

En aéronautique, les critères de choix matériaux ont évolué au fil des années :

- Nombreux **critères techniques** :

- Ptés physiques : conductivité thermique et électrique, coefficient de dilatation thermique, tenue au vieillissement, à l'humidité, au feu, à la foudre, aux produits chimiques et résistance à la corrosion

- Ptés mécaniques : résistance, rigidité, ténacité, comportement à long terme, ou en fatigue, comportements à basses et hautes températures, tolérance aux dommages

- Facilité de mise en œuvre et de fabrication

- Maintenance de l'avion voire réparation des pièces endommagées

**Importance de la certification** : capacité d'un matériau à respecter les normes aéronautiques très sévères

- Validation choix matériau pour des applications aéronautiques

- **Critère masse volumique** : Nécessité d'alléger les aéronefs

→ Réduction consommation kérosène = diminution coût exploitation

→ Atténuer l'empreinte écologique

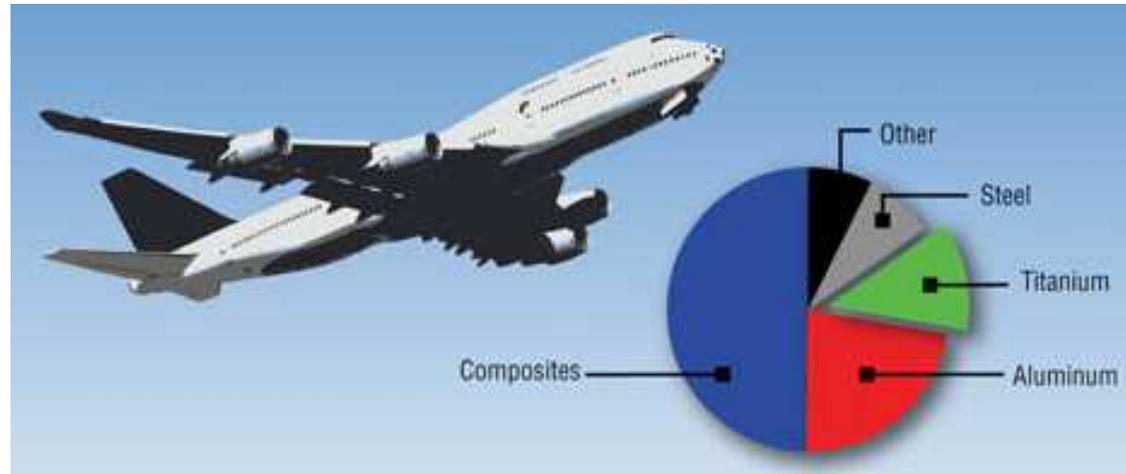


⇒ **Réduction masse** : critères de + en + important pour l'industrie aéronautique et aérospatiale [PAS]

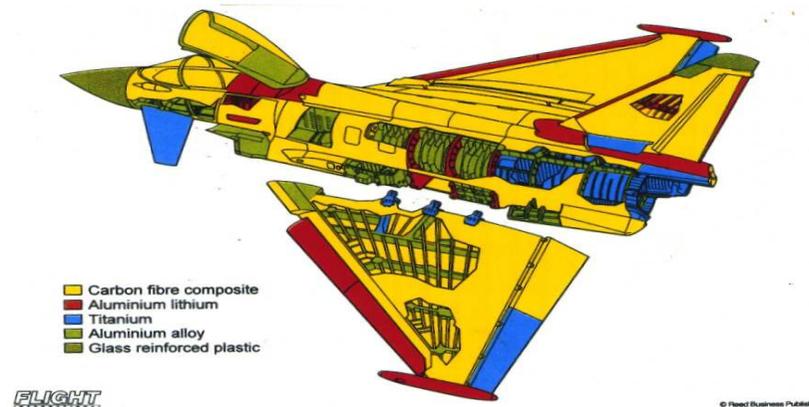
- **Critère coût** : intrinsèquement lié à toutes les étapes de la fabrication de structures aéronautiques  
  
→ Compromis entre souplesse de conception et coûts de mise en œuvre/exploitation (maintenance, réparation)
  
- **Recyclabilité et disponibilité** des matériaux

En résumé, les matériaux aéronautiques doivent présenter les **propriétés spécifiques (i.e. rapportées à leur densité)** très élevées :

- Matériaux composites (chapitre 3),
- Aciers,
- Alliages d'aluminium,
- Alliages magnésium,
- Alliages de titane,
- Superalliages.



Répartition des matériaux pour des applications dans des avions commerciaux [BYR]



Répartition des matériaux pour des applications dans des avions militaires

## 2.1 Un peu d'histoire...

---

Depuis plus de cent ans, l'histoire des matériaux en aéronautique a été riche : de l'aluminium à l'acier ou au titane, en passant par les matériaux composites renforcés, le bois et même le plastique

→ A ses débuts, l'aéronautique se tourne vers le bois

→ De 1920 à 1940, les alliages d'aluminium s'imposent



1<sup>ère</sup> structure en aluminium : Douglas DC2 en 1933 [FOU]

→ Les années 1940 marquent un tournant : la réduction de poids doit s'accompagner d'une amélioration des propriétés mécaniques (ténacité notamment)

→ 2<sup>ème</sup> guerre mondiale : premiers moteurs à réaction (soumis à des températures très élevées)

→ Première utilisation du titane en 1952 sur le Douglas DC7 :

- bonnes propriétés mécaniques à haute température,
- Remplace l'acier ou l'aluminium dans certaines pièces des moteurs ou des trains d'atterrissage

→ Début des années 70 : l'aluminium reste la référence des matériaux de structure

→ 1973 : 1<sup>er</sup> choc pétrolier = réduction supplémentaire de la masse

→ 1<sup>ères</sup> applications des matériaux composites à matrice organique renforcée par des fibres dans des structures secondaires : excellentes propriétés mécaniques et légèreté

## 2.2 Exemples de sollicitations subies par des pièces aéronautiques

---

→ Soumis à de nombreux types de **sollicitations** :

- **mécaniques** (contraintes en service, choc outil lors d'une maintenance ou choc mou avec un oiseau, choc dur avec un débris ou lors du parking)
- **environnementales** (foudre, humidité, température...)

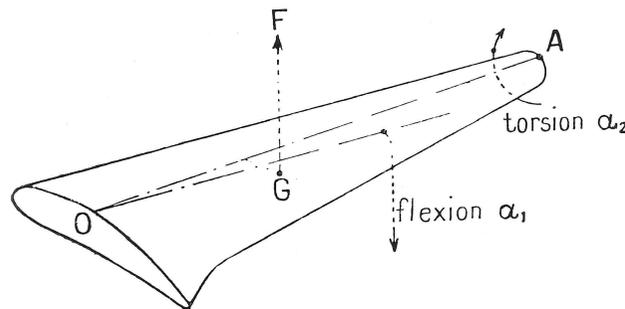
→ Variables selon :

- phase de service (décollage, vol, atterrissage),
- partie structure (aile, fuselage, train d'atterrissage...)

