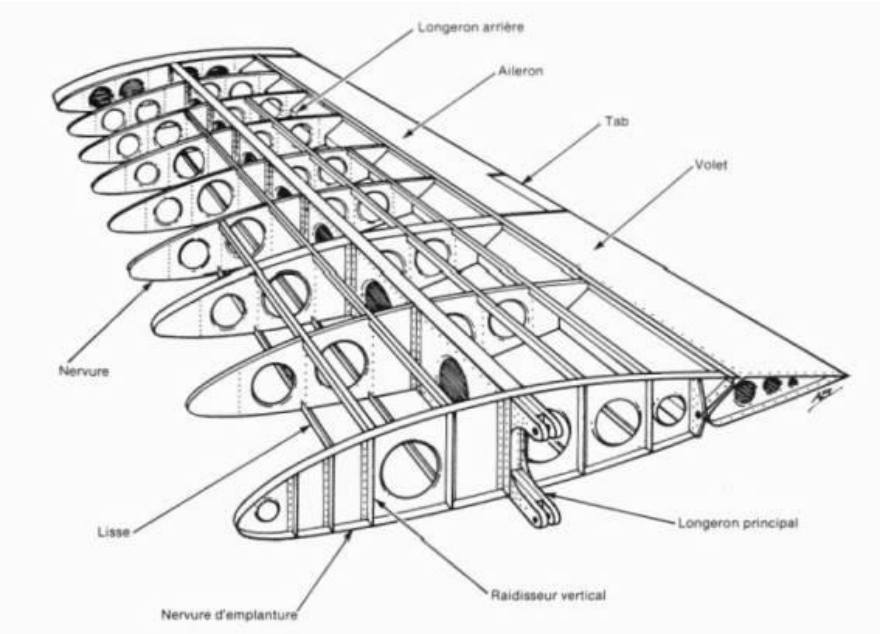


Figure I.3 : Structure d'aile Caisson

Cette structure offre l'avantage d'une grande résistance à la flexion et à la torsion, les efforts de torsion étant absorbés par les caissons.

Dans le cas du **B-787-8 Dreamliner**, la structure est composée de nervures et de longerons, recouverte d'un revêtement qui peut être non travaillant. Dans ce dernier cas, les nervures et les longerons supportent l'intégralité des charges. Alternativement, si le revêtement est considéré comme travaillant, il contribue alors à supporter une partie des efforts exercés sur la structure.

b. Structure d'aile en treillis

Ce type de construction, très léger, est utilisé sur certains petits avions, comme le **Piper J-3 Cub**. Cependant, il présente une grande souplesse en torsion, ce qui peut entraîner des vibrations critiques.



Figure I.4 : Structure d'aile en treillis



Figure I.5 : Piper J-3 Cub

c. Structure d’aile géodésique

Comme pour le fuselage, ce type de structure est désormais obsolète. Cependant, elle offrait une grande rigidité et une bonne tolérance aux dégradations, les forces étant absorbées par le reste de la structure. Ce design était notamment utilisé dans le **Boeing B-17 Flying Fortress**.



Figure I.6 : Structure d’aile géodésique



Figure I.7 : Boeing B-17 Flying Fortress

I.3 Problématique et cadre d'étude

Dans le cadre de notre étude, nous nous penchons sur la problématique suivante : **comment optimiser la sélection des matériaux pour les ailes du B-787 Dreamliner afin de garantir la performance aérodynamique et la résistance structurelle**. Cette question revêt une importance cruciale dans le domaine de l'aéronautique, étant donné les enjeux de sécurité, d'efficacité énergétique, et de durabilité des matériaux. Nos objectifs incluent l'analyse des performances des matériaux actuels utilisés dans les ailes du B-787, la comparaison de ces matériaux en termes de résistance, de légèreté et de coût, ainsi que la proposition de nouvelles alternatives ou améliorations basées sur cette analyse. Pour atteindre ces objectifs, nous adopterons une méthodologie qui comprendra l'analyse des données techniques de Boeing, une revue de la littérature scientifique sur la science des matériaux, et une comparaison avec les pratiques d'autres grands constructeurs tels qu'Airbus. Les sources d'information incluront des rapports techniques de la NASA, des publications académiques, ainsi que des normes industrielles et réglementations. Cependant, il est important de reconnaître certaines limites de notre étude, telles que la disponibilité des données et les variations des conditions d'exploitation des matériaux en vol. En définitive, cette recherche vise à apporter des contributions significatives à l'industrie aéronautique en proposant des pistes d'amélioration pour la sélection des matériaux des ailes, avec un impact potentiel sur la performance et la sécurité des aéronefs.

II. Analyse des solutions passés et actuelles :

II.1. Matériaux utilisés dans l'aéronautique :

Les premiers avions, comme ceux des frères Wright représenté à la **Figure II.1,** par exemple, étaient faits de **bois et de tissus.** En effet, le bois est léger et résistant en raison de ses longues fibres, l'avantage majeur du bois réside dans son ratio E/RAU élevée mais pas le meilleur. Parmi les limitations d'utilisation du bois est qu'il absorbe l'eau et sa forme/ses dimensions s'en trouvent changées, ainsi qu'il ne convient pas aux concentrations de contrainte et les ailes bois- tissus n'étaient pas waterproof.

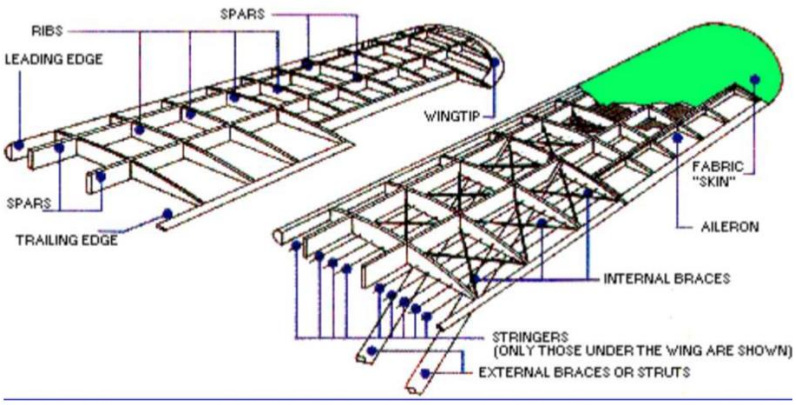


Figure II.1 : Structure d'ailes de bois

En 1915, Junkers a même réussi à construire un avion en **acier** avec des ailes encastrées, mais il n'est pas bien répandu à cause du poids lourd de **l'acier** et sa limite élastique faible.



Figure II.2 : Avion en acier par Junkers

L'utilisation des alliages d'acier est donc restreinte aux plus petites pièces dont la rigidité est primordiale. C'est pourquoi, un autre matériau plus léger et assez solide est **l'aluminium**. Celui-ci possède une ration résistance masse excellent et résiste beaucoup mieux aux attaques extérieures, ce qui nécessite bien moins de contrôles.

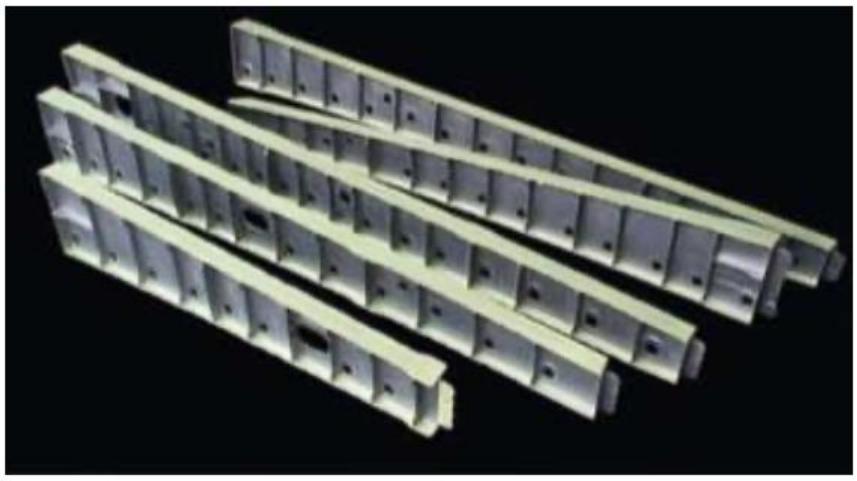


Figure II.3 : Longerons d'aile

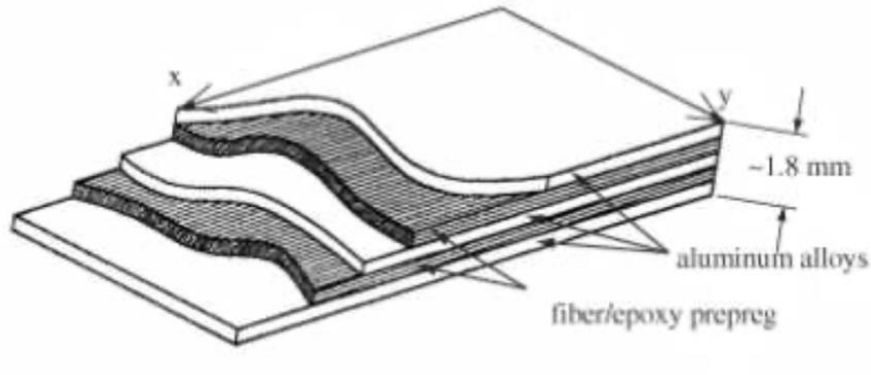


Figure II.4 : Couche d'AL et de GFRP (Glass Fiber Reinforced Plastic)

Les matériaux composites sont, eux aussi, massivement employés pour la construction des ailes d'avion. Ceux-ci sont majoritairement composés de fibres enchâssées dans une matrice de résines. La présence de fibres orientées induit les propriétés de rigidité et de résistance du matériau.

II.2. Comparaison entre approche traditionnelles et actuelles :

	Yield or tensile strength* [MPa]	Young [MPa]	Density [kg ·m^{-3}]	Ratio Young-Density	Ratio Strength-Density
Wood	100*	14000	640	21.9	0.156
Structural steel	200	210000	7800	26.9	0.025
Aluminum	75	70000	2700	25.9	0.027
High strength steel alloy A514	690	210000	7800	26.9	0.088
Aluminum alloy 2014	400	73000	2700	9.3	0.148
Titanium alloy 6Al-4V	830	118000	4510	26.17	0.184
Carbon fiber reinforced plastic	1400* (theoretical)	130000	1800	72.2	0.777

Figure II.5 : Comparaison des résistances spécifique

Remarque : la fibre de carbone est **un matériau composite** qui possède les meilleurs rapports de performances, c'est pour cela, il est le plus utilisés dans l'industrie d'aéronautique.

III. Résolution du problème avec CES EduPack

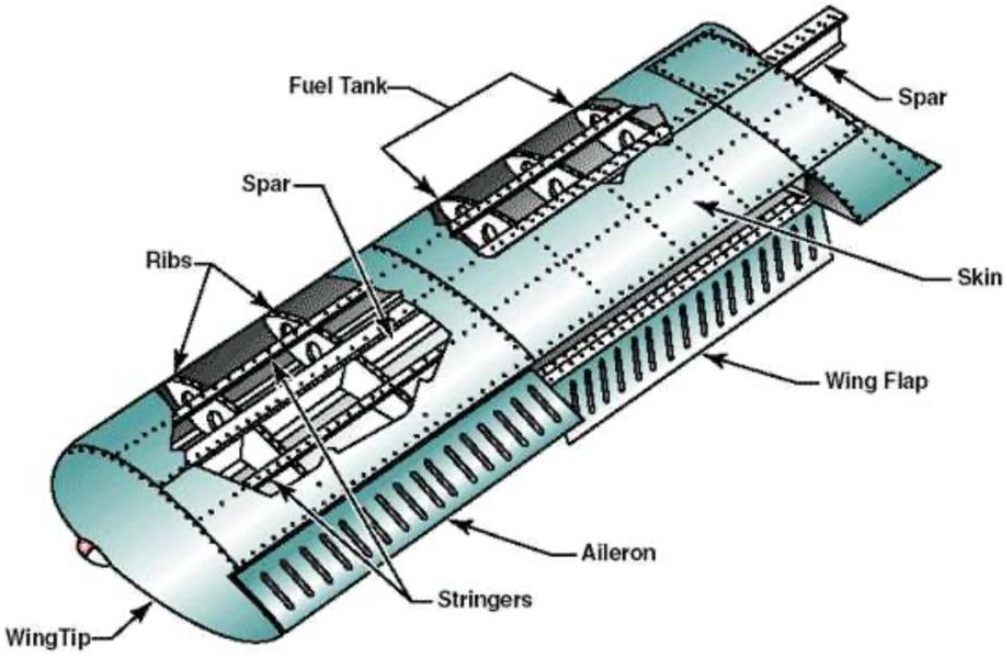


Figure III.1 : Structure semi monocoque de l'aile

Pour l'étude de l'aile, on ne considéré pas l'existence du Wing tip, et on le traite sous forme de structure semi monocoque, puis on divise cette structure sous trois parties essentielles :

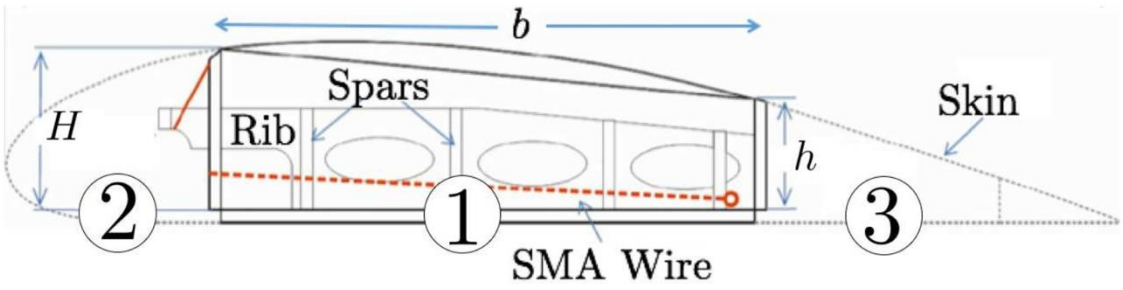


Figure III.2 : Les trois parties essentielles de l'aile

1. Structure principale.
2. Bord d'attaque.
3. Aileron.

On va procéder par l'étude de chaque partie à part en utilisant la méthode d'ASHBY, or la structure principale reste une partie déterminante puisqu'il doit reprendre les efforts les plus grandes.

III.1 Structure principale de l'aile

III.1.1 Géométrie

Fonction objective : minimiser la masse de l'avion pour en améliorer les performances et diminuer la consommation, le poids étant l'ennemi à combattre**.**

Ensuite, nous simplifions l'aile par une poutre console où l'encastrement représente le fuse- lage**,** En effet, le poids propre de l'aile est une distribution trian- gulaire et compense la forme triangulaire de distribution de portance. Notons que dans notre cas, nous prenons Ct = Co **.**

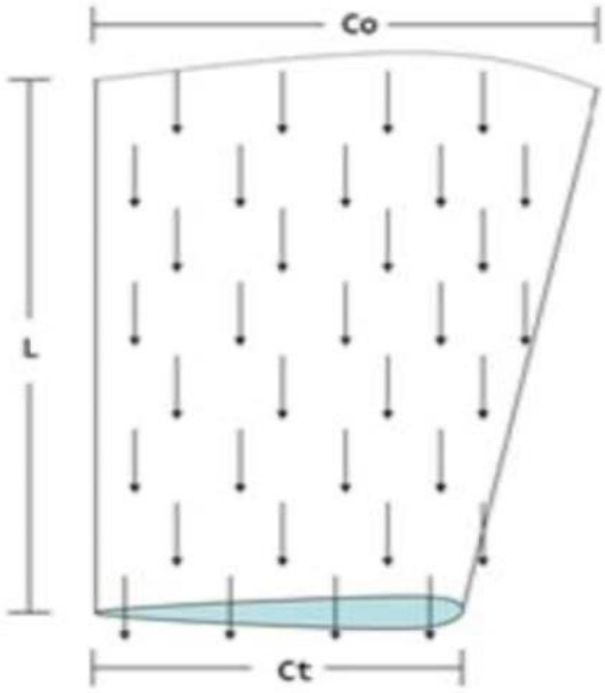


Figure III.3 : Distribution de la pression globale

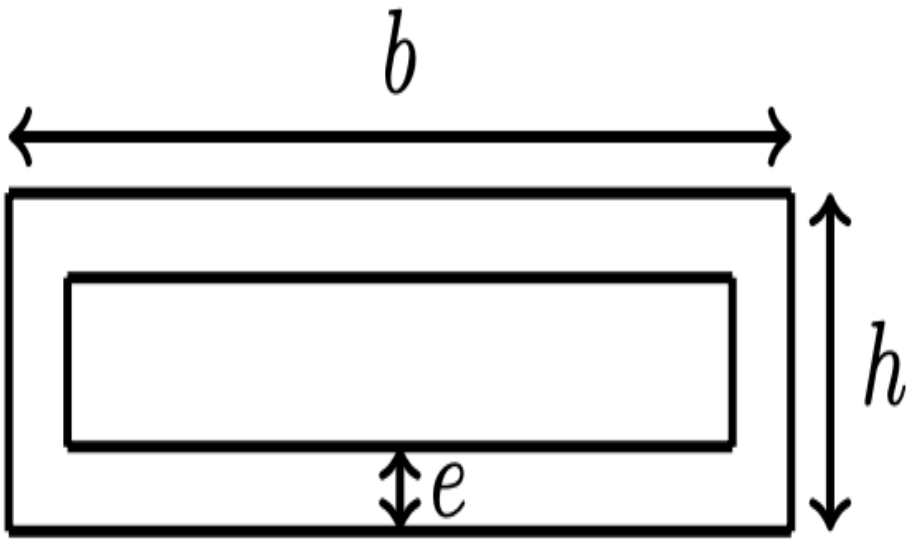


Figure III.4 : Simplification de la forme de structure principale de l'aile

III.1.2 Contraintes mécaniques

Cette partie centrale de l'aile doit supporter le moment de flexion, et son matériau doit avoir :

- ✓ σ : contrainte de flexion ≤ σf : contrainte de fatigue (MPa) .
- ✓ Rigidité E (MPa) : les ailes doivent être suffisamment rigides pour tenir toutes seules et supporter la portance mais sans être trop cassantes.
- ✓ Ténacité K (MPa √m) : les fissures sont présentes partout dans les avions mais doivent rester faibles et ne pas se propager, donc avoir une bonne ténacité.

Nous utiliserons les contraintes de fatigue et de rigidité pour le calcul de l'indice de performance et les autres critères serviront de limite.

III.1.3 Calcul des indices de performance

- ✓ Résistance à la fatigue σf :

$$\sigma = \frac{M_f y}{I} \leq \sigma_f$$

Avec :

$$y = \frac{h}{2}$$

$$I = \frac{bh^3}{12} - \frac{(h-2e)^3 \cdot (b-2e)}{12} \approx \frac{e(h^3+3bh^2)}{6} \quad . \text{ Pour } e << b \text{ .}$$

Car nous fixons la hauteur en fonction de la base, le profil doit rester dans la même proportion pour conserver l'effet du airfoil, donc

$$h = \frac{b}{4} \text{ et } M_f = \frac{p \times L^2}{2}$$

- ✓ Rigidité E :

$$\delta = \frac{pL^4}{8EI}$$

Avec :

$$I = eb^3 \frac{13}{384}$$

En remplaçant

$$h = \frac{b}{4}$$

✓ **Variable libre :**

$$A = bh - (b-2e)(h-2e) \approx 2e(h+b) = \frac{5}{2}eb$$

1. **Resistance à la fatigue:**

Base b libre: $b = (\frac{48 \times M_f}{13 \times e \times \sigma_f})^{\frac{1}{2}}$

Solution : $\min(m) = \min(\rho LA) = \min(M_f{}^{\frac{1}{2}} \cdot e(\frac{5}{2}\left(\frac{48}{13}\right)^{\frac{1}{2}})\left(\frac{\rho}{\sigma_f{}^{\frac{1}{2}}}\right))$

$$\rightarrow \max(W_1) = \max(\frac{\sigma_f{}^{\frac{1}{2}}}{\rho})$$

Épaisseur libre : $e = \frac{48M_f}{13b^2\sigma_f}$

Solution : $\min(m) = \min\left(M_f b^2 \frac{120}{13}\left(\frac{\rho}{\sigma_f}\right)\right) \rightarrow\rightarrow \max(W_1) = \max(\frac{\sigma_f}{\rho})$

Puisque $\max(W_1) < \max(W_1)$, on va prendre $\max(W_1)$ pour la méthode AND.

2. **Rigidité E :**

Base b libre: $b = (\frac{48}{13}\frac{p \times L^4}{E \times e \times \delta})^{\frac{1}{3}}$

Solution : $\min(m) = \min\left((\frac{p}{\delta})^{\frac{1}{3}} \times e^{\frac{2}{3}} \times 3{,}86 \times \left(\frac{\rho}{E^{\frac{1}{3}}}\right)\right) \rightarrow \max(W_2) = \max(\frac{E^{\frac{1}{3}}}{\rho})$

Épaisseur libre : $e = \frac{48}{13}\frac{pL^4}{E \times b^3 \times \delta}$

Solution : $\min(m) = \min\left(\left(\frac{p}{\delta}\right) b^3 \frac{120}{13}\left(\frac{\rho}{E}\right)\right) \rightarrow \max(W_2) = \max(\frac{E}{\rho})$

Puisque $\max(W_2) < \max(W_2)$ on va prendre $\max(W_2)$ pour la méthode AND.

3. **Méthode ADN (Approche par Niveau de Décision) :**

Cette méthode suppose que les phénomènes en jeu ne soient pas Anta- gonistes.

La relation générale est : $W^* = \prod_{i=1}^{n} W_i{}^{m_i}$

On a 2 paramètres tel que : $m_1 + m_2 = 1$

✓ **Pour la base b libre :**

$$W^* = {W_1}^{m_1} \times {W_2}^{1-m_1} = (\frac{{\sigma_f}^{\frac{1}{2}}}{\rho})^{m_1} \times (\frac{E^{\frac{1}{3}}}{\rho})^{1-m_1}$$

Puisque la rigidité et la résistance à la fatigue ont le même degré d'importance, alors on prend $m_1 = \frac{1}{2}$, en introduisant le logarithme, on trouve :

$$log\left(\frac{{\sigma_f}^{\frac{1}{2}}}{\rho}\right) = -log\left(\frac{E^{\frac{1}{3}}}{\rho}\right) + 2 \times log(W^*)$$

Donc : $$y = -x + p$$

- ✓ **Pour l'épaisseur e libre :**

$$W^* = {W_1}^{m_1} \times {W_2}^{1-m_1} = (\frac{\sigma_f}{\rho})^{m_1} \times (\frac{E}{\rho})^{1-m_1}$$

Même chose, pour $m_1 = \frac{1}{2}$.

$$\log\left(\frac{\sigma_f}{\rho}\right) = -\log\left(\frac{E}{\rho}\right) + 2 \times \log(W^*)$$

Alors : $$y = -x + p$$

- ✓ nous pouvons considérer seulement le cas du paramètre libre qui a l'exposant le plus élevé dans l'équation de contrainte, ce cas sera le plus déterminant.

Donc, on prend la première équation :

$$log\left(\frac{{\sigma_f}^{\frac{1}{2}}}{\rho}\right) = -log\left(\frac{E^{\frac{1}{3}}}{\rho}\right) + 2 \times log(W^*)$$

$$y = -x + p$$

III.1.4 Résultats obtenus et graphes générés avec CES

À l'aide du logiciel CES, nous utilisons l'équation précédente pour construire un graphique logarithmique. L'objectif est de sélectionner progressivement le matériau le plus adapté à notre application. Pour ce faire, nous traçons des isopentes basées sur l'équation, ce qui permet de prendre en compte les critères liés à la contrainte mécanique (σf) et au module d'élasticité (E).

Afin d'élargir l'analyse et de répondre à toutes les exigences, nous intégrerons également des limites supplémentaires pour considérer des propriétés essentielles telles que :

- ✓ **La ténacité**, pour garantir la résistance aux chocs et aux fractures ;

- ✓ **Les contraintes thermiques**, afin d'évaluer la capacité du matériau à supporter des variations de température ;
- ✓ **Les propriétés électriques**, en fonction des besoins d'isolation ou de conductivité.

Cette approche méthodique permet d'identifier le matériau optimal tout en respectant les exigences mécaniques, thermiques et électriques de l'application.

Résultats sans limites :
Les lignes pointillées des isopentes intersectent l'axe vertical au niveau de $2\log(W^*)$ Les matériaux les plus performants sont ceux situés le long des isopentes les plus élevées, car cela permet de maximiser la valeur de W^*.

On cherche des matériaux qui ont un indice de performance supérieur à 6 N·m/Kg l'équation qui correspond a cet indice de performance est l'équation qui est continue

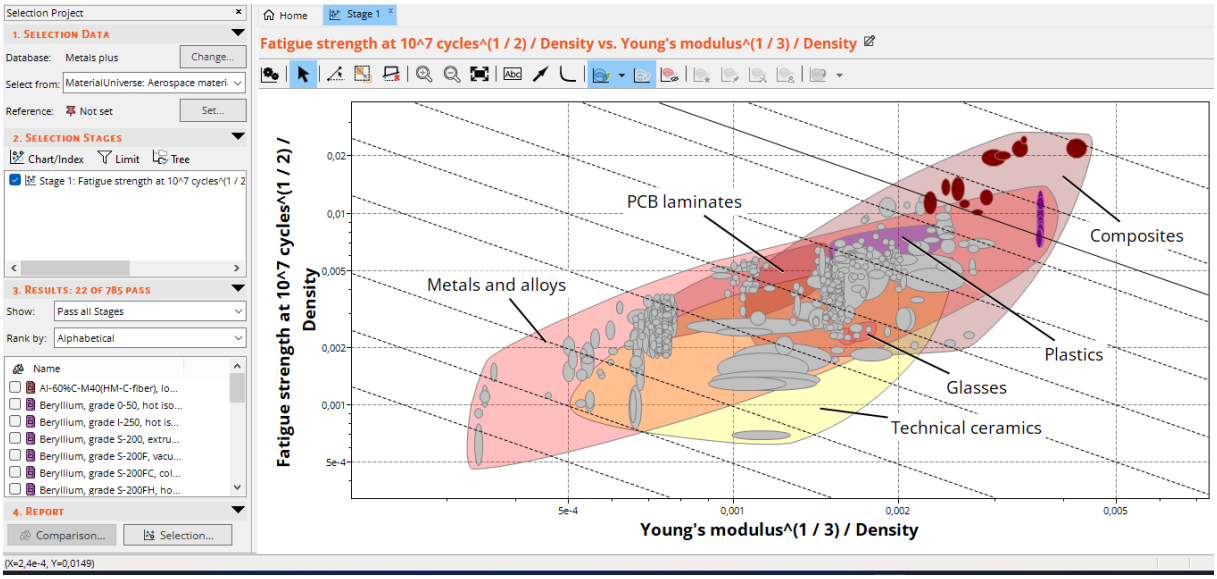


Figure III.5 : Résultat sans limite

Les matériaux qui ont un grande indice de performance sont les composite

Limite sur la ténacité Kc Nous imposons une ténacité d'au moins $Kc > 30\ [MPa\sqrt{m}]$

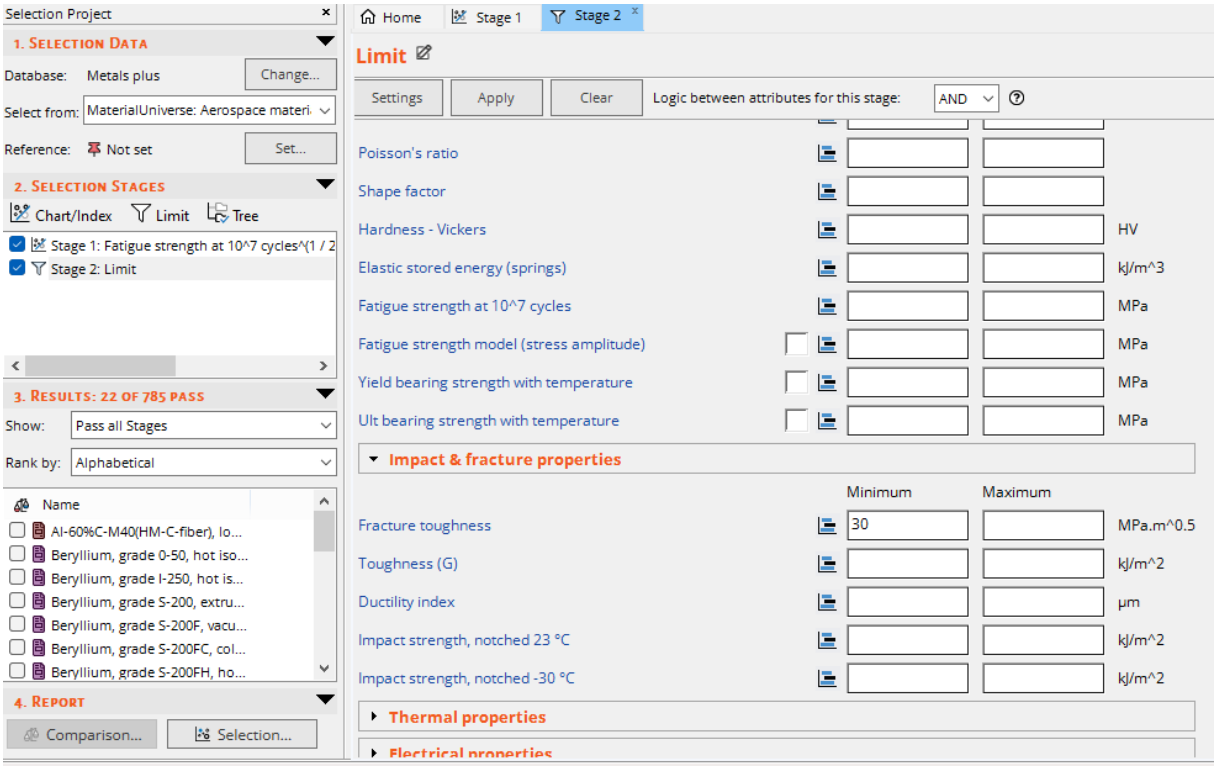


Figure III.6 : Limite sur la ténacité Kc

Limite thermique Nous imposons un coefficient d'expansion thermique d'au max $\alpha > 10^{-6}\ [°K^{-1}]$

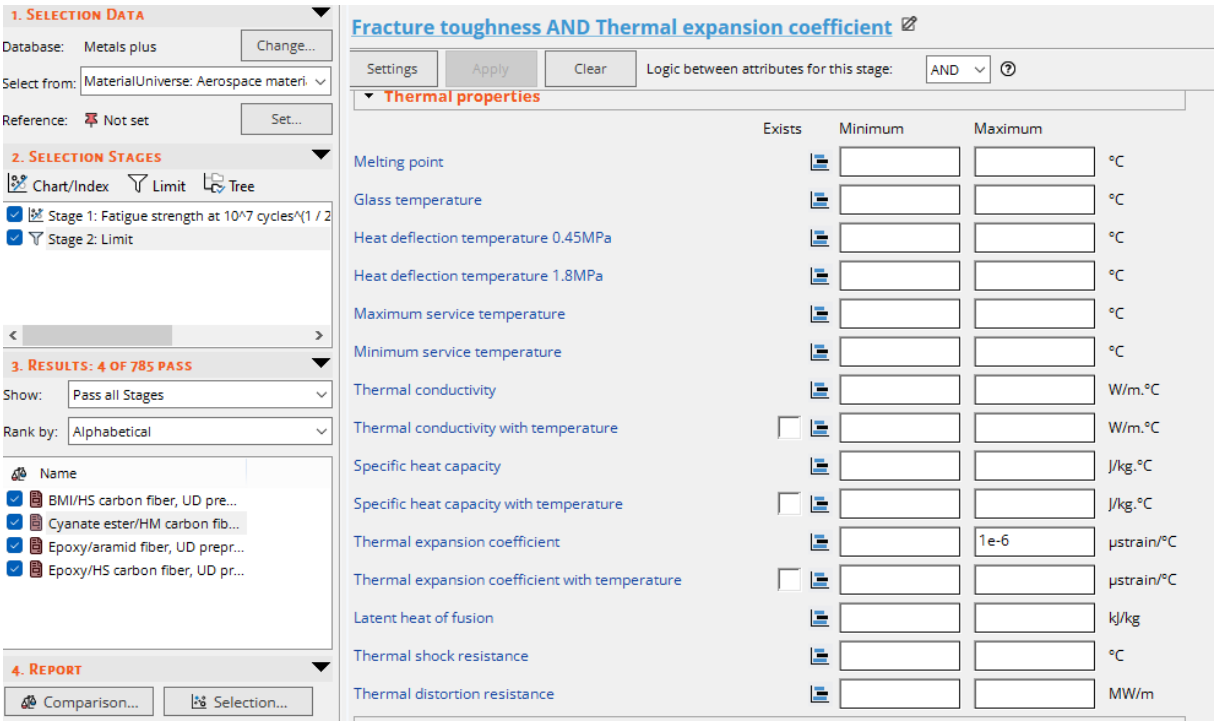


Figure III.7 : Limite thermique

Résultats avec limites :