### Ailes d'avion

→ Dimensionnement complexe : couplage structure / écoulement (l'air autour de l'aile)

→ Encastrée dans un fuselage, l'aile est généralement soumise à de la flexion-torsion couplées



→ Pour simplifier :

partie supérieure des ailes d'un avion (extrados) en compression  
partie inférieure des ailes (intrados) en traction

→ Dans la phase de décollage (critique) et de vol, l'avion possède une vitesse  $V$  dont résulte des **forces aérodynamiques** (**force de traînée et de portance**)

⇒ Force de portance proportionnelle à vitesse écoulement et angle d'incidence (proche de  $\alpha_2$ )

⇒ Flexion et/ou torsion supplémentaire(s)

→ **Flexion supplémentaire** = légère modification incidence = variation de portance

⇒ Effet d'amortissement aérodynamique

→ **Torsion supplémentaire** = effet beaucoup plus important sur l'incidence = variation directe de la force de portance

⇒ Modification de la flexion

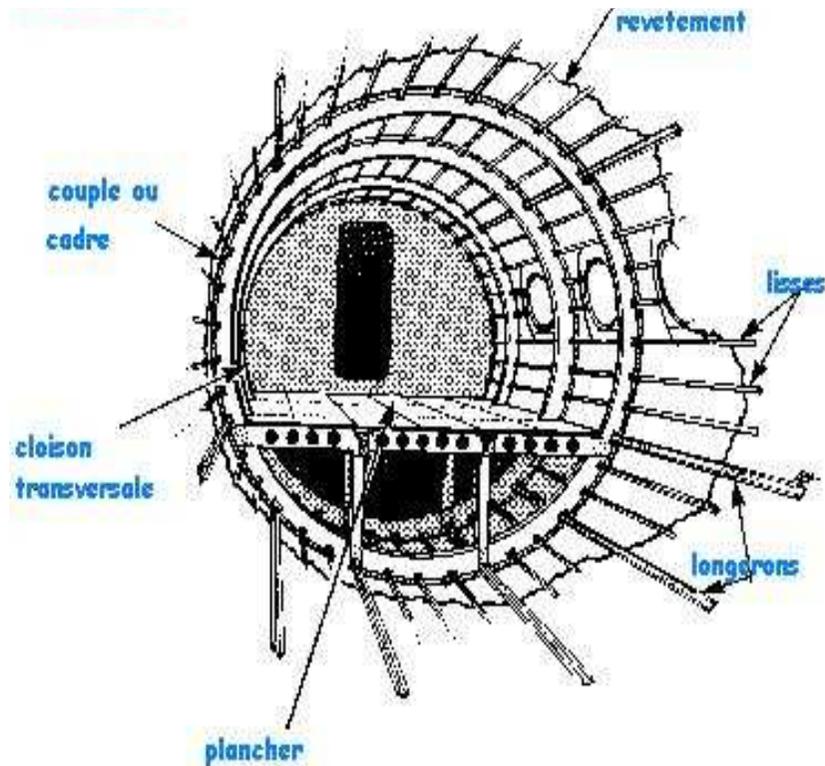
→ Selon partie de l'aile (intrados ou extrados), propriétés attendues des matériaux :

- Résistance à la traction/compression,
- Rigidité,
- Tenue en fatigue,
- Ténacité (résistance à la propagation de l'endommagement)

## Fuselage d'un avion [PCP]

Soumis au cours du vol à nombreux efforts :

- Flexion (verticale et horizontale),
- Torsion,
- Résistance à la pressurisation,
- Efforts localisés : impact à l'atterrissage.



Définition des principales pièces du fuselage d'un avion [PCP]

→ **Structures primaires** : sollicitations importantes

- Ex. :
  - cadres (forts ou pliés)
  - pièces de renforts (zone d'accrochage du train atterrissage)
- Fuselage : Alliage Al-Cu très longtemps utilisé
- Utilisation massive des composites à matrice organique

→ **Structures secondaires** : sollicitations moindres

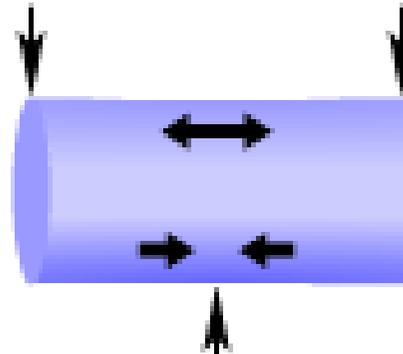
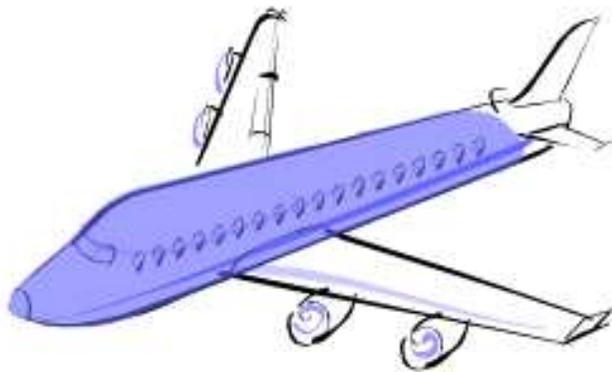
- Objectif : diminuer la masse,
- Ex. : plancher (souvent réalisé en matériaux sandwichs composites)

## Etude de cas : le fuselage

---

### ■ Surfaces externes du fuselage (appelées peaux)

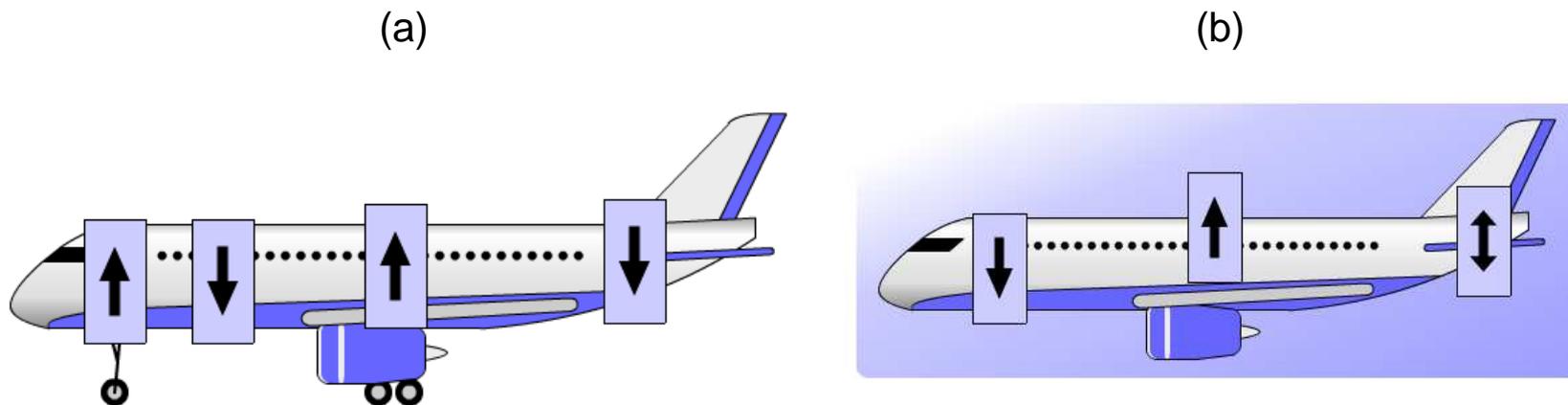
→ Mode de sollicitations similaire à celui d'une **réservoir sous pression alternée** (gonflé/dégonflé), soumis à des contraintes alternées de traction/compression



Etude de l'état des sollicitations dans la peau du fuselage [ALM]

→ Selon la phase d'utilisation de l'avion (sol/vol), le fuselage ne subit pas les mêmes sollicitations :

- **Au sol** (décollage/atterrissage) :
  - cabine non pressurisée
  - poids de l'avion supporté par train d'atterrissage
- **Lors du vol** :
  - pression cabine = efforts circonférentiels sur le fuselage
  - forces ascendantes et descendantes opposées = moments de flexion
  - charges dynamiques



Sollicitations subies par le fuselage lors de différentes phases :  
(a) au sol – (b) en vol

→ Exigences matériaux pour des applications fuselage :

- Résistance à la traction/compression, cisaillement,
- Ténacité,
- Résistance à la fatigue,
- Rigidité.