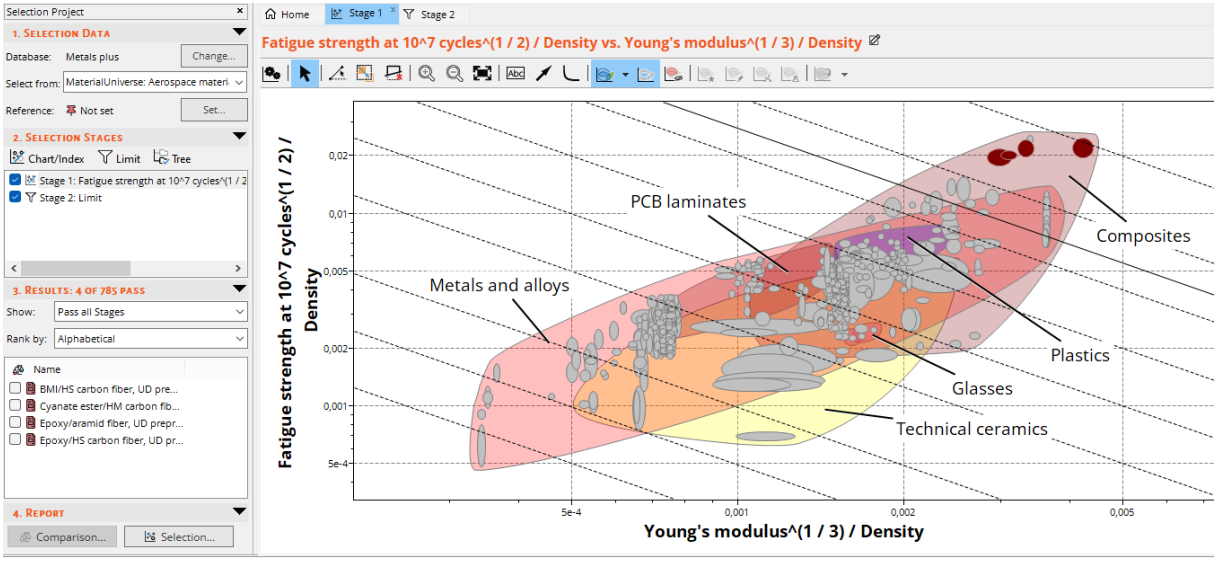


Figure III.8 : Résultats avec limites

On remarque qu'on a seulement 4 composite qui vérifier les limites donnes

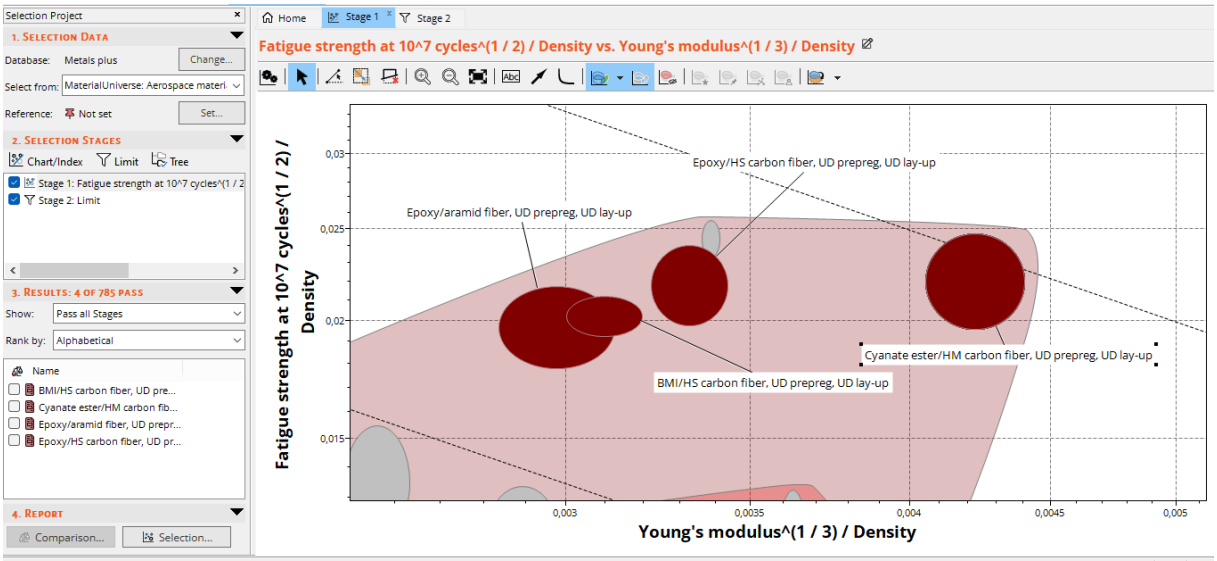
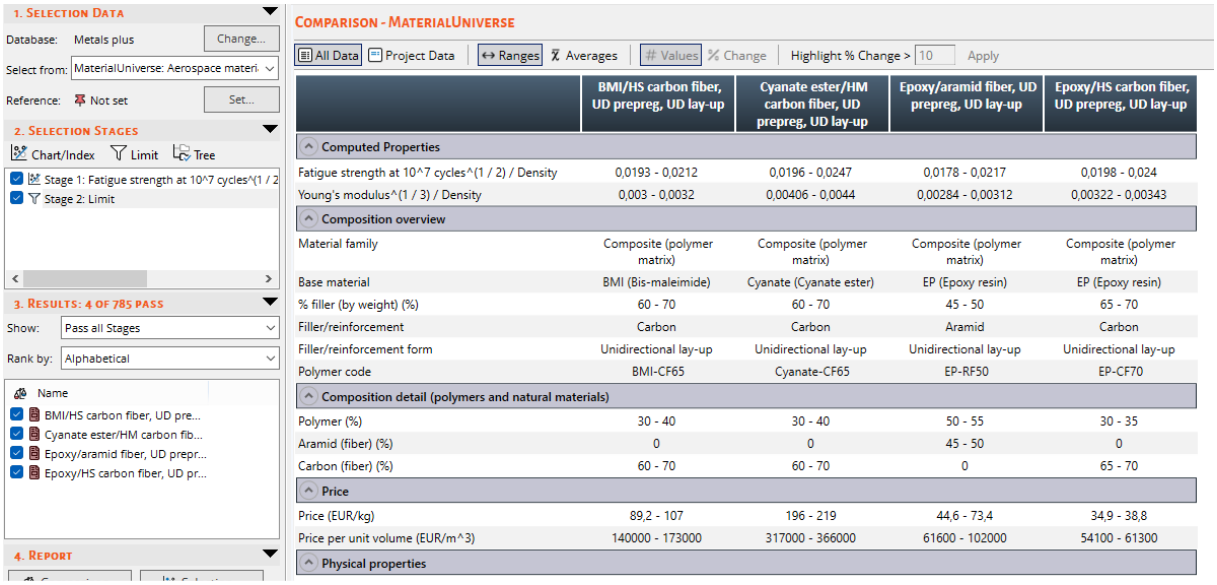


Figure III.9 : Zoom sur les résultats avec limites

Bibliographie des matériaux :



	BMI/HS carbon fiber, UD prepreg, UD lay-up	Cyanate ester/HM carbon fiber, UD prepreg, UD lay-up	Epoxy/aramid fiber, UD prepreg, UD lay-up	Epoxy/HS carbon fiber, UD prepreg, UD lay-up
Computed Properties				
Fatigue strength at 10^7 cycles^(1 / 2) / Density	0,0193 - 0,0212	0,0196 - 0,0247	0,0178 - 0,0217	0,0198 - 0,024
Young's modulus^(1 / 3) / Density	0,003 - 0,0032	0,00406 - 0,0044	0,00284 - 0,00312	0,00322 - 0,00343
Composition overview				
Material family	Composite (polymer matrix)	Composite (polymer matrix)	Composite (polymer matrix)	Composite (polymer matrix)
Base material	BMI (Bis-maleimide)	Cyanate (Cyanate ester)	EP (Epoxy resin)	EP (Epoxy resin)
% filler (by weight) (%)	60 - 70	60 - 70	45 - 50	65 - 70
Filler/reinforcement	Carbon	Carbon	Aramid	Carbon
Filler/reinforcement form	Unidirectional lay-up	Unidirectional lay-up	Unidirectional lay-up	Unidirectional lay-up
Polymer code	BMI-CF65	Cyanate-CF65	EP-RF50	EP-CF70
Composition detail (polymers and natural materials)				
Polymer (%)	30 - 40	30 - 40	50 - 55	30 - 35
Aramid (fiber) (%)	0	0	45 - 50	0
Carbon (fiber) (%)	60 - 70	60 - 70	0	65 - 70
Price				
Price (EUR/kg)	89,2 - 107	196 - 219	44,6 - 73,4	34,9 - 38,8
Price per unit volume (EUR/m^3)	140000 - 173000	317000 - 366000	61600 - 102000	54100 - 61300
Physical properties				

Figure III.10 : Bibliographie des matériaux dans GRANTA

Les matériaux finale qu'on va faire entre eux une comparaison finale afin de choisir les meilleurs matériaux pour notre application sont **BMI-CF65**, **Cyanate-CF65**, **EP-RF50** et **EP-CF70**

BMI-CF65 est un matériau composite qui fait partie de la catégorie des polymères à base de **BMI** (Bismaleimide). Il est souvent utilisé dans des applications de haute performance, en particulier dans les secteurs aérospatial et automobile, où des propriétés mécaniques et thermiques exceptionnelles sont nécessaires.

- ✓ **BMI (Bismaleimide)** : Le bismaleimide est un type de résine thermodurcissable qui présente une excellente stabilité thermique, une résistance mécanique élevée et une bonne résistance aux produits chimiques. Il est particulièrement adapté aux environnements de températures élevées et aux applications nécessitant une grande rigidité.
- ✓ **Fibres de carbone (CF)** : Le **CF65** indique que ce composite est renforcé par des fibres de carbone, ce qui améliore ses caractéristiques mécaniques. Les fibres de carbone apportent une rigidité, une résistance à la traction et une légèreté importantes, ce qui est crucial dans les applications aéronautiques et aérospatiales.
- ✓ **Applications** : Ce matériau est utilisé pour des composants structuraux dans l'aéronautique, y compris des pièces de structure d'avion, des panneaux, des ailerons, et d'autres éléments où les performances à haute température et la résistance mécanique sont critiques.
- ✓ **Propriétés thermiques et mécaniques** : Le **BMI-CF65** offre une bonne résistance à des températures élevées, mais sa température minimale de service est généralement plus élevée que celle de matériaux comme le **EP-CF70**, ce qui limite son utilisation dans des environnements extrêmement froids.

Le **Cyanate-CF65** est un matériau composite qui combine une **résine cyanate** et des **fibres de carbone** (CF65). Il est couramment utilisé dans des applications de haute performance,

notamment dans les secteurs aérospatial et automobile, où des propriétés mécaniques et thermiques exceptionnelles sont nécessaires.

- ✓ **Cyanate (résine cyanate)** : La résine cyanate est un polymère thermodurcissable qui offre une excellente stabilité thermique et une faible dilatation thermique, ce qui la rend particulièrement adaptée aux environnements de haute température. Elle présente également une bonne résistance chimique, ce qui est essentiel pour les applications dans des environnements corrosifs.
- ✓ **Fibres de carbone (CF)** : Le **CF65** fait référence aux fibres de carbone utilisées dans ce composite. Ces fibres renforcent la résine cyanate, améliorant ainsi la résistance mécanique, la rigidité et la durabilité du matériau. Les fibres de carbone sont légères tout en offrant une grande résistance à la traction, ce qui est essentiel dans les applications aérospatiales et industrielles où la légèreté et la résistance sont cruciales.
- ✓ **Applications** : Le **Cyanate-CF65** est utilisé pour des composants dans l'aéronautique et l'aérospatiale, tels que des pièces de structure d'avion, des composants de moteurs, et d'autres éléments où une haute performance thermique et mécanique est exigée. Il est également utilisé dans des applications industrielles nécessitant des matériaux résistants à la chaleur et à la corrosion.
- ✓ **Propriétés thermiques et mécaniques** : Le **Cyanate-CF65** présente une **résistance thermique** remarquable et est capable de fonctionner à des températures élevées, bien au-delà des résines thermodurcissables classiques. Cependant, sa température minimale de service est généralement plus élevée que celle de certains autres composites, ce qui limite son utilisation dans des environnements extrêmement froids. En revanche, il offre une **résistance mécanique élevée** et une **résistance à la traction** importante grâce aux fibres de carbone.

EP-RF50 est un matériau composite à base de résine **époxy** (EP), renforcé de fibres **de carbone** (RF50). Ce type de composite est utilisé dans des applications exigeantes en termes de performance mécanique et thermique, notamment dans les secteurs aérospatial, aéronautique et automobile.

- ✓ **Résine époxy (EP)** : L'époxy est un polymère thermodurcissable largement utilisé dans les composites en raison de ses excellentes propriétés mécaniques et thermiques. Elle offre une **résistance élevée à la traction**, une **bonne adhésion** aux renforts (comme les fibres de carbone) et une **résistance chimique** notable. De plus, elle présente une faible dilatation thermique, ce qui la rend adaptée aux environnements de températures modérées à élevées.
- ✓ **Fibres d'aramide (RF50)** : Le **RF50** désigne des **fibres d'aramide** utilisées pour renforcer la résine époxy. Les fibres d'aramide sont connues pour leur **légèreté**, **rigidité** et **résistance à la traction** exceptionnelles. Elles améliorent les propriétés mécaniques du composite, ce qui est crucial dans les applications où la résistance et la performance sont primordiales. Le renforcement en fibres de carbone permet au composite de supporter des charges plus élevées tout en conservant une masse relativement faible.
- ✓ **Applications** : L'**EP-RF50** est utilisé dans des applications aérospatiales et aéronautiques pour des **composants structuraux** tels que les **panneaux d'avion**, **ailes**, **panneaux de moteurs** et autres pièces où la combinaison de résistance mécanique et légèreté est essentielle. Il est également utilisé dans des applications industrielles et automobiles où des matériaux à haute performance sont requis.

- ✓ **Propriétés thermiques et mécaniques** : Le **EP-RF50** offre une **résistance mécanique** élevée et une **bonne stabilité thermique**. Sa température minimale de service se situe généralement à des niveaux modérés, ce qui le rend adapté aux environnements moins extrêmes que ceux que l'on trouve dans la stratosphère ou la haute atmosphère. De plus, les fibres de carbone améliorent sa **résistance à l'impact** et sa **résilience**.

EP-CF70 est un matériau composite à base de résine **époxy** (EP), renforcé de **fibres de carbone** (CF70). Ce type de composite est conçu pour offrir des performances mécaniques et thermiques exceptionnelles, et il est utilisé dans des applications industrielles et aéronautiques de haute performance.

- ✓ **Résine époxy (EP)** : L'époxy est un **polymère thermodurcissable** qui est largement utilisé pour ses **propriétés mécaniques et thermiques exceptionnelles**. Il est connu pour sa **résistance à la traction**, son **adhérence forte aux renforts**, sa **résistance chimique** et sa **faible dilatation thermique**. L'époxy offre également une **bonne résistance aux températures élevées**, bien qu'elle soit généralement plus adaptée aux environnements thermiques modérés.
- ✓ **Fibres de carbone (CF70)** : Le **CF70** fait référence à l'utilisation de **fibres de carbone** comme renfort dans la résine époxy. Ces fibres apportent des **propriétés mécaniques supérieures**, telles que **rigidité**, **résistance à la traction** et **légèreté**. Elles permettent également d'améliorer la **résistance aux chocs** et la **durabilité** du composite. Les composites à base de fibres de carbone sont particulièrement recherchés dans les secteurs aérospatial et aéronautique en raison de leur **légèreté** et de leur **haute résistance mécanique**, cruciales pour les applications à haute performance.
- ✓ **Applications** : **EP-CF70** est utilisé dans des applications **aérospatiales**, **aéronautiques**, ainsi que dans des secteurs industriels où la performance à haute température, la résistance mécanique et la légèreté sont essentielles. Par exemple, il peut être utilisé pour des **structures d'avion**, des **panneaux de fuselage**, des **éléments de moteur** et d'autres composants où la combinaison de propriétés thermiques et mécaniques est cruciale.
- ✓ **Propriétés thermiques et mécaniques** : Le **EP-CF70** possède une **résistance thermique élevée**, ce qui lui permet de supporter des températures allant jusqu'à des valeurs relativement élevées. Sa **température minimale de service** peut atteindre des températures aussi basses que **-123°C**, ce qui le rend particulièrement adapté aux environnements extrêmes, comme ceux rencontrés dans la stratosphère ou l'aérospatiale, où des températures très froides peuvent être rencontrées. Sa **résistance à la traction**, sa **rigidité** et sa **résilience** sont également parmi les plus élevées parmi les matériaux composites.

	Code du polymère	BMI-CF65	Cyanate-CF65	EP-RF50	EP-CF70
Détails de composition (polymères et matériaux naturels)	**Polymère (%)**	30 - 40	30 - 40	50 - 55	30 - 35
	Aramide (fibre) (%)	0	0	45 - 50	0
	Carbone (fibre) (%)	60 - 70	60 - 70	0	65 - 70
Prix	**Prix (EUR/kg)**	89,2 - 107	196 - 219	44,6 - 73,4	34,9 - 38,8
	Prix par unité de volume (EUR/m³)	140000 - 173000	317000 - 366000	61600 - 102000	54100 - 61300
Propriétés physiques	**Densité (kg/m³)**	1570 - 1610	1620 - 1670	1380	1550 - 1580
Propriétés mécaniques	**Module d'élasticité (GPa)**	110 - 130	299 - 376	60 - 80	129 - 154
	Limite d'élasticité (MPa)	1710 - 1740	1890 - 2530	1100 - 1380	1740 - 2170
	Résistance à la traction (MPa)	1710 - 1740	1890 - 2530	1100 - 1380	1740 - 2170
	Coefficient de Poisson	0,3 - 0,335	0,17 - 0,25	0,34	0,32 - 0,34
	Dureté - Vickers (HV)	21,6 - 47,4	10,5 - 21,5	10,8 - 21,5	10,8 - 21,5
	Résistance à la fatigue (10^7 cycles) (MPa)	940 - 1130	1040 - 1650	605 - 897	959 - 1410
Propriétés aux impacts et à la rupture	**Ténacité à la rupture ($MPa.m^{05}$)**	56,9 - 73,9	48,3 - 59	56,3 - 68,8	60,2 - 73,5
	Résilience (G) (kJ/m^2)	27,2 - 45,5	6,84 - 10,6	44,3 - 70,5	25,5 - 38,6
Propriétés thermiques	**Température maximale de service (°C)**	230 - 250	121 - 177	140 - 220	140 - 220
	Température minimale de service (°C)	-67 à -47	-51 à -31	-48 à -28	-123 à -73
	Conductivité thermique (W/m.°C)	3,89 - 6,56	3,9 - 6,6	0,19 - 0,26	3,9 - 6,6
	Coefficient de dilatation thermique (µstrain/°C)	-0,17	-1,6	-0,83	-0,6

Figure III.11 : Caractéristique à prendre en considération pour le matériau

Choix finale :

L'altitude maximale de croisière du Boeing 787 Dreamliner est de 43 100 pieds (environ 13 137 mètres). À cette altitude, selon l'Atmosphère Standard Internationale (ISA), la température extérieure standard est d'environ **-56,5 °C**. Bien que cette valeur soit une référence standard, elle peut varier légèrement en fonction des saisons et des conditions météorologiques. À cette altitude, dans des zones polaires ou en hiver, la température peut descendre jusqu'à **-70 °C voire -80 °C** dans des conditions extrêmes, dépassant largement la valeur standard.

Compte tenu de ces exigences thermiques rigoureuses, nous pouvons immédiatement éliminer les matériaux suivants :

- ✓ **BMI-CF65**, avec une température minimale de service entre -67 °C et -47 °C.
- ✓ **Cyanate-CF65**, avec une température minimale de service entre -51 °C et -31 °C.
- ✓ **EP-RF50**, avec une température minimale de service entre -48 °C et -28 °C.

Ces matériaux ne sont pas adaptés aux températures extrêmes que la structure principale de l'aile du Boeing 787 peut rencontrer en vol. Le seul matériau restant est **EP-CF70**, qui présente une plage de température minimale de service comprise entre **-123 °C et -73 °C**, parfaitement adaptée pour résister aux conditions extrêmes de la tropopause.

Ainsi, **EP-CF70** s'impose comme le choix optimal pour cette application, grâce à sa capacité à maintenir ses propriétés mécaniques et thermiques même dans des environnements extrêmement froids.

Code Polymère	EP-CF70
Résistance à la fatigue à 10^7 cycles σ_f (MPa)	959 - 1410
Module de Young E (GPa)	129 - 154
Limite d'élasticité R_e (MPa)	1740 - 2170
Prix C (EUR/kg)	34,9 - 38,8
Densité ρ (kg/m³)	1550 - 1580
Ténacité à la rupture K_c (MPa·m$^{0.5}$)	60,2 - 73,5
Coefficient de dilatation thermique α (µstrain/°C)	-0,6
Température minimale de service T_{min} (°C)	-123 à -73
Indice de performance P (N·m/Kg)	7,69 – 7,95
Prix par Indice de performance C/P (EUR/ N·m)	4,38 – 5,04

Figure III.12 : Caractéristique de EP-CF70

Epoxy/HS carbon fiber, UD prepreg, UD lay-up

Datasheet view: All attributes | Show/Hide | Find Similar

Hybrids: composites, foams, honeycombs, natural materials > Composites > Polymer matrix > Epoxy > Carbon fiber > Unidirectional prepreg >

General information

Designation

Epoxy (EP) matrix, high strength carbon fiber unidirectional tape prepreg, 0° Unidirectional lamina (unidirectional tape prepreg, fiber Vf:0.55 - 0.65, autoclave cure at 115-180°C, 6-7 bar)

Tradenames

Cycom; Fiberdux; Scotchply

Typical uses

Lightweight structural members in aerospace, automotive components, sporting goods, springs, pressure vessels, drones, multi-use rockets, robotics

Figure III.13 : Générale information sur EP-CF70

III.2 Bord d'attaque

III.2.1 Géométrie

Le bord d'attaque peut être représenté par un demi-tube ayant un rayon moyen R et une épaisseur t. Dans ce cas, la relation 2R+t=h2R + t = h est vérifiée, où h correspond à la hauteur totale du bord d'attaque, identique à celle de la structure principale de l'aile.

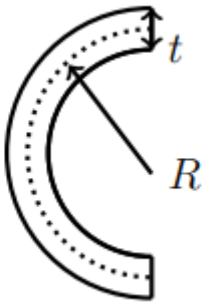


Figure III.14 : Simplification du bord d'attaque

III.2.2 Contraintes appliquées

- ✓ **Mécaniques** : Le bord d'attaque n'est pas conçu pour supporter la flexion, cette fonction étant assurée par la structure principale. Son rôle est de protéger l'aile, ce qui implique une grande résistance aux chocs (caractérisée par une résilience élevée, $G_c$en [J/cm²]). De plus, pour un solide mince se comportant de manière élastique linéaire, G_c est lié au facteur de résistance à la rupture K_c par une relation spécifique.

$$G_c = \frac{K_c^2}{E(1+v)}$$

K_c domine par rapport à E car il est élevé au carré. Cependant, si E est trop important, le matériau risque de devenir trop cassant, ce qui peut entraîner une faible résilience, surtout si sa ténacité n'est pas suffisante.

- ✓ **Thermiques et électriques** : de même que la structure principale de l'aile

III.2.3 Indices de performance

Objectif : Minimiser m

Contraintes : Résistance aux chocs G_c

$$U = \pi R t G_c$$

Avec,

- ✓ U l'énergie potentielle du choc $[J]$
- ✓ G_c la résilience $[J/mm^2]$
- ✓ t l'épaisseur $[mm]$

Variable libre :

$$A \approx \pi R t$$

D'après l'équation de contrainte, la seule variable indépendante est l'épaisseur t

$$t = \frac{U}{\pi R G_c}$$

Expression de la solution

$$\min(m) = \min(\rho L A) = \min(\rho L \pi R t) = \underbrace{\min(U)}_{f_1(F)} \underbrace{\min(L)}_{f_2(G)} \underbrace{\min(\frac{\rho}{G_c})}_{f_3(M)}$$

$$\Leftrightarrow$$

$$\max(W) = \max(\frac{G_c}{\rho})$$

$$\log(W) = \log(G_c) - \log(\rho) \Longrightarrow \log(G_c) = \log(\rho) + \log(W)$$

$$y = x + P$$

III.2.4 Résultats et graphiques associés

Résultats sans limites :

Nous procédons de la même manière que la structure principale pour les graphes et isopentes et obtenons

Nous fixons un indice de performance minimal de 0,97 $J \cdot m/Kg$:

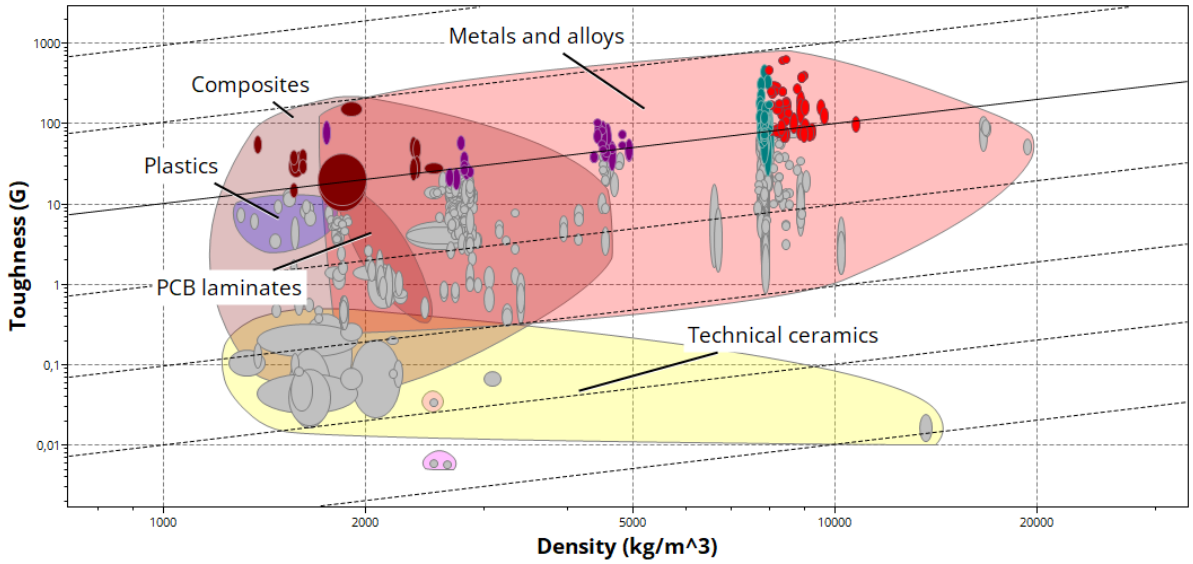


Figure III.15 : Résultats sans limites

Les meilleurs matériaux sont ceux qui se situent le long de l'iso-pente la plus élevée dans le graphique. Cela permet d'éliminer immédiatement toutes les céramiques, ce qui n'est pas surprenant puisque le critère retenu est la résistance aux chocs. Or, les céramiques sont très fragiles et cassantes.

On a obtenons comme type des matériaux sans une limite :

- ✓ **Les composites**
- ✓ **Les alliages d'aluminium**
- ✓ **Les alliages de titane**
- ✓ **Les aciers inoxydables**
- ✓ **Les alliages de nickel**
- ✓ **Les alliages de niobium**

Résultats avec limites :

Pour restreindre les options et faciliter la sélection des matériaux, nous appliquons la contrainte suivante

$$\begin{cases} Prix \leq 7\ EUR/Kg \\ E \leq 200\ Mpa \\ R_e \geq 400\ Mpa \\ \min(T_{service}) \leq -80℃ \\ \alpha \leq 30\ °K^{-1} \\ K_c \geq 40\ Mpa\sqrt{m} \end{cases}$$

Nous obtenons finalement les matériaux suivants :

- ✓ **Les alliages d'aluminium**
- ✓ **Les aciers inoxydables**

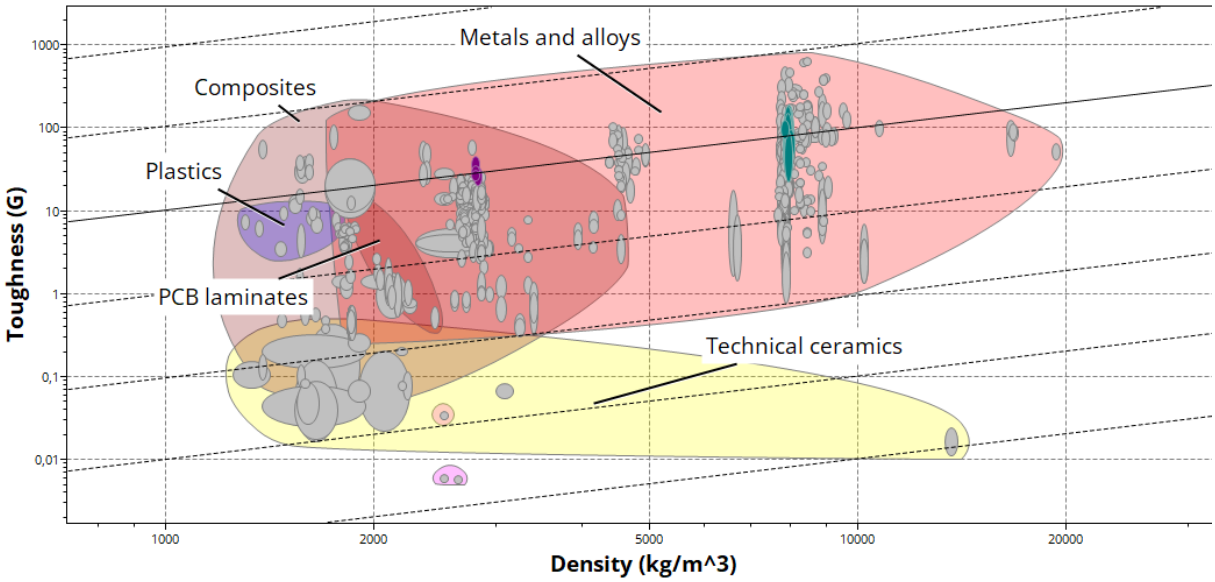


Figure III.16 : Résultats avec limites

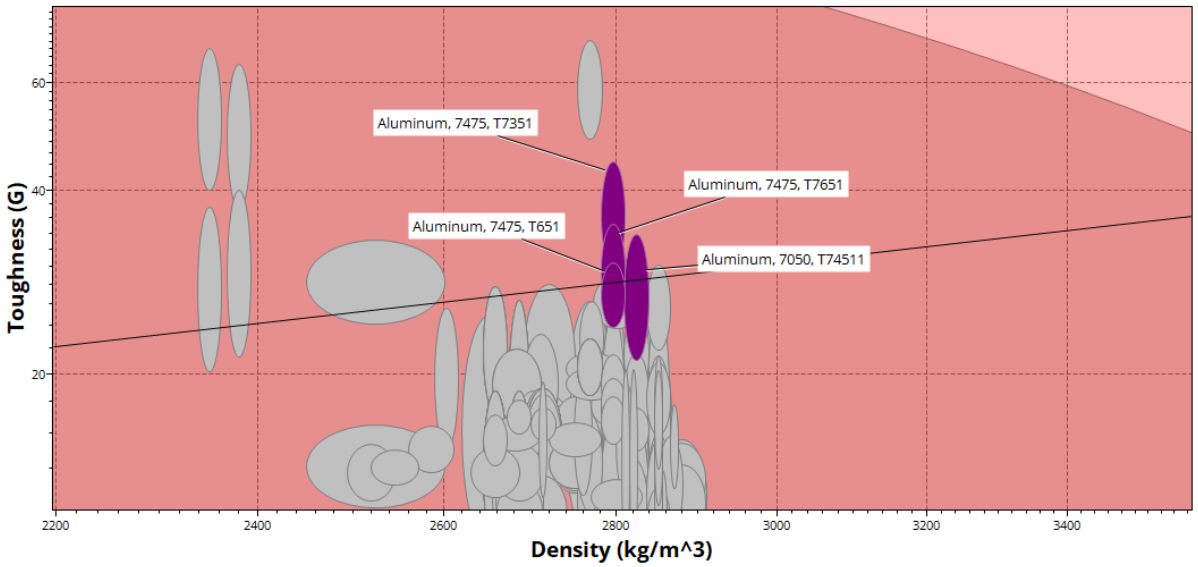


Figure III.17 : Zoom sur les alliages d'aluminium

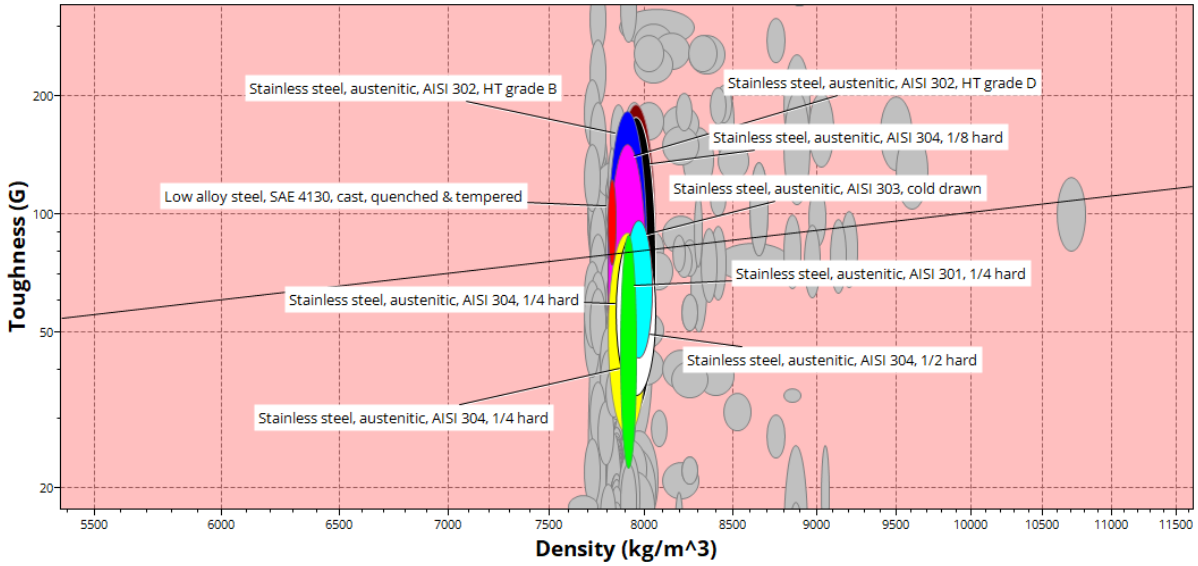


Figure III.18 : Zoom sur les aciers inoxydable

Pour les alliages d'aluminium nous obtenons finalement les 4 alliages d'aluminium suivant :