### 2.2.3 Train d'atterrissage

→ Un des éléments les plus contraints mécaniquement d'un avion

→ Amortisseurs oléopneumatiques sous pression : contrainte constante imposée à leur enveloppe métallique

→ Forces verticales lorsque l'avion touche la piste = contraintes sur l'ensemble du train

→ Forces horizontales : freinage à l'atterrissage ou accélération au décollage

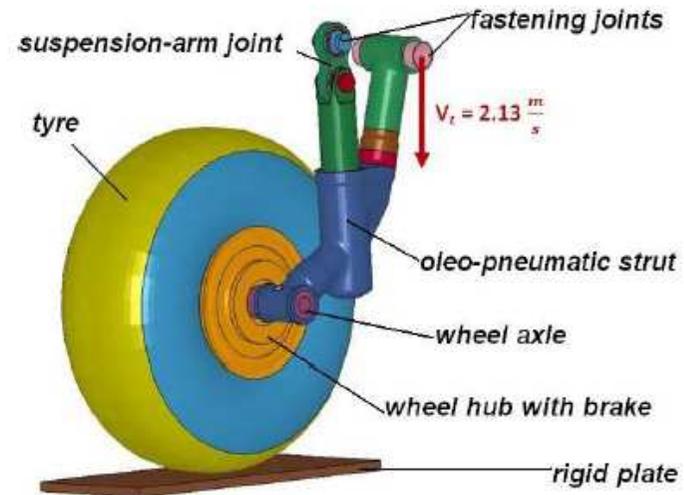
→ Contraintes lors du remorquage

→ Collisions avec d'autres objets sur l'aire de trafic

(a)



(b)



Configuration d'un train d'atterrissage : (a) Boeing 737 [Source : <http://www.b737.org.uk>] – Modèle géométrique [IJM]

→ Phase de maintenance/entretien :

- lavage à l'eau sous pression = corrosion des manchons et des joints
- Certains solvants (décapants pour peinture) à base d'hydrogène, peuvent causer la fragilisation du train :
  - ⇒ réaction chimique avec l'acier à haute résistance du train
  - ⇒ transforme le métal des zones touchées en un matériau cassant
  - ⇒ Solution : traitement thermique dans un four à 375 °F pendant 23 heures pour « chasser » les atomes d'hydrogène vers la surface de la pièce
  - ⇒ Autre solution : pièces en matériau composite



Bielle de train d'atterrissage réalisée en matériau composite

## 2.3 Les alliages d'aluminium

---

En aéronautique, l'aluminium et ses alliages répondent favorablement à plusieurs exigences :

- Faible densité,
- Excellente conductivité électrique et thermique,
- Matériaux non-magnétiques,
- Comportement ductile marqué = bonne tolérance aux dommages,
  - ⇒ Mise au point de matériaux composites à base de feuilles d'aluminium : GLARE, CARAL, ARAL) mais également des composites à matrice aluminium (chapitre 3),
- Durabilité : bonne résistance aux agents chimiques et à la corrosion,
- Très bon comportement en fatigue,
- Propriétés mécaniques modulables en fonction des éléments d'alliage,
- Prix attractif + ressources naturelles importantes (3<sup>ème</sup> métal le plus abondant sur terre),
- Facilités de mise en œuvre : soudabilité, formage...
- Matériaux facilement recyclables + non toxiques

→ En résumé : beaucoup de qualités !

→ **MAIS :**

- Hausse du coût des carburants + normes environnementales plus rigoureuses = chasse au poids au cœur des préoccupations  
⇒ avantage décisif pour les composites
- Avenir : majorité du poids en composites, 20 % d'aluminium, 15 % de titane et 10% d'acier

Exemples :

→ Airbus A380 (2008) : 61 % métal léger vs 20 % matériaux composites

→ Airbus A350 (2013) : 52 % matériaux composites

→ Boeing 787 (2011) : 19 % aluminium vs 50 % composites

→ Monocouloirs court-courriers : marché + important, avions moins chers (matériaux moins sophistiqués)

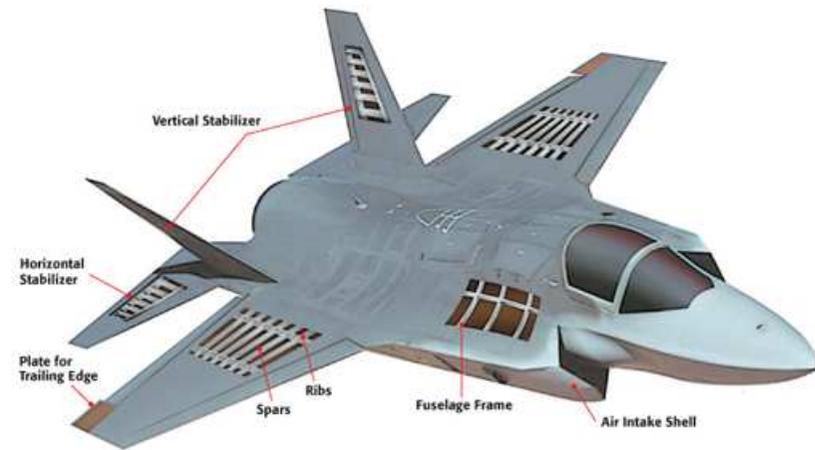
Point de fusion :  $\theta_f = 660 \text{ }^\circ\text{C}$   
 Structure cristalline : CFC  
 Masse volumique :  $\rho = 2\,700 \text{ kg/m}^3$   
 Conductivité thermique :  $\lambda = 237 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$   
 Coefficient de dilatation linéique (à  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ ) :  $\alpha = 23,1 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$   
 Résistivité électrique :  $\rho = 0,0265 \text{ } \mu\Omega \cdot \text{m}$   
 Caractéristiques mécaniques à  $20 \text{ }^\circ\text{C}$  (Al pur) :  
      $R_m = 70 \text{ à } 80 \text{ MPa}$   
      $R_e = 10 \text{ à } 20 \text{ MPa}$  (très sensible à l'écroutissage)  
      $A \% = 50 \text{ à } 60 \%$   
      $E = 70\,000 \text{ MPa}$

Rappel des principales propriétés des alliages d'aluminium

(a)



(b)



Exemple d'application de pièces en alliage d'aluminium : (a) A380 [Source: Alcoa] – (b) Avion militaire [Source : Kaiser Aluminium]

Lexique : (rib=raidisseur, spar=longeron, trailing edge=bord de fuite, stringer=armature, fastener=pièce de fixation, skin=peau, vessel=tuyau, fairing ou shroud =carénage, keel=poutre principale)

Différentes séries d'alliage d'aluminium sont recensées :

- aluminium non allié : 1000
- aluminium + cuivre : 2000
- aluminium + manganèse : 3000
- aluminium + silicium : 4000
- aluminium + magnésium: 5000
- aluminium + magnésium + silicium : 6000
- aluminium + zinc + magnésium (+ cuivre) : 7000
- aluminium + autres : 8000 (*permettant un alliage avec le lithium*)

⇒ Largement utilisés en aéronautique : 7075, 6061, 6063, 2024 et 5052.

## Possibilité d'associer l'aluminium à différents éléments d'alliage majeurs

→ améliorer les propriétés physico-chimiques et les caractéristiques techniques de l'aluminium

	Améliore	Diminue
Cuivre	Caractéristiques mécaniques	Tenue à la corrosion
	Tenue à chaud et au fluage	Soudabilité
	Usinabilité	
Manganèse	Aptitude à la déformation	
	Tenue à la corrosion	
	Aptitude au brasage	
Silicium	Coulabilité	Usinabilité (usure des outils)
		Coefficient de dilatation
Magnésium	Caractéristiques mécaniques	Déformabilité à chaud
	Tenue à la corrosion	
	Soudabilité	
Silicium + Magnésium	Caractéristiques mécaniques	
	Déformabilité à chaud	
Zinc + Magnésium	Caractéristiques mécaniques	Tenue à la corrosion
	Usinabilité	Soudabilité

Influence des éléments d'alliage majeurs [CER]

## Influence des éléments d'alliage mineurs

→ Soudabilité, usinabilité et propriétés mécaniques

→ Inconvénients : modification taille grains = altération propriétés et comportement mécaniques

→ **Soudabilité = élément clé de la réduction des coûts**

- Technique traditionnelle d'assemblage : rivetage
- **Soudage = gain de poids**, réductions de coût de production, de maintenance (meilleure résistance à la corrosion et à la fatigue)
- **Soudage par laser** : technique classique,
- **Soudage par friction** : utilise le frottement d'un outil pour plastifier les deux matériaux à souder,

⇒ Capacité à assembler deux matériaux non soudables par fusion.

⇒ A350 : panneaux soudés par friction (1<sup>ère</sup> pour un avion de transport commercial)

	Augmente	Réduit
Manganèse	Soudabilité des Al-Mg	Taille de grain
Chrome	Soudabilité	Taille du grain Trempeabilité
Plomb, Bismuth	Usinabilité	
Nickel	Tenue à chaud et au fluage	
Titane		Taille du grain coulé
Etain	L'antifriction - Usinabilité	
Zirconium		Taille du grain
Lithium	Module de Young	Masse volumique
Scandium		Taille du grain

## Relever le défi imposé par les composites ?

→ **Arrivée massive des composites = remise en cause pour l'aluminium**

⇒ Boeing 787 : un élément composite de la carlingue permet de supprimer l'assemblage de 500 tôles d'aluminium soit 40 000 à 50 000 rivets !!!

⇒ Résultat : 15 à 20 tonnes de moins que son rival européen l'A 330-200.

⇒ Pb rivets : perçage, concentration contraintes, corrosion

→ « L'avion tout composites n'existera jamais »

⇒ Retard livraison Boeing 787 : manque de maîtrise des nouveaux procédés de fabrication des pièces en matériaux composites (pbs de tolérance d'ajustement, condensation)

→ Réponse des industriels de l'aluminium : **développement d'alliages basse densité**

- Réduction du poids de **10 à 20 %** par rapport aux alliages existants
- Industrialisation **soudage laser et friction** = facteur clé de réduction des coûts
- Nouvel alliage série 7000 : ↑ ptés mécaniques statiques (au moins 10%)
- **Aluminium-lithium** : **21 % de la structure de l'A350** (pointe avant et tronçons du fuselage)
  - Lithium : 1,5 % à 2,5 %,
  - concilier réduction densité, propriétés mécaniques et résistance corrosion.
- **Aluminium-magnésium-scandium** : grande formabilité mais ptés mécaniques en retrait

## 2.4 Les alliages de titane

---

- 7<sup>ème</sup> métal le plus abondant sur la terre
- Principalement sous 4 formes de minerais: leucoxène, rutil, ilmenite et scories
- Composé de 54% à 90% de TiO<sub>2</sub> en masse
- 95% du titane est utilisé sous forme de TiO<sub>2</sub> : industrie papier (blanchiment)

### Filière de production

- Procédé KROLL : le minerai transformé par un chloration puis réduction avec du magnésium
  - ⇒ éponge de titane
- Nouvelles techniques (Vacuum Arc Remelting, procédé de fusion plasma) dédiées notamment à l'aéronautique pour les pièces critiques
  - ⇒ alliages purs
- Avantages du procédé de fusion plasma :
  - une seule phase,
  - réduction du nombre d'inclusions denses
- Prix :
  - stable depuis 2<sup>nde</sup> guerre : éponge de 8 à 10\$/Kg avant 2004
  - pic en 1997-1998 : forte demande Boeing et sortie club golf en titane
  - multiplié par cinq depuis 2004

## L'aéronautique, premier consommateur du titane

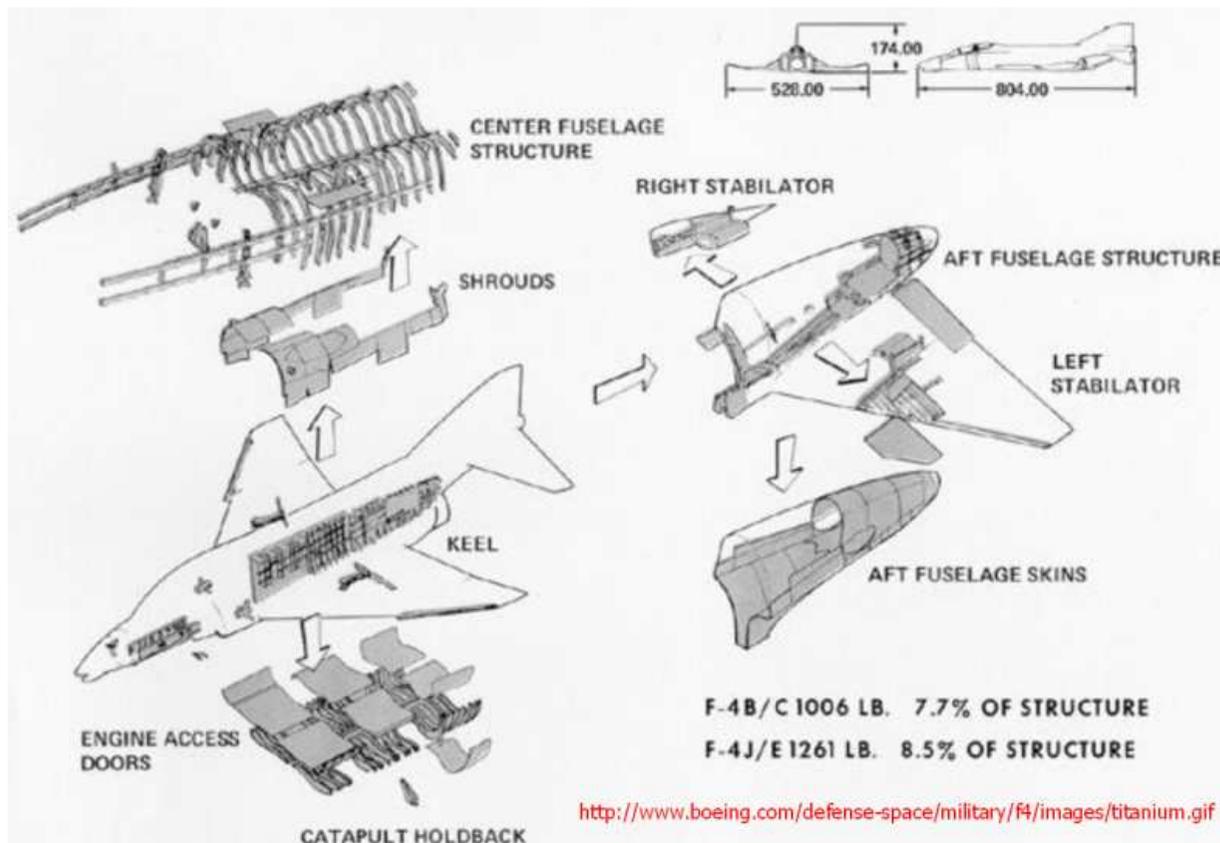
Pourquoi utiliser les alliages de titane en aéronautique ?