- ✓ **Aluminium, 7050, T74511**
- ✓ **Aluminium, 7475, T651**
- ✓ **Aluminium, 7475, T7351**
- ✓ **Aluminium, 7475, T7651**

Pour les aciers inoxydables nous obtenons finalement les 9 aciers suivants :

- ✓ **SAE 4130, moulé trempé et revenu**
- ✓ **AISI 301 1/4 dur**
- ✓ **AISI 302 HT grade B**
- ✓ **AISI 302 HT grade C**
- ✓ **AISI 302 HT grade D**
- ✓ **AISI 303 étiré à froid**
- ✓ **AISI 304 1/2 dur**
- ✓ **AISI 304 1/4 dur**

Comparaison entre les alliages d'aluminium et les aciers inoxydable :

Matériaux	$\rho\ [Kg/m^3]$	$E\ [GPa]$	$K_c\ [MPa/\sqrt{m}]$	$\alpha\ [°K^{-1}]$	$\sigma_f\ [MPa]$	$C\ [€/Kg]$	$G_c\ [Kj/m^2]$
Les alliages d'aluminium	2780-2840	70-74,6	38,9-57,1	24-24,6	130-235	5,41-7,51	21,1-44,5
Les aciers inoxydables	7810-8060	186-205	62-209	10,6-18	240-753	1,28-6,52	22,6-189

Figure III.19 : Comparaison entre les alliages d'aluminium et les aciers inoxydable

Matériaux	$P\ [J \cdot m/Kg]$	$P_{moy}\ [J \cdot m/Kg]$	$C/P\ [€/J \cdot m]$	$C_{moy}/P_{moy}\ [€/J \cdot m]$
Les alliages d'aluminium	0,87-1,2	1,03	4,5-8,63	6,27
Les aciers inoxydables	0,44-1,38	0,91	0,92-14,81	4,28

Figure III.20 : Comparaison sur l'indice de performance

En comparant les alliages d'aluminium et les aciers inoxydables, on peut observer plusieurs différences importantes concernant leurs indices de performance et leur coût :

1. **Indice de performance :**
   - ✓ Les alliages d'aluminium possèdent une **valeur moyenne** d'indice de performance supérieure à celle des aciers inoxydables. Cela les rend généralement plus efficaces pour des applications nécessitant une bonne performance par unité de masse.
   - ✓ Cependant, certains aciers inoxydables, lorsqu'ils atteignent leur **indice de performance maximal** (par exemple, 1,38 J·m/Kg), peuvent surpasser les alliages d'aluminium en termes de légèreté relative.
2. **Coût par unité d'indice de performance :**
   - ✓ Bien que l'acier inoxydable puisse offrir des performances élevées, son coût est significativement plus élevé, environ **deux fois celui des alliages d'aluminium** par unité d'indice de performance.
   - ✓ Cela souligne que même si les aciers inoxydables peuvent être plus légers pour certaines applications spécifiques, **le gain en masse se fait à un coût économique beaucoup plus élevé**.
3. **Différence de performance et de coût :**
   - ✓ L'écart entre les indices de performance maximaux des alliages d'aluminium et des aciers inoxydables n'est **pas très grand**. En revanche, l'écart de coût entre les deux matériaux est **assez important**.
   - ✓ En d'autres termes, il est possible de réduire la masse en optant pour un acier inoxydable performant, mais **la question du coût reste critique**. La décision dépend donc fortement des contraintes économiques du projet.

En résumé, si la priorité est donnée à la réduction de masse, il peut être intéressant d'opter pour un acier inoxydable hautement performant. Toutefois, si le coût est un facteur déterminant, les alliages d'aluminium offrent un compromis efficace avec un excellent rapport performance-prix.

Pour choisir le matériau le plus adapté à la fabrication d'un bord d'attaque, il est crucial d'aller au-delà de la simple comparaison des indices de performance et des coûts. D'autres critères essentiels doivent être évalués, tels que la facilité de fabrication, la durabilité, la résistance à la corrosion, les propriétés mécaniques (notamment la rigidité et la résistance à l'impact) et les exigences spécifiques de conception. Ces paramètres, combinés aux contraintes environnementales et techniques de l'application, permettront d'identifier le matériau optimal. Ainsi, une analyse globale est nécessaire avant de prendre une décision finale.

Alliage d'aluminium VS Acier Inoxydable « Comparaison finale » :

Propriété	Alliages d'aluminium	Aciers inoxydables
Résistance mécanique	Résistance à la traction modérée (100-400 MPa), mais bon rapport résistance/poids.	Haute résistance à la traction (515-1300 MPa), adapté aux applications nécessitant une grande durabilité.
Résistance à la corrosion	Bonne résistance grâce à une couche d'oxyde, mais vulnérable en milieux alcalins ou acides forts.	Excellente résistance grâce à la couche de chrome, adaptée aux environnements marins et industriels.
Processabilité	Facile à usiner et former grâce à sa ductilité, adaptée aux structures complexes.	Plus difficile à usiner en raison de sa dureté élevée, nécessite des outils spécialisés.
Ductilité	Excellente, permet des formes complexes via pliage et emboutissage.	Plus ductile que l'aluminium, mais reste formable sous certaines conditions.

Figure III.21 : Comparaison finale

En ce qui concerne la résistance mécanique et les propriétés mécaniques, bien que les alliages d'aluminium soient moins résistants que les aciers inoxydables, leur faible densité compense cet inconvénient. À l'inverse, bien que les aciers inoxydables aient des propriétés mécaniques supérieures, leur densité élevée les rend comparables aux alliages d'aluminium en termes de rapport résistance/poids. Cependant, la dureté élevée des aciers inoxydables complique leur usinage, nécessitant des outils et des machines spécialisés, ce qui augmente le coût de fabrication. Cela confère un avantage économique aux alliages d'aluminium pour les bords d'attaque.

En ce qui concerne la résistance à la corrosion, bien que l'acier inoxydable soit supérieur, cette propriété n'est pas cruciale pour un bord d'attaque, car l'altitude élevée limite les risques de corrosion. Cette résistance devient plus pertinente dans des environnements très corrosifs, comme pour les applications sous-marines. Ainsi, on peut considérer une égalité entre les deux matériaux pour cet aspect dans le contexte aéronautique.

Quant à la ductilité, bien que l'acier inoxydable soit plus ductile, sa dureté le rend plus difficile à mettre en forme que l'aluminium. Étant donné que les bords d'attaque ont des géométries complexes, **les alliages d'aluminium** sont plus adaptés pour ce type de fabrication.

Si nous choisissons **un acier inoxydable** offrant un indice de performance supérieur à celui de l'aluminium, nous devons être prêts à supporter un coût plus élevé. Par exemple, un acier inoxydable performant coûte environ **14,81 €/J·m**, contre seulement **8,63 €/J·m** pour un alliage d'aluminium équivalent en termes d'indice de performance. Ce choix entraînerait donc une perte financière significative, surtout que la différence d'indice de performance entre les deux matériaux reste marginale.

De plus, l'utilisation de l'acier inoxydable dans la fabrication nécessite des outils et des machines spécialisés ainsi qu'une force accrue pour le mettre en forme, augmentant ainsi les coûts de production. Cela rend la fabrication d'un bord d'attaque en acier inoxydable nettement plus coûteuse qu'en aluminium, sans apporter une valeur ajoutée significative en termes de performance. À la fin, bien que l'acier inoxydable puisse permettre une réduction légère de la masse, ce gain ne justifie pas l'investissement financier supplémentaire, rendant cette option économiquement désavantageuse.

Bibliographie des matériaux :

Notre choix a été de choisir **l'alliage d'aluminium** en bord d'attaque afin de choisir le meilleur alliage d'aluminium on va faire une comparaison entre les 4 candidats qui sont :

- ✓ **Aluminium, 7050, T74511**
- ✓ **Aluminium, 7475, T651**
- ✓ **Aluminium, 7475, T7351**
- ✓ **Aluminium, 7475, T7651**

		Aluminium, 7050, T74511	Aluminium, 7475, T651	Aluminium, 7475, T7351	Aluminium, 7475, T7651
Composition chimique	Al (aluminium)	87,3 - 90,3	88,6 - 91,5	88,6 - 91,5	88,6 - 91,5
	Cr (chrome)	0 - 0,04	0,18 - 0,25	0,18 - 0,25	0,18 - 0,25
	Cu (cuivre)	2 - 2,6	1,2 - 1,9	1,2 - 1,9	1,2 - 1,9
	Fe (fer)	0 - 0,15	0 - 0,12	0 - 0,12	0 - 0,12
	Mg (magnésium)	1,9 - 2,6	1,9 - 2,6	1,9 - 2,6	1,9 - 2,6
	Mn (manganèse)	0 - 0,1	0 - 0,06	0 - 0,06	0 - 0,06
	Si (silicium)	0 - 0,12	0 - 0,1	0 - 0,1	0 - 0,1
	Ti (titane)	0 - 0,06	0 - 0,06	0 - 0,06	0 - 0,06
	Zn (zinc)	5,7 - 6,7	5,2 - 6,2	5,2 - 6,2	5,2 - 6,2
	Zr (zirconium)	0,08 - 0,15	0	0	0
	Autres éléments	0 - 0,15	0 - 0,15	0 - 0,15	0 - 0,15
Coût	Prix (EUR/kg)	5,48 - 7,51	5,41 - 7,45	5,41 - 7,45	5,41 - 7,45
	Prix (EUR/m³)	15400 - 21300	15000 - 20900	15000 - 20900	15000 - 20900
Propriétés physiques	Densité (kg/m³)	2810 - 2840	2780 - 2810	2780 - 2810	2780 - 2810
Propriétés mécaniques	Module de Young (GPa)	71 - 74,6	70 - 73,6	71 - 74,6	70 - 73,6
	Limite élastique (MPa)	372 - 434	462 - 511	345 - 427	407 - 450
	Résistance à la traction	441 - 503	531 - 587	434 - 503	476 - 526
	Coefficient de Poisson	0,33 - 0,343	0,33 - 0,343	0,33 - 0,343	0,33 - 0,343
	Dureté (HV)	135 - 155	186 - 204	148 - 164	154 - 170
	Fatigue (MPa)	130 - 150	205 - 235	205 - 235	205 - 235
Propriétés d'impact et de rupture	Ténacité (MPa.m^{05})	38,9 - 49,9	41,4 - 46,7	46,4 - 57,1	42,2 - 50,3
	Résilience (kJ/m²)	21,1 - 33,8	23,9 - 30,4	29,8 - 44,5	24,9 - 35,1
Propriétés thermiques	Température minimale (°C)	-273	-273	-273	-273
	Coefficient de dilatation (µstrain/°C)	23 - 24,2	23,2 - 24,4	23,4 - 24,6	23,2 - 24,4

Figure III.22 : Caractéristique à prendre en considération pour le matériau

Choix finale :

On fait une comparaison précise entre les 4 alliages d'aluminium :

Matériaux	P $[J \cdot m/Kg]$	P_{moy} $[J \cdot m/Kg]$	C $[€/Kg]$	C_{moy} $[€/Kg]$	C/P $[€/J \cdot m]$	C_{moy}/P_{moy} $[€/J \cdot m]$
Aluminium, 7050, T74511	0,87-1,08	0,97	5,48 - 7,51	6,67	5,07-8,63	6,87
Aluminium, 7475, T651	1,02-1,03	1,025	5,41 - 7,45	6,43	5,25-7,3	6,27
Aluminium, 7475, T7351	1,02-1,2	1,11	5,41 - 7,45	6,43	4.5-7,3	5,79
Aluminium, 7475, T7651	0,94-1,1	1,02	5,41 - 7,45	6,43	4,91-7,92	6,3

Figure III.23 : Comparaison de l'indice de performance

De cette comparaison, il est clair que **l'Aluminium 7475-T7351** surpasse les trois autres alliages en termes de performance dans les six critères analysés. Par conséquent, il s'impose comme le matériau optimal pour la fabrication du bord d'attaque, offrant un équilibre idéal entre légèreté, résistance mécanique, facilité de mise en forme, et coût de production.