- Rapport résistance mécanique-densité élevé (haute efficacité structurelle),
- Faible densité (plus ou moins la moitié du poids des alliages d'acier, de nickel et de cuivre),
- Résistance exceptionnelle à la corrosion (résistance supérieure aux chlorures, à l'eau de mer et aux milieux acides et oxydants acides),
- Excellentes propriétés à des températures élevées (jusqu'à 600°C)

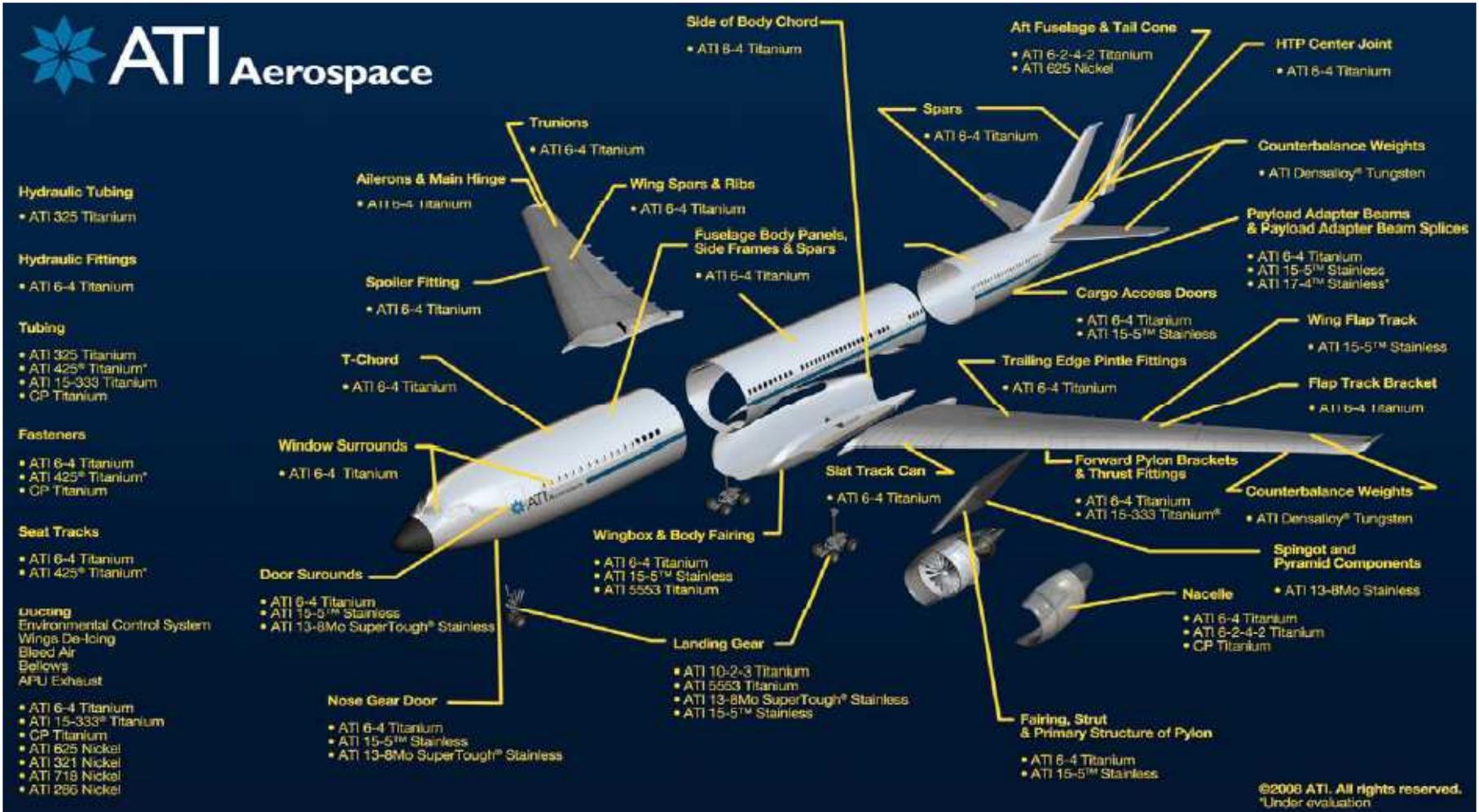
→ Utilisations principales : turbines d'hélicoptères, les structures et les moteurs d'avions.

→ Après les composites, le titane est l'autre grand gagnant de la redistribution des rôles des matériaux aéronautiques

→ Assemblage : incompatibilité entre composites et aluminium (corrosion galvanique)



Exemples de pièces en alliage de titane dans un avion militaire [TIT]



Applications du titane dans un avion commercial [ATI]

→ Majorité des avions transport années 60 : applications ponctuelles

→ Pari du « quasi » tout titane sur certains avions militaires :

- **SR-71 russe** (1962) : conçu pour voler à 85000 pieds (26 km d'altitude) à des vitesses de mach 3,2 (4000km/h), et évoluer à des températures de 500°C (en raison des frottements importants avec l'air), expliquant une dilatation de 15 cm entre les ailes en service
- **F22 Lockheed-Martin** (fin des années 80) : 42% en masse de titane dans la structure primaire

(a)



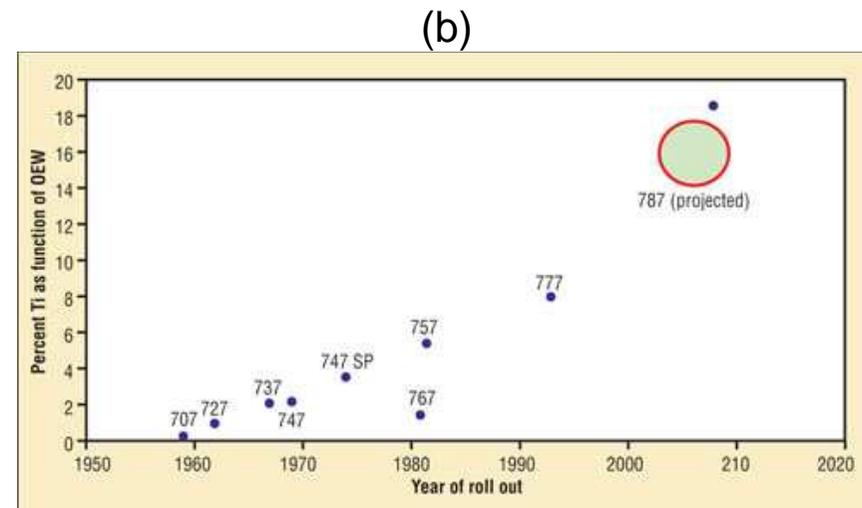
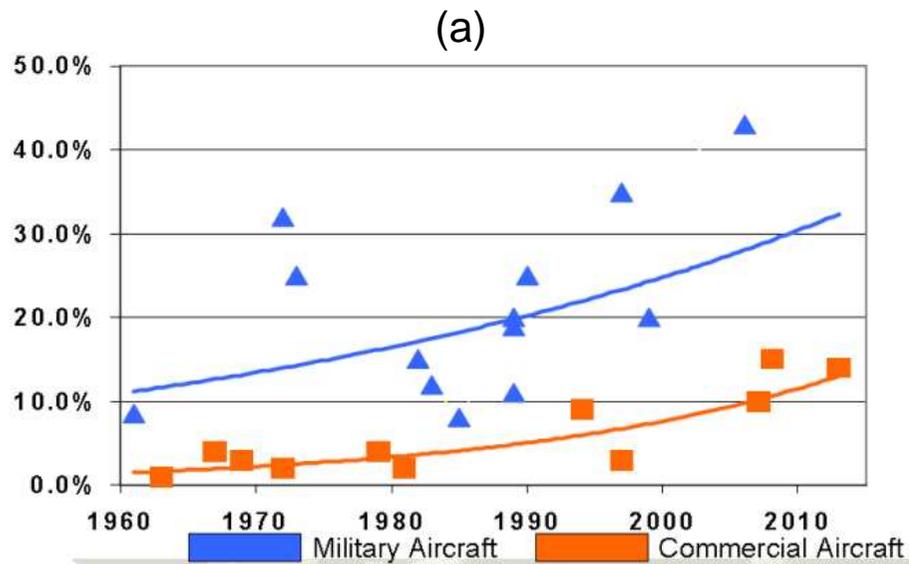
(b)