Code Polymère	Aluminium, 7475, T7351
Résistance à la fatigue à 10^7 cycles σ_f (MPa)	205 - 235
Module de Young E (GPa)	71 - 74,6
Limite d'élasticité R_e (MPa)	345 - 427
Prix C (EUR/kg)	5,41 - 7,45
Densité ρ (kg/m³)	2780 - 2810
Ténacité à la rupture K_c (MPa·m$^{0.5}$)	46,4 - 57,1
Coefficient de dilatation thermique α (µstrain/°C)	23,4 - 24,6
Température minimale de service T_{min} (°C)	-273
Indice de performance P (J·m/Kg)	1,02-1,2
Prix par Indice de performance C/P (€/J·m)	4.5-7,3

Figure III.24 : Caractéristique de l'Aluminium, 7475, T7351

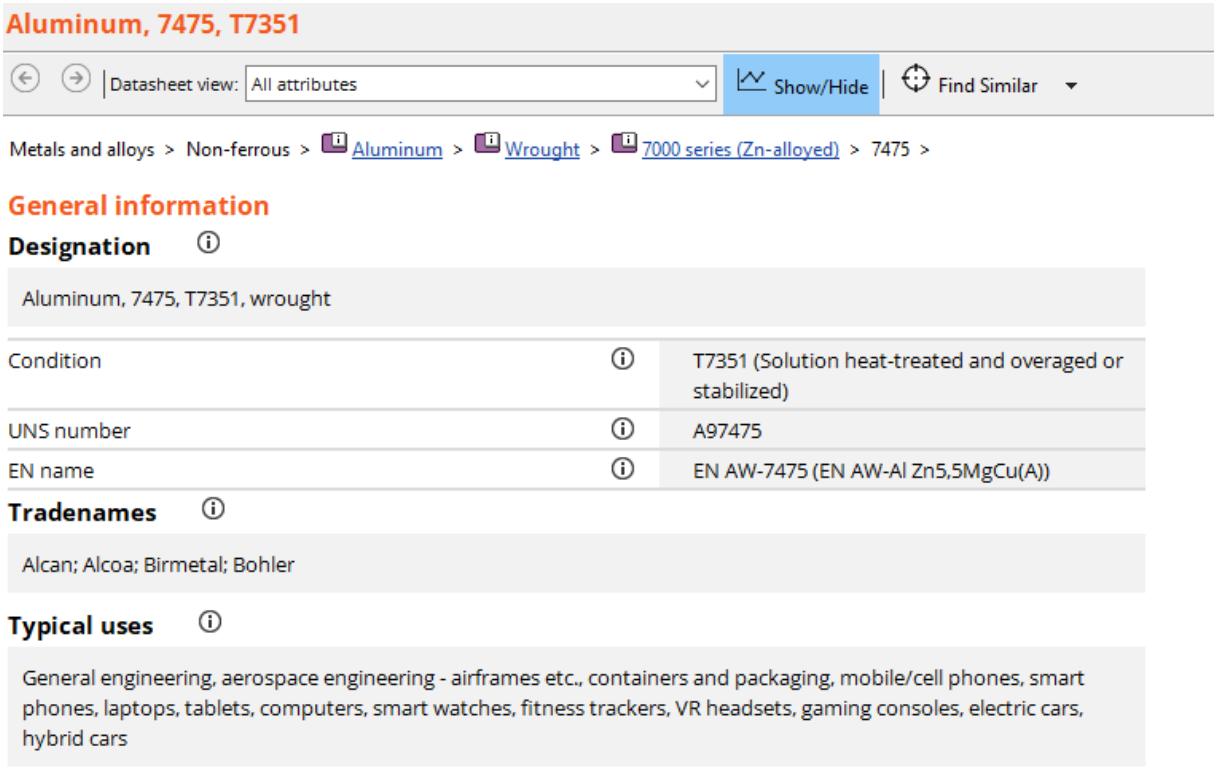


Figure III.25 : Générale information sur l'Aluminium, 7475, T7351

III.3 Aileron et Volet

III.3.1 Géométrie

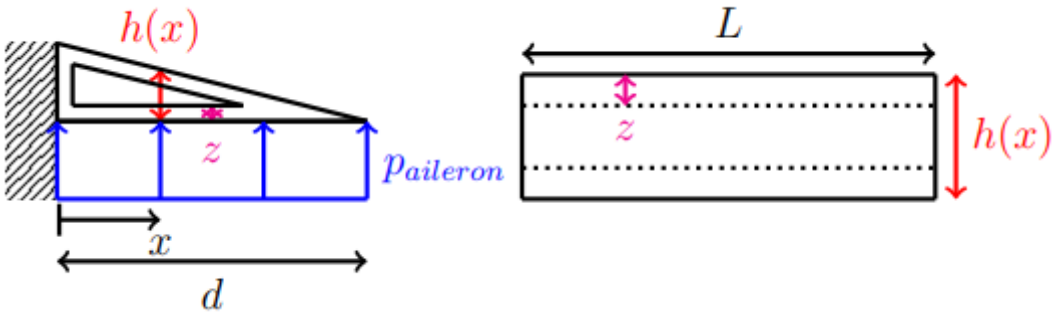


Figure III.26 : Simplification de l'aileron et de volet

Contrairement à la structure principale de l'aile, où l'aile était modélisée comme une poutre encastrée dans le fuselage avec une section correspondant au profil aérodynamique (airfoil), l'aileron est ici modélisé comme une poutre triangulaire de longueur d, encastrée dans la structure principale de l'aile. La section de cette poutre correspond à une coupe transversale dans la poutre triangulaire, s'étendant sur la longueur de l'aile L, avec une hauteur variable h(x). Cette poutre est soumise à une charge répartie, qui représente l'effet des forces aérodynamiques exercées sur l'aileron lors d'un changement d'orientation.

La hauteur h(x) varie le long de la longueur de l'aileron, mais nous considérons une hauteur moyenne pour simplifier l'analyse, ce qui constitue une approximation acceptable. Ainsi, à

mi-longueur de l'aileron (x=d/2), la hauteur est donnée par h(x=d/2)= h/2, où h représente la hauteur de la structure principale de l'aile.

En prenant en compte la présence de trous dans l'aileron, le moment d'inertie de la section devient :

$$I = \frac{L(\frac{h}{2})^3}{12} - \frac{L\left(\frac{h}{2} - 2z\right)^3}{12} = \frac{\frac{Lh^3}{8} - \frac{Lh^3}{8} + 8Lz^3 + 6L^3z - 12L^2z^2}{12} \approx \frac{L^3z}{2}$$

III.3.2 Contraintes appliquées

- ✓ **Mécaniques** : L'aileron joue un rôle essentiel dans le contrôle des mouvements de **tangage (pitch)** et de **roulis (roll)** de l'avion. Lorsqu'il est sollicité, par exemple pour un mouvement de tangage (lever ou abaisser le nez de l'avion), l'aileron doit être suffisamment **rigide** pour maintenir une trajectoire stable. La principale contrainte mécanique est donc liée à la rigidité, exprimée par le module d'élasticité (E). Bien que la charge exercée sur l'aileron varie avec le temps en raison des ajustements constants de son orientation, nous simplifions ici en considérant un **cas statique**.
- ✓ **Thermiques et électriques** : Les exigences thermiques et électriques sont similaires à celles de la structure principale de l'aile.

III.3.3 Calcul des indices de performance

Objectif : Minimiser m

Contraintes : Rigidité E

$$\delta = \frac{P_{aileron}(\frac{d}{2})^4}{8EI} \approx \frac{P_{aileron}d^4}{64EzL^3}$$

III.3.4 Résultats et graphes avec CES

Variable libre : Le triangle intérieur retiré possède une base de $-z - 4z$.

$$A = \frac{dh}{2} - \frac{(h - 2z)(d - 5z)}{2}$$

On pose :

$$h = \frac{d}{2}$$

On obtient :

$$A \approx \frac{9}{5}dz \approx 2{,}25dz$$

Dans l'équation de contrainte, comme pour la structure principale de l'aile, on choisit comme variable libre celle qui possède le plus grand exposant dans l'équation. Étant donné que d a un exposant de -4, la variable libre retenue est donc L, ayant l'exposant dominant.

$$\delta = \frac{P_{aileron}(\frac{d}{2})^4}{8EI} \approx \frac{P_{aileron}d^4}{64EzL^3} \Leftrightarrow L = \sqrt[3]{\frac{P_{aileron}d^4}{64Ez\delta}}$$

Expression de la solution :

$$\min(m) = \min(\rho LA) = \min\left(\rho L\frac{9}{5}dz\right) = \min\left(\frac{9}{5}dz\rho\sqrt[3]{\frac{P_{aileron}d^4}{64Ez\delta}}\right)$$

$$\min(m) = \min(\underbrace{\frac{9}{20}}_{cte})\min\left(\underbrace{(\frac{P_{aileron}}{\delta})^{\frac{1}{3}}}_{f_1(U)}\right)\min\left(\underbrace{d^{\frac{7}{3}}z^{\frac{2}{3}}}_{f_2(G)}\right)\min(\underbrace{\frac{\rho}{E^{\frac{1}{3}}}}_{f_3(M)})$$

$$\Leftrightarrow$$

$$\max(W) = \max(\frac{E^{\frac{1}{3}}}{\rho})$$

$$\log(W) = \frac{1}{3}\log(E) - \log(\rho) \Longrightarrow \log(E) = 3\log(\rho) + 3\log(W)$$

$$y = 3x + P$$

III.3.4 Résultats et graphiques associés

Résultats sans limites :

Nous procédons de la même manière que la structure principale pour les graphes et isopentes et obtenons

Nous fixons un indice de performance minimal de 0,4 $\sqrt[3]{N \cdot m^4}$:

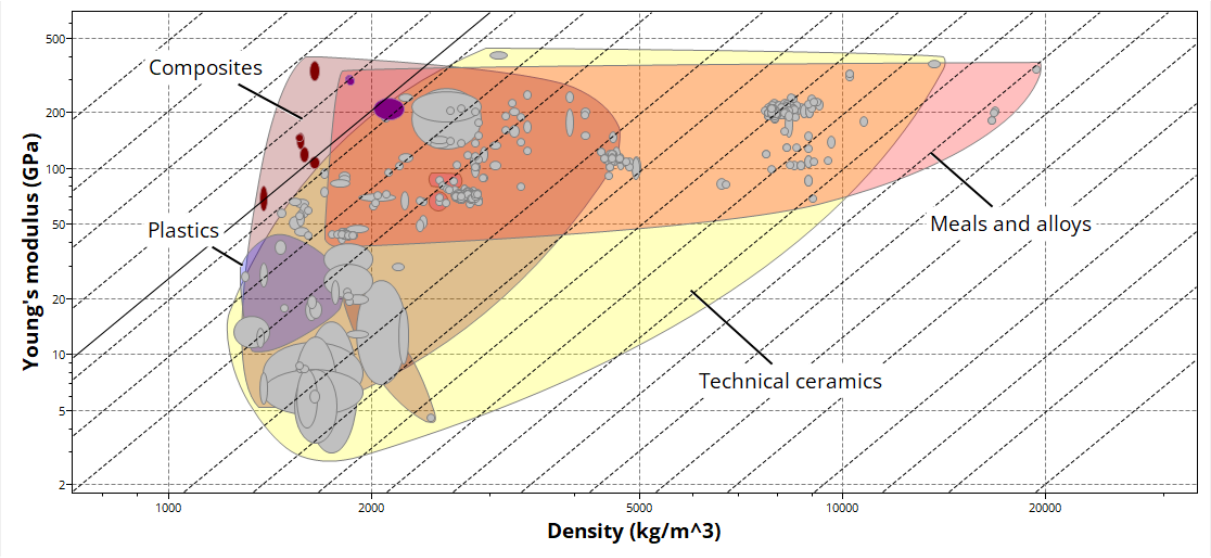


Figure III.27 : Résultats sans limites

Les meilleurs matériaux sont ceux qui se situent le long de l'iso-pente la plus élevée

On a obtenons comme type des matériaux sans une limite :

- ✓ **Les composites**
- ✓ **Les alliages de berylium**

Résultats avec limites :

Pour restreindre les options et faciliter la sélection des matériaux, nous appliquons la contrainte suivante

$$\begin{cases} \min(T_{service}) \leq -80℃ \\ \alpha \leq 10^{-5}\ °K^{-1} \\ K_c \geq 30\ Mpa\sqrt{m} \end{cases}$$

Nous obtenons finalement un seul matériau choisi qui est :

- ✓ **EP-CF70**

C’est le même matériau qu’on a trouvé pour la structure principale de l’aile donc c’est un composite et se description vous le trouvez dans la section de la structure principale

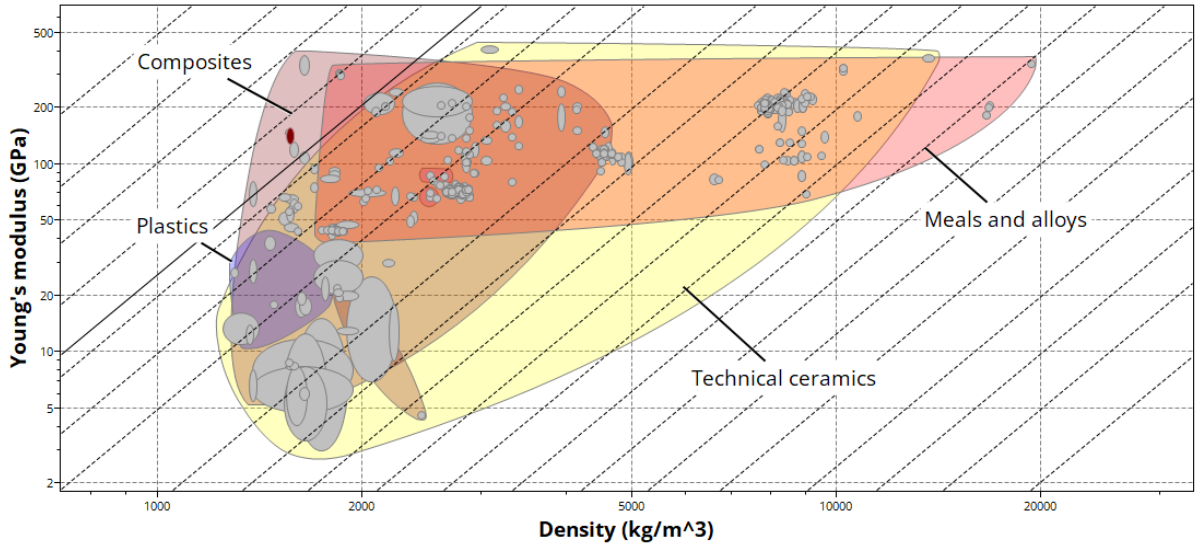


Figure III.28 : Résultats avec limites

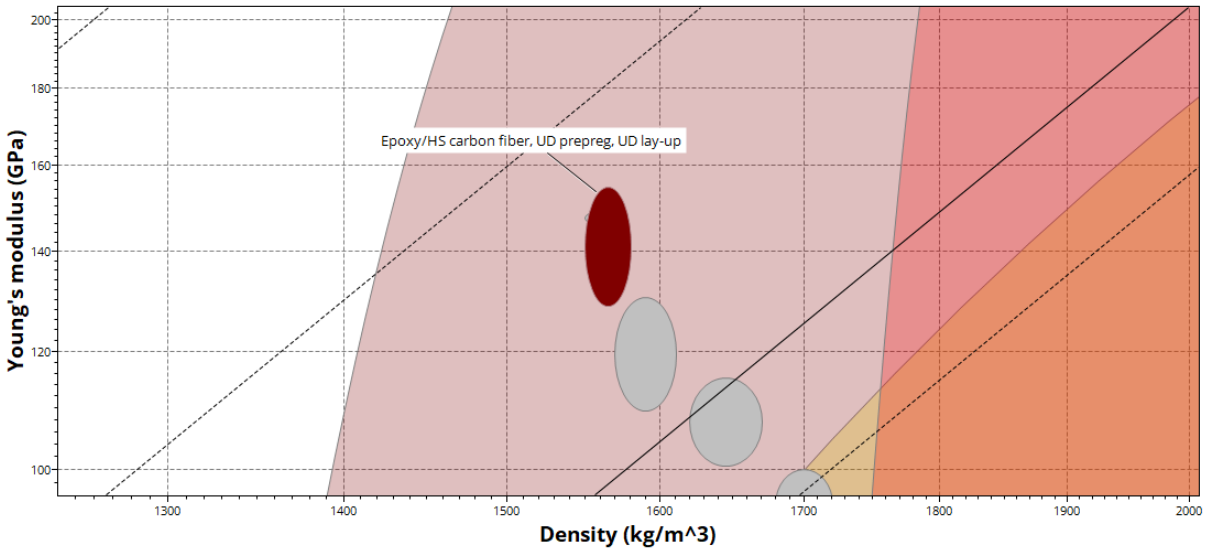


Figure III.29 : Zoom sur le résultat avec limite

On va seulement calculer son indice de performance pour cette application en ailerons et volet de l'avion

Code Polymère	EP-CF70
Résistance à la fatigue à 10^7 cycles σ_f (MPa)	959 - 1410
Module de Young E (GPa)	129 - 154
Limite d'élasticité R_e (MPa)	1740 - 2170
Prix C (EUR/kg)	34,9 - 38,8
Densité ρ (kg/m³)	1550 - 1580
Ténacité à la rupture K_c (MPa·m$^{0.5}$)	60,2 - 73,5
Coefficient de dilatation thermique α (µstrain/°C)	-0,6
Température minimale de service T_{min} (°C)	-123 à -73
Indice de performance P ($\sqrt[3]{N \cdot m^4}$/Kg)	0,5 – 0,53
Prix par Indice de performance C/P (EUR/ $\sqrt[3]{N \cdot m^4}$)	65,84 – 77,6

Figure III.30 : Générale information sur l'Aluminium, EP-CF70

III.4 Conclusions et validation et discussion

Les données officielles ou, à défaut, celles sélectionnées dans le cadre de notre projet intégré pour le **Boeing 787-8** concernent spécifiquement les caractéristiques géométriques de la structure de l'appareil. Ces données incluent les dimensions et proportions des principaux composants tels que l'aile, les volets, les ailerons, et d'autres éléments structurels, en se basant sur des références précises pour garantir la cohérence avec les exigences de conception.