(a) 1962 : SR-71 Blackbird - (b) Lockheed-Martin F-22 Advanced Tactical Fighter [TIT]

→ Domaine d'utilisation des alliages de titane en aéronautique : applications à hautes températures

→ Avenir : développement de composites céramique/titane



Evolution de l'utilisation du titane dans les aérostructures [ATI]  
(OEW : Operating Empty Weight)

Autres avantages des alliages de titane pour les constructeurs d'avions :

- Rapport résistance/poids élevé,
- Compatibilité thermique et galvanique,
- Résistance à la fatigue et à la rupture,
- Compatibilité avec les composites carbone/époxy,
- Formage super-plastique / assemblage par diffusion permettant d'envisager la production de grandes pièces.

## Les différents grade de titane : teneur en éléments d'alliage et propriétés mécaniques associées

			Grade 1	Grade 2	Grade 4	Grade 5
<b>CARACTÉRISTIQUE CHIMIQUE</b>						
Nitrogène, max	(%)	N	0.03	0.03	0.05	0.05
Carbone, max.	(%)	C	0.08	0.08	0.08	0.08
Hydrogène, max.	(%)	H	0.015	0.015	0.015	0.015
Fer, max.	(%)	Fe	0.20	0.30	0.50	0.40
Oxygène, max.	(%)	O	0.18	0.25	0.40	0.20
Aluminium	(%)	Al	-	-	-	5.5 - 6.75
Vanadium	(%)	V	-	-	-	3.5 - 4.5
<b>CARACTÉRISTIQUE MÉCANIQUE</b>						
Résistance à la rupture	(N/mm <sup>2</sup> )		240	345	550	895
Limite d'élasticité	(N/mm <sup>2</sup> )		138	275	483	828
Allongement	(%)		24	20	15	10

→ La nuance la plus couramment employée dans le domaine aéronautique est le Titane allié Ti 6Al 4V ou Grade 5

## Propriétés et caractéristiques des alliages de titane selon les applications visées

Désignation	Résistance mécanique min. en N/mm <sup>2</sup>	Résistance à l'étirement 0.2% min. en N/mm <sup>2</sup>	Propriétés	Principales applications
Titane pur grade 1	240	170	Bonne malléabilité à froid, peut être embouti	Echangeurs de chaleur, tubes soudés
Titane pur grade 2	345	275	Résistance mécanique moyenne	Construction de machines
Titane pur grade 4	550	483	Résistance mécanique maximale pour du titane pur, malléabilité à froid plus difficile	Implants dentaire
Ti6Al4V	895	828	Grande résistance mécanique, bonne aptitude au forgeage	Aéronautique, construction de machines
Ti6Al4V ELI	860	795	Faible teneur en oxygène	Technique médicale et applications à très basses températures
Ti6Al7Nb	900	800	grande résistance mécanique, bonne biocompatibilité	Technique médicale
BetaC™	793 (ST) 1172 (STA)	759 (ST) 1103 (STA)	Bonnes propriétés d'élasticité, convient pour des traitements à chaud	Montures de lunettes, ressorts
TiO.15Pd Grade 7	345	275	Très haute résistance à la corrosion	Pétrochimie
Ti3Al2.5V	620	483	Meilleure malléabilité que le Ti6Al4V mais avec une résistance mécanique plus basse	Tubes sans soudure pour l'aéronautique

## Propriétés et comportements mécaniques

→ Par rapport aux autres matériaux métalliques utilisés en aéronautique, le titane se distingue par des propriétés mécaniques spécifiques supérieures à celles de l'acier et de l'aluminium :

(a)

Point de fusion :  $\theta_f = 1\,670^\circ\text{C}$   
 Structure cristalline : HC jusqu'à  $882^\circ\text{C}$  (Ti  $\alpha$ ),  
 CC au-dessus (Ti  $\beta$ )  
 Masse volumique :  $\rho = 4\,510\text{ kg/m}^3$   
 Conductivité thermique :  $\lambda = 18\text{ W m}^{-1}\text{K}^{-1}$   
 Coefficient de dilatation linéique (à  $20^\circ\text{C}$ ) :  $\alpha = 8,5 \cdot 10^{-6}\text{ K}^{-1}$   
 Résistivité électrique :  $\rho = 0,0478\ \mu\Omega \cdot \text{m}$   
 Propriétés mécaniques (très sensibles à la teneur en O et Fe) :  
 $R_m = 350$  à  $640\text{ MPa}$   
 $R_e = 260$  à  $530\text{ MPa}$   
 $A\% = 40$  à  $25\%$   
 $E = 110\,000\text{ MPa}$

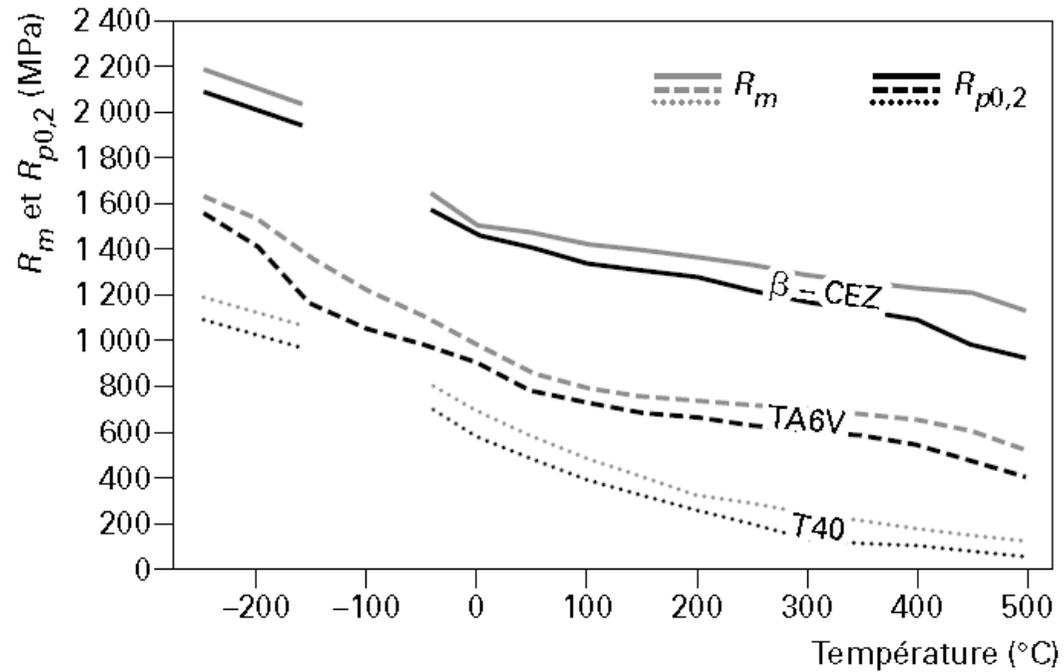
(b)

Property	Titanium	Aluminium	Iron
Density ( $\text{kg m}^{-3}$ )	4507	2700	7874
Young's Modulus (GPa)	116	70	211
Tensile Strength (MPa)	240 (Unalloyed) to 1170, Ti6Al4V: 875	90 to 180 (varying with impurities)	1000 (high tensile steel)
Electrical Resistivity ( $10^{-8}\Omega\text{m}$ )	40	2.65	9.7
Thermal conductivity ( $\text{W m}^{-1}\text{K}^{-1}$ )	22	235	80
Coefficient of Linear Thermal Expansion ( $\text{K}^{-1}$ multiplied by $10^6$ )	8.6	23.1	11.8

(a) Principales propriétés du titane – (b) Comparaison des propriétés du titane, de l'aluminium et de l'acier [TIT]

→ En dessous de  $-50^{\circ}\text{C}$  ( $T^{\circ}$  cryogéniques) : - augmentation de résistance spectaculaire,  
- ductilité très basse.