2.2.1 General Dimensions: Model 787-8

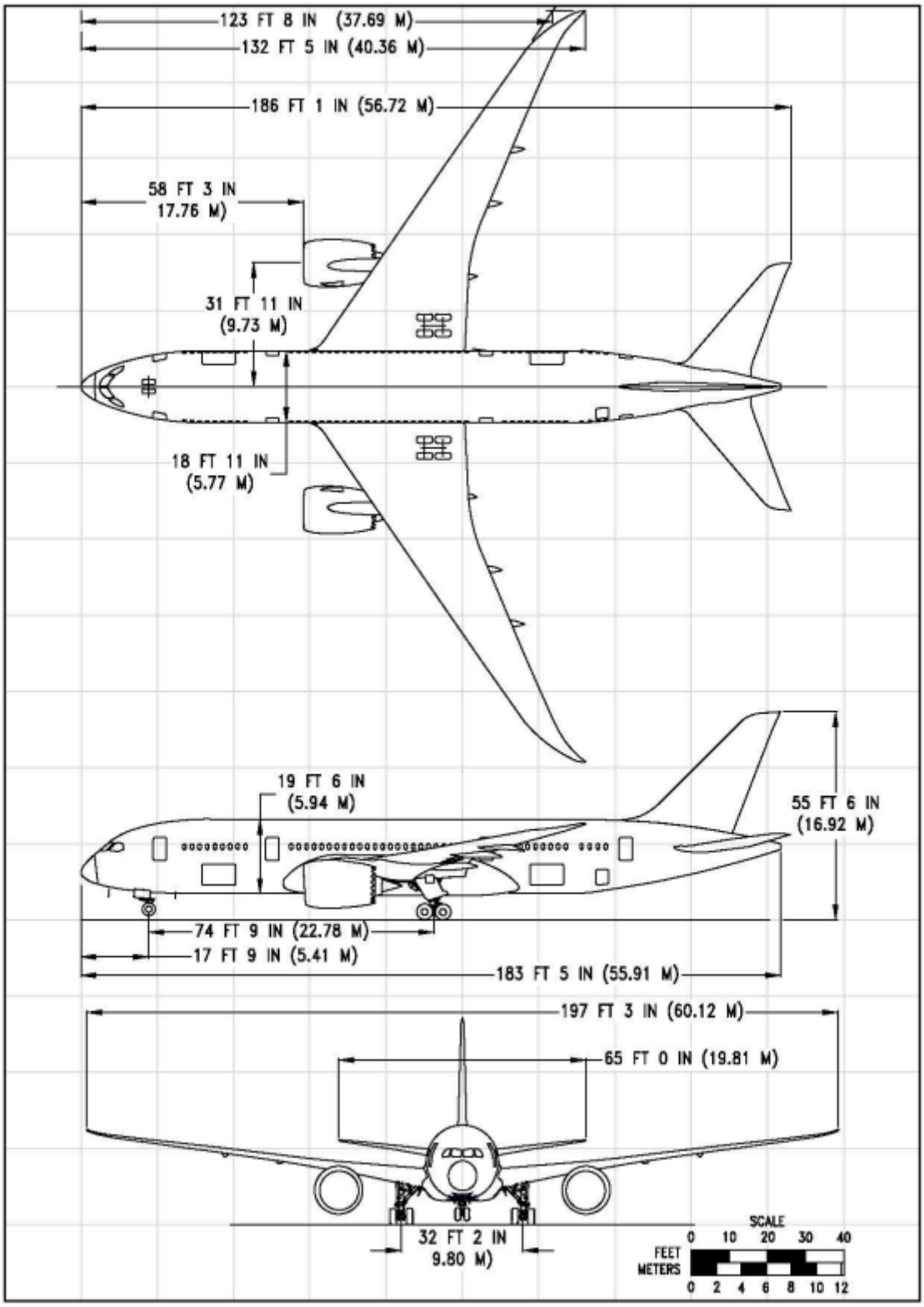


Figure III.31 : Dimensions de B-787-8 Dreamliner

Avant de calculer les différents paramètres de l'aile de B-787-8 on vas supposer que l'aile de cette avion a un profil constante avec des dimensions constante moyenne ainsi on va supprimer l'inclinaison de l'aile en arrière et on va la supposer comme directe ces supposition même si évident n'exprime pas la réalité mais ils vont nous aider afin de calculer la masse finale de l'aile et de le comparer avec la masse de l'avion réelle

$$Envergure = 60{,}1726 - 9{,}7282 = 50{,}44\ m$$

$$L = 25{,}22\ m$$

$$b = \frac{b_{max} + b_{min}}{2} = \frac{8{,}5 + 2{,}1}{2} = 5{,}3\ m$$

$$h = \frac{1{,}6 + 0{,}2}{2} = 0{,}9\ m$$

$$d = 1{,}45\ m$$

$$e = t = z = 0{,}015\ m$$

$$R = 0{,}45\ m$$

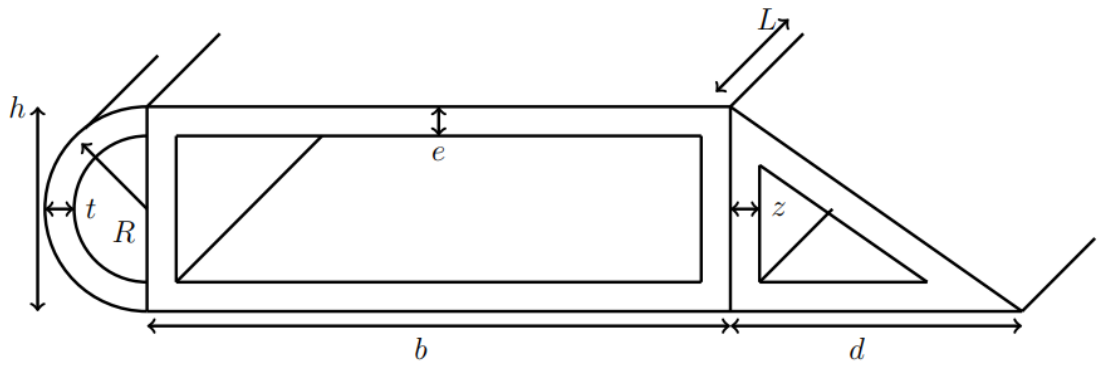


Figure III.32 : Modelé finale simplifier de l'aile

Partie de l'aile	Matériau	ρ [kg/m3]	Volume [m3]	m [Tonnes]
Corps principal	EP-CF70	1565	$V = 2Le(b + h) = 4{,}68$	7,23
Bord d'attaque	Aluminium, 7475, T7351	2795	$V = \frac{\pi}{2} htL = 0{,}35$	0,9
Aileron/Volet	EP-CF70	1565	$V = \frac{9}{5} dzL = 0{,}65$	1

Figure III.33 : La masse des différentes parties de l'aile

On a donc la masse d'une seul aile veut a peut pris 9210 Kg une estimation a été fête à estimer que la masse réel d'une seule aile est entre 12500 et 15000 Kg

Cette différence peut être due à plusieurs facteurs qui sont :

- ✓ **Les matériaux qu'on a choisi n'est pas réellement les matériaux utilisé**
- ✓ **Il y'as d'autres composants de l'aile qu'on n'a pas prendre en considération**
- ✓ **La simplification qu'on a faite à l'aile n'explique pas la réalité**

Les deux dernières questions ont déjà été abordées dans les parties précédentes. Concernant la géométrie, nous avons précisé que la géométrie réelle de l'aile est complexe et que sa simplification, bien qu'elle facilite les calculs, ne reflète pas précisément la réalité. En ce qui concerne les composants internes, nous les avons détaillés dans la section sur la structure générale de l'aile, où nous avons expliqué qu'ils seront également étudiés plus en détail dans la partie dédiée au processus de fabrication. Enfin, pour répondre à la première question, nous introduirons une nouvelle section portant sur les matériaux réellement utilisés, afin de valider et soutenir notre approche.

IV. Comparaison avec les matériaux actuellement utilisés

IV.1 Matériaux employés dans le B-787

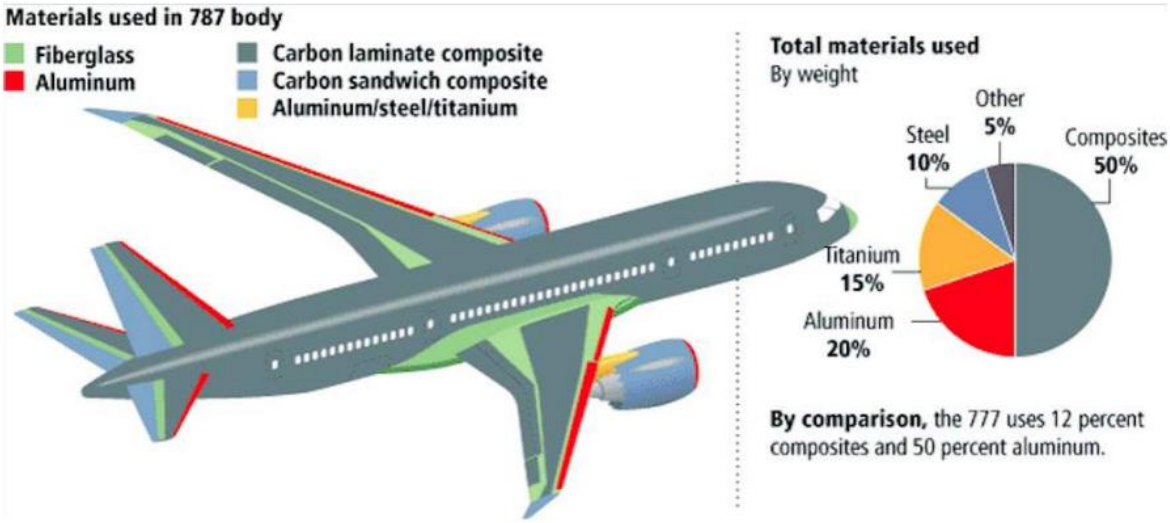


Figure IV.1: Les différents matériaux de B-787

La composition du Boeing 787 montre que les bords d'attaque des ailes sont réalisés en aluminium, les attaches des moteurs en alliages métalliques, tandis que le reste de l'aile est constitué de fibres de verre et de matériaux composites.

Ainsi, nous constatons que notre approche pour le choix des matériaux est cohérente avec la réalité. Pour les bords d'attaque, nous avons opté pour l'alliage d'aluminium **Aluminium 7475-T7351**, et bien que le type précis d'alliage utilisé dans l'avion ne soit pas spécifié, il est indiqué que le matériau est bien un alliage d'aluminium.

Pour les ailerons et volets, notre sélection de composite **EP-CF70** correspond également aux matériaux réellement utilisés. En revanche, pour la structure principale, bien que nous ayons choisi un composite similaire, il apparaît que l'avion réel incorpore également des fibres de verre.

La question se pose alors :

Pourquoi ajouter des fibres de verre dans la structure principale, en complément des composites ?

L’ajout de fibres de verre dans la structure principale d’une aile, en complément des composites, peut s’expliquer par plusieurs raisons techniques et économiques liées aux propriétés spécifiques des fibres de verre :

- ✓ **Coût inférieur** : Les fibres de verre sont généralement moins coûteuses que les fibres de carbone ou d’autres composites avancés. Leur inclusion permet de réduire le coût global de fabrication de l’aile sans compromettre significativement ses performances dans certaines applications.
- ✓ **Propriétés mécaniques suffisantes** : Bien que les fibres de verre aient une résistance mécanique et une rigidité inférieures à celles des fibres de carbone, elles offrent néanmoins des performances suffisantes pour certaines parties de la structure, notamment celles soumises à des contraintes modérées. « L’ajout de fibres de verre dans le caisson central de l’aile, qui constitue la jonction entre l’aile et le fuselage, s’explique par son rôle essentiel dans la structure de l’avion. Cette zone est soumise à des contraintes mécaniques très élevées, car elle supporte à la fois les charges aérodynamiques et structurelles générées en vol. Sa sécurité est donc cruciale : une défaillance dans cette section pourrait compromettre l’intégrité de l’avion et entraîner un accident majeur. »
- ✓ **Amortissement des vibrations** : Les fibres de verre ont de bonnes propriétés d’amortissement des vibrations, ce qui peut contribuer à réduire les bruits et les vibrations dans les structures, améliorant ainsi le confort et la durabilité.

L’utilisation de fibres de verre dans la structure principale permet de combiner performance, durabilité et économie, tout en optimisant les propriétés de l’aile pour différentes exigences opérationnelles.

IV.2 Matériaux employés dans autres avions

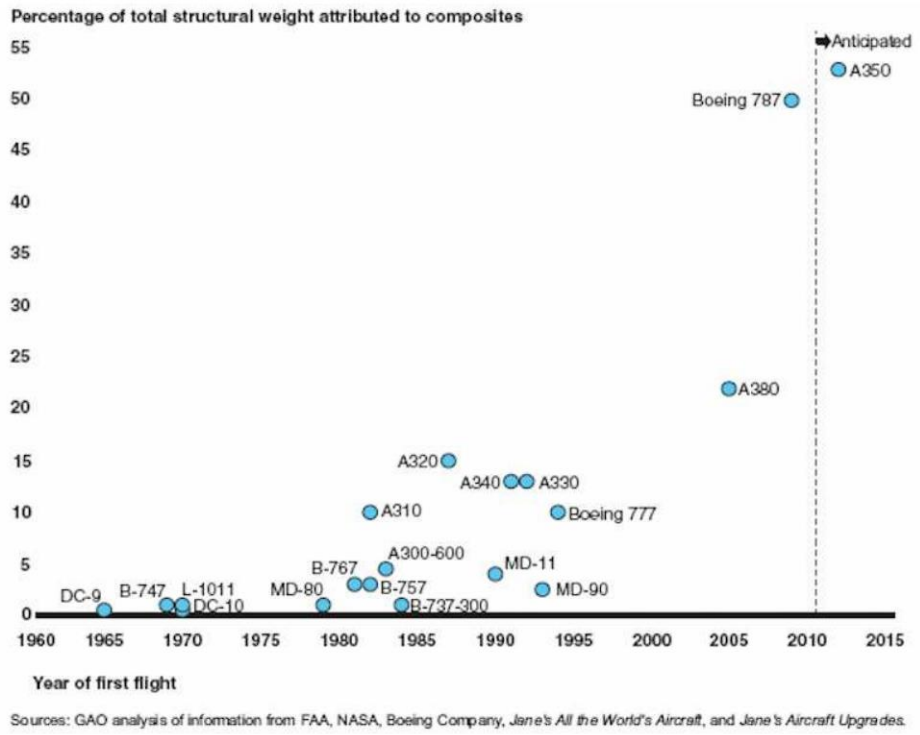


Figure IV.2: Le pourcentage d’utilisation de matériaux composite dans des avions civile au fils des années

Comme indiqué précédemment, les matériaux composites connaissent une utilisation croissante dans l'industrie aéronautique, atteignant un niveau record avec des avions comme le Boeing 787. Cette tendance ne se limite pas aux avions commerciaux, mais s'étend également aux appareils militaires. Par exemple, le célèbre **Bombardier B-2** utilise des composites de pointe tels que de la fibre de verre renforcée à l'époxy et du graphite renforcé à l'époxy pour la fabrication de ses ailes, en exploitant les avantages de ces matériaux en termes de légèreté et de robustesse pour améliorer les performances et la furtivité de l'appareil.

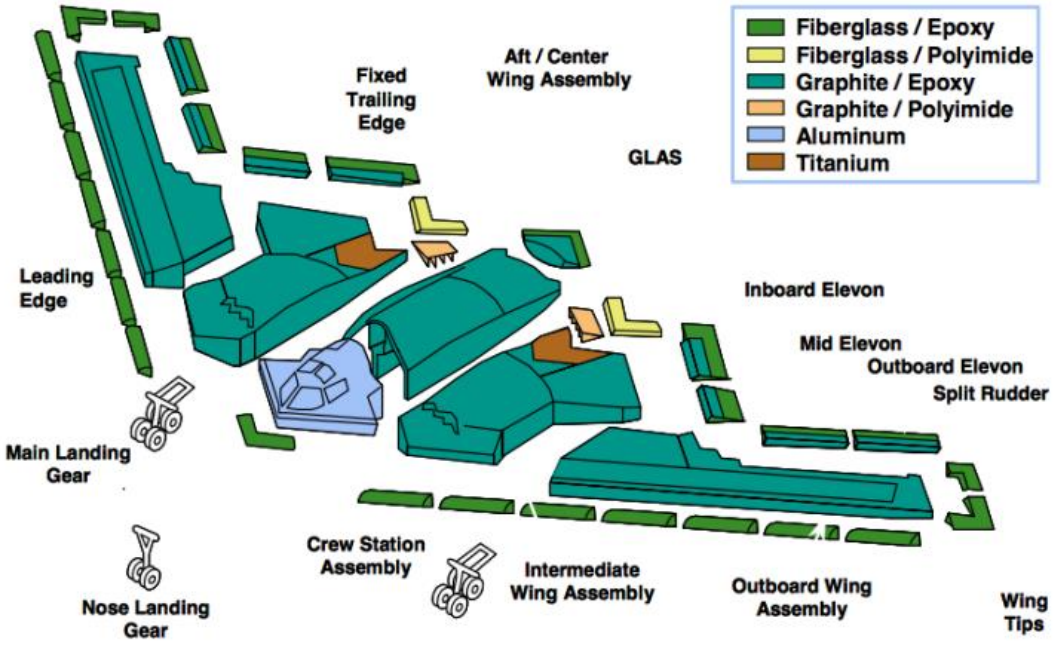


Figure IV.3: Les différents matériaux de **Northrop Grumman Bombardier B-2 Spirit**

Il est évident que les matériaux composites représentent l'avenir de l'aérospatiale, comme en témoigne leur adoption massive par les deux géants de l'industrie, Boeing et Airbus, qui mettent en avant ces avancées sur leurs sites officiels. L'intégration des composites a notamment joué un rôle clé dans la réalisation de projets ambitieux tels que **l'Airbus A380**, où leur utilisation a permis de réduire plusieurs tonnes du poids total de l'appareil.