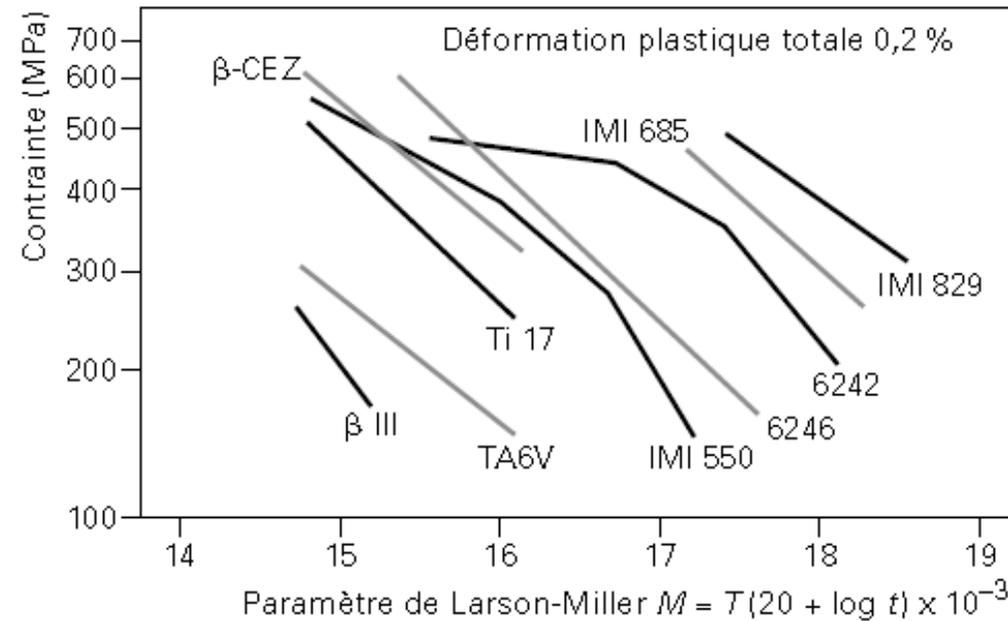
→ Pour  $T > 350-400^{\circ}\text{C}$  : ↓ résistance mécanique des alliages de titane



Influence de la température sur la résistance mécanique en traction d'alliages de titane [COM]

→ Comportement au fluage des alliages de titane : forte dépendance à la nuance de l'alliage

→ Certaines nuances : contraintes variant de 200 à 600 MPa (large amplitude)



→ Fenêtre assez large du paramètre de Larson-Miller

→ Le principe de Larson-Miller (1952) suppose un rapport entre vie service, contrainte, et T°

→ Large application dans la caractérisation du comportement à rupture des matériaux (cf. **Annexe 3**)

## Un nouvel alliage aluminium-titane pour l'aéronautique [HES]

- Les alliages de nickel (superalliages) sont généralement utilisés pour la fabrication des aubes de compresseur dans les moteurs d'avion.
- En utilisant des alliages Ti-Al, le poids des aubes est réduit de moitié
- Fabrication d'autres composants de l'avion : pales
- Propriétés intéressantes du matériau :
  - à la fois réfractaire (comme les céramiques) et déformable (comme l'aluminium)
  - densité d'environ 4,0 g/cm<sup>3</sup>,
  - point de fusion à 1460°C,
  - bonne résistance à la corrosion.

## 2.5 Alliages de magnésium

---

Pourquoi utiliser le magnésium en aéronautique ?

- Métal structural le plus léger disponible sur la planète : 40% plus léger que l'aluminium,
- Bonnes propriétés mécaniques et physiques (conductivité thermique : utilisation à chaud, et électrique) comparativement aux autres matériaux métalliques,
- Rapport rigidité/densité montre qu'une poutre d'égale résistance à la déformation par flexion de 10 kg en acier pèserait 5 kg en aluminium et 3.8 kg en magnésium (-62% et -24%),
- 6<sup>ème</sup> élément par ordre d'abondance sur terre,
- Bonne coulabilité : réalisation de pièces complexes avec pratiquement toutes les techniques de moulages connues

Point de fusion :  $\theta_f = 650^\circ\text{C}$

Structure cristalline : HC

Masse volumique :  $\rho = 1\,740\text{ kg/m}^3$

(le plus léger de tous les métaux susceptibles d'un emploi industriel)

Conductivité thermique :  $\lambda = 146\text{ W m}^{-1}\text{K}^{-1}$

Coefficient de dilatation linéique (à  $20^\circ\text{C}$ ) :  $\alpha = 27,6 \cdot 10^{-6}\text{ K}^{-1}$

Résistivité électrique :  $\rho = 0,0445\ \mu\Omega \cdot \text{m}$

Caractéristiques mécaniques à  $20^\circ\text{C}$  (Mg pur, très sensibles à la taille du grain) :

$$R_m = 50 \text{ à } 200\text{ MPa}$$

$$R_e = 10 \text{ à } 200\text{ MPa}$$

$$A \% = 2 \text{ à } 12\ \%$$

$$E = 47\,000\text{ MPa}$$

Principales propriétés du magnésium

## Deux familles principales :

- **Alliage à base de zirconium** : élément d'addition influant de manière prépondérante sur la **structure granulaire** de l'alliage,
- **Alliage sans zirconium**

## De l'utilisation du magnésium dans les aérostructures

→ Applications plus ou moins marginales dans les avions militaires, commerciaux ou les hélicoptères

Sikorsky S-56,  
Westland  
Aircraft Ltd.  
(1950):  
115 kg of  
magnesium

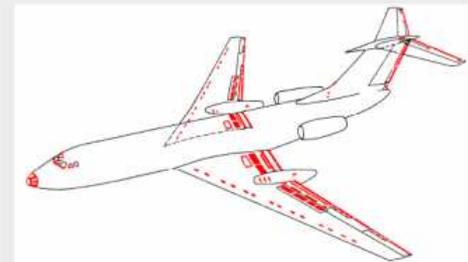


Lockheed F-80C: complete  
magnesium construction



TU-95MS: 1550 kg of magnesium

Location of magnesium  
components (in red) in TU-134:  
780 kg



**B707, 727, 737, 747 - Boeing**  
- small wing components  
- parts of the doors



Convair B-36 Peacemaker:  
8600 kg of magnesium!