Ces observations confirment les critères essentiels de sélection des matériaux dans l'aéronautique : ils doivent avant tout offrir une résistance suffisante pour supporter les contraintes mécaniques tout en étant légers. Réduire la masse d'un avion présente des avantages multiples : soit augmenter la capacité de transport sur une distance donnée, soit étendre l'autonomie pour une charge fixe. Ainsi, les composites, combinant légèreté et performance mécanique, s'imposent comme des matériaux de choix pour répondre aux exigences croissantes de l'industrie.

Les trois figures ci-dessus illustrent l'évolution des matériaux utilisés dans l'industrie aéronautique, mettant en évidence les proportions d'alliages d'aluminium et de titane employés au fil du temps. On observe une amélioration continue des alliages d'aluminium, qui restent majoritairement utilisés dans les avions civils en raison de leur légèreté, leur coût relativement faible, et leurs bonnes performances mécaniques.

En revanche, les avions de combat tendent à intégrer davantage d'alliages de titane dans leur conception. Cela s'explique par les exigences accrues en termes de résistance mécanique, de résistance à la corrosion, et de capacité à supporter des températures élevées rencontrées dans des environnements opérationnels extrêmes. Ces caractéristiques rendent le titane particulièrement adapté pour des applications critiques dans l'aéronautique militaire, malgré son coût plus élevé.

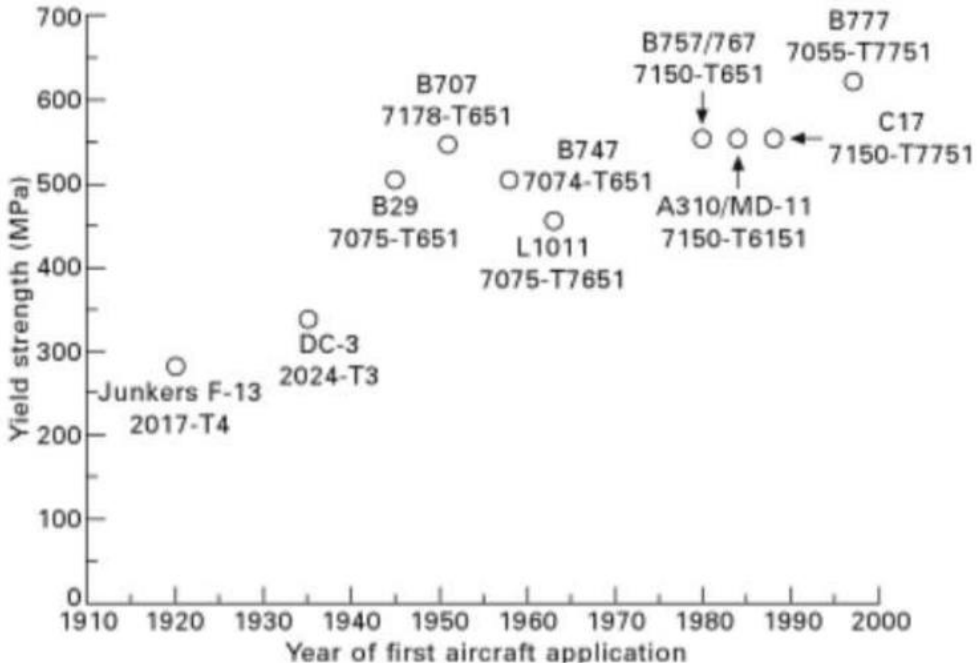


Figure IV.4: Limite élasticité utilisé d'alliage d'aluminium dans des avions civile au fils des années

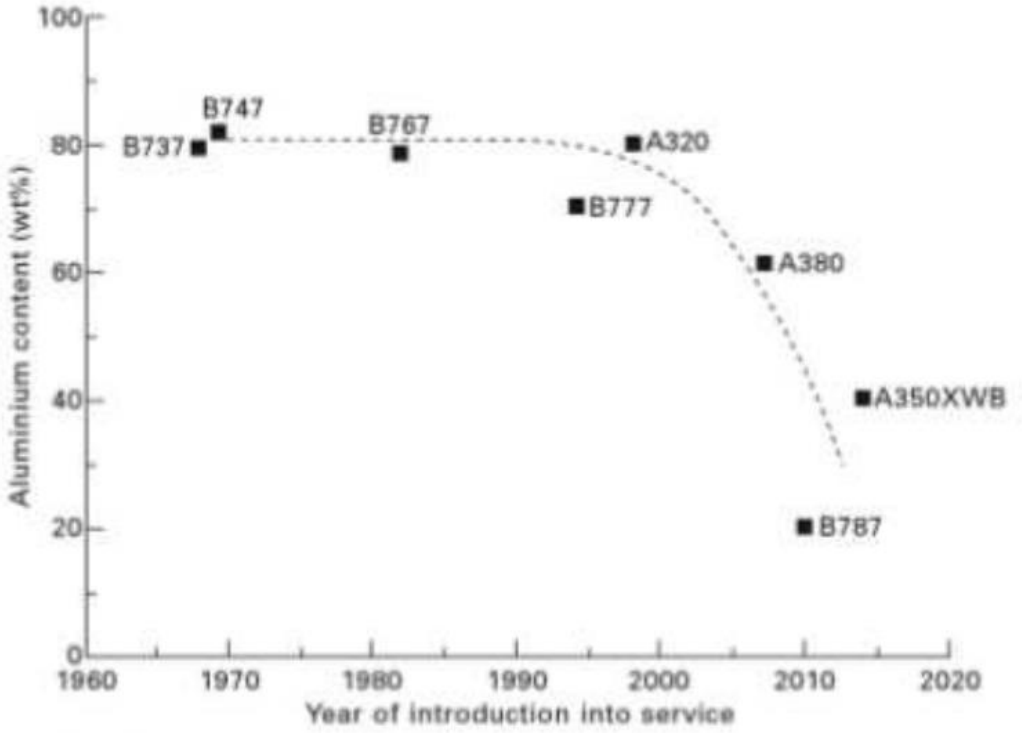


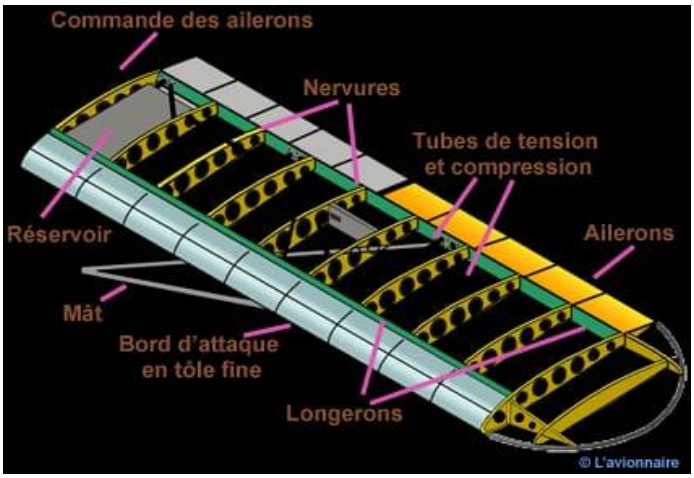
Figure IV.5: Le pourcentage d'utilisation d'aluminium dans des avions civile au fils des années



Figure IV.6: Le pourcentage d'utilisation de titane dans des avions au fils des années

V. Fabrication et assemblage des composants

V.1 Fabrication des composants



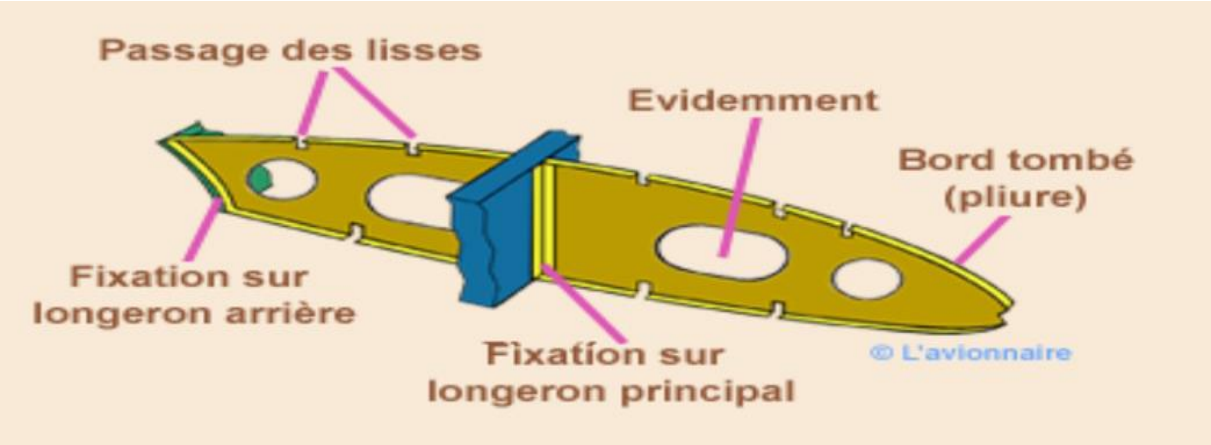
✓ **Nervure :**

Les nervures comportent généralement des bords tombés ou pliures.
Ces pliures ont plusieurs fonctions :

- elles permettent le rivetage du revêtement extrados et intrados.
- elles renforcent la rigidité de la nervure.

Étape :

- ✓ Une machine à poinçonner perce au bord des trous pour les rivets et les câbles de commande.
- ✓ Il perce de plus gros trous pour réduire le poids total de la pièce.
- ✓ Les ouvriers brisent ensuite les micros joints et extrait les nervures.
- ✓ Chaque nervure est placée dans un moule de formage fait du métal et du caoutchouc.
- ✓ Une presse hydraulique applique une pression pour que la nervure épouse la forme du moule.
- ✓ À l'aide d'une machine a meuler, les ouvriers éliminent les parties tranchantes crée par le procèdé de poinçonnage.







- ✓ **Longerons :**

Ils sont formés soit par :

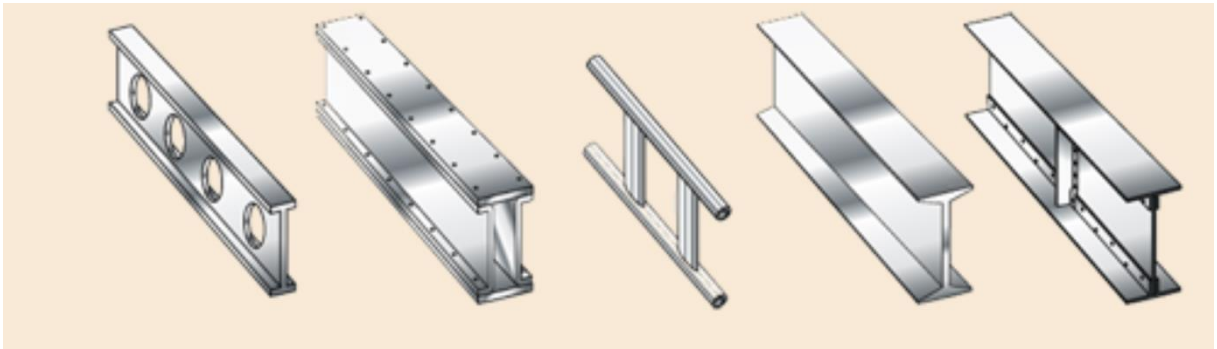
Formage : Les longerons métalliques sont formés par des techniques telles que :

Extrusion : Pour obtenir une section transversale uniforme.

Forgeage : Pour des pièces plus robustes et complexes.

Mise en forme par usinage CNC : Pour les découpes précises.

Assemblage : Plusieurs pièces peuvent être soudées ou rivetées pour former le longeron complet.



Différent profil des longerons métalliques

- ✓ **Bord d'attaque :**

Découpe :

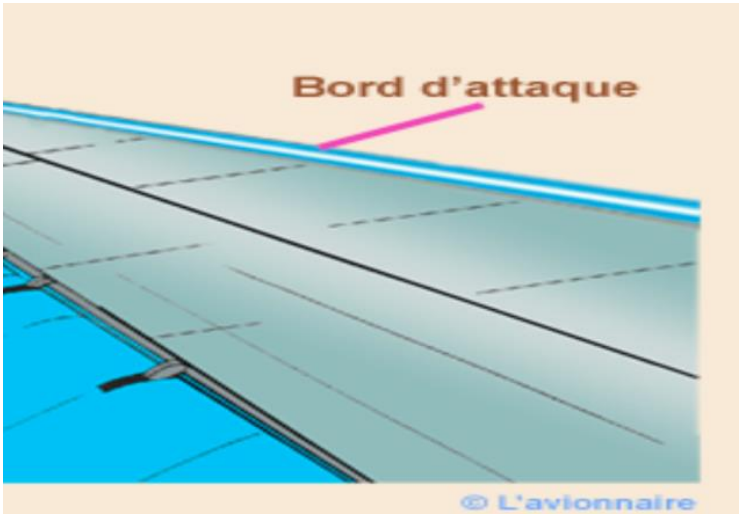
Les plaques métalliques sont découpées à l'aide de lasers ou de machines CNC pour respecter la forme.

Formage :

- **Emboutissage :** Pour obtenir la courbure aérodynamique.
- **Formage par pliage ou roulage :** Technique utilisée pour créer les formes arrondies.
- **Hydroformage :** Application d'une pression hydraulique pour façonner des pièces complexes.

V.2 Assemblage des composants

Les différentes sections métalliques du bord d'attaque sont rivetées, soudées ou collées.



✓ **Ailerons:**

Découpe :

Les tôles métalliques sont découpées à l'aide de machines CNC ou de découpe laser pour garantir une grande précision

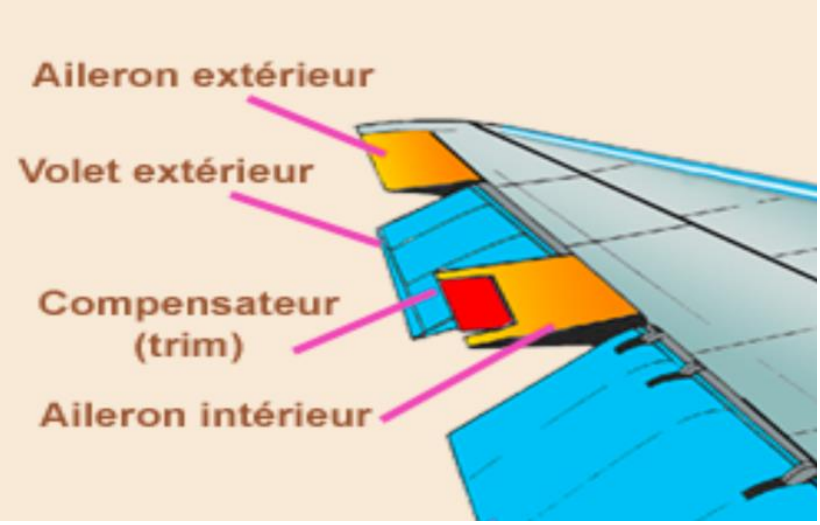
Formage :

- **Emboutissage :** Pour former les courbes de l'aileron.
- **Pliage ou roulage :** Pour obtenir les bords arrondis.
- **Hydroformage :** Technique utilisée pour produire des pièces complexes avec une excellente finition.

Assemblage de la structure :

Les nervures et les longerons sont fixés à l'intérieur du revêtement.

Les éléments métalliques sont rivetés, boulonnés ou soudés ensemble.


Aileron extérieur
Volet extérieur
Compensateur
(trim)
Aileron intérieur