→ Plus récemment dans des structures secondaires :

(a)



(b)

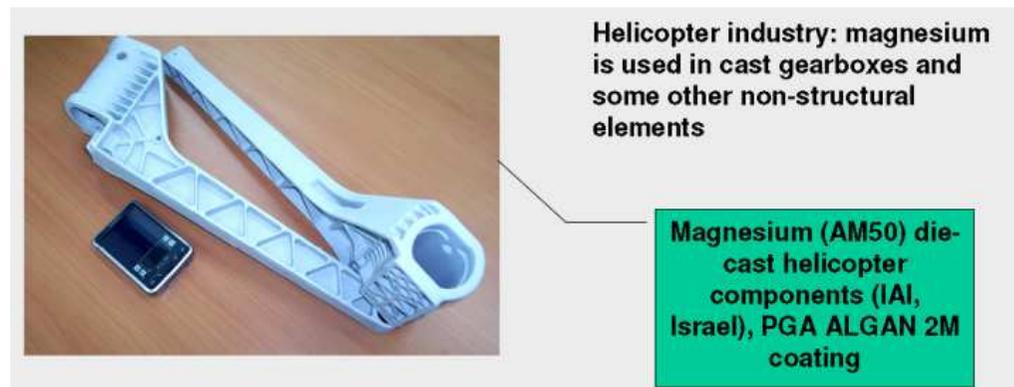


(a) Partie de l'inverseur de poussée sur Boeing – (b) Portion de turboréacteur Pratt&Whitney [GWY]

(a)



(b)



Exemples de pièces en magnésium revêtu : (a) panneau arrière de porte d'avion – (b) Arbre de transmission d'hélicoptère [PAS]

→ Actuellement, magnésium peu utilisé dans structures primaires

→ Comment expliquer cette évolution ?

### ■ Inflammabilité du magnésium

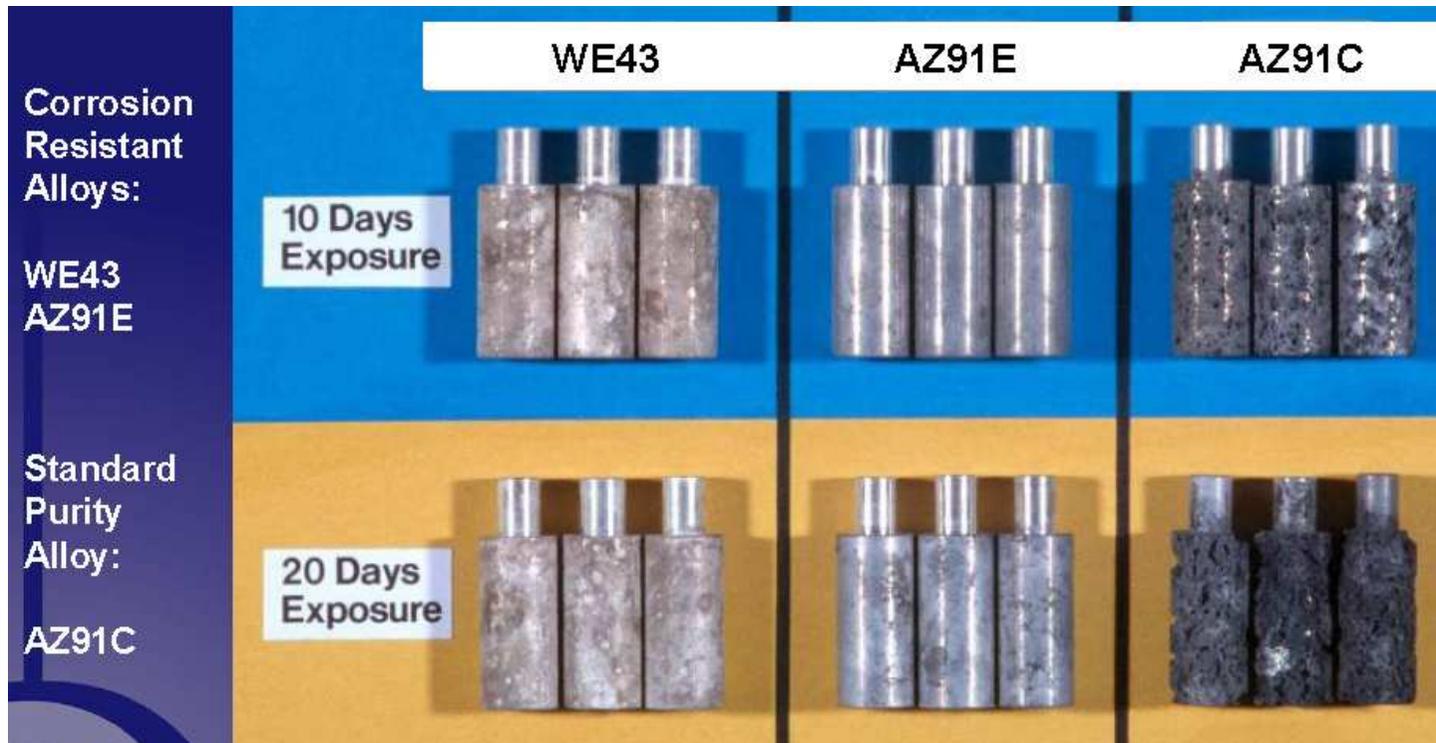
- Souvent mis en avant pour justifier la limitation
- A tort : respecte toutes les normes aéronautiques (résistance au feu)

⇒ **Le magnésium ne doit pas être considéré comme un matériau inflammable.**

### ■ Mauvaise résistance à la corrosion

- Justifie l'abandon progressif de ces alliages pour les pièces aéronautiques évoluant dans des contextes corrosifs
- Amélioration : techniques de protection plus fiables + l'émergence d'alliages haute-pureté,

⇒ Regain d'intérêt depuis dizaine d'années



Amélioration de la résistance à la corrosion en brouillard salin des alliages de magnésium [GWY]

## ■ Manque de résistance pour des applications structurales

⇒ Mise au point récente d'alliages (Elektron 21 et 675) : propriétés mécaniques proches de celles des alliages d'aluminium structuraux aéronautiques

→ En résumé : des propriétés intéressantes mais des inconvénients majeurs

→ Nouvelles exigences pour une nouvelle génération d'alliage de magnésium selon le type d'applications visé (système ou structure secondaire) :

Property	Temperature	Requirements of new Mg alloys for	
		systems application	structural application
Tensile Ultimate Strength	RT	275-350 MPa	450 MPa
Tensile Yield Strength	RT	200-300 MPa	350 MPa
Elongation to fracture	RT	12-16 %	16-18 %
Yield Strength	150°C	- 10% of YTS	-10% of YTS
Compressive Yield Strength	RT	± 10% of YTS	± 10% of YTS
Failure under compression	RT	comparable Al 5083	comparable Al 2024 T3
Specific Weight	RT	1,75	1,75
Residual Strength	RT	n.a.	comparable to 2024 T3
Fatigue Crack Growth	RT	n.a.	comparable to 2024 T3
Fatigue limit ( $K_t=1.0$ , $R=0.1$ )	RT	160 MPa	140 MPa

## Magnesium vs aluminium

	Magnesium					Aluminum		
	AZ91D die cast	AZ91ET6 sand/ pmc	AZ92T6 sand/ pmc	AM60B die cast	AS41XB die cast	356-T6 pmc cast	380 die cast	319-T6 sand cast
<b>Mechanical Properties:</b>								
Ultimate Tensile Strength ksi (MPa)	33 (230)	40 (275)	40 (275)	32 (220)	31 (210)	38 (262)	46 (315)	36 (250)
Tensile Yield Strength <sup>1</sup> ksi (MPa)	22 (150)	21 (145)	22 (150)	19 (130)	20 (140)	27 (185)	23 (160)	24 (165)
Compressive Yield Strength <sup>2</sup> ksi (MPa)	24 (165)	19 (130)	22 (150)	19 (130)	20 (140)	27 (185)	—	25 (170)
Elongation % in 2 in. (51mm)	3	6	3	6-8	6	5	3.5 [3.0]	2
Hardness <sup>3</sup> BHN	63	70	81	—	—	80	80-85	80
Shear Strength ksi (MPa)	20 (140)	—	21 (145)	—	—	30 (205)	28 (195)	29 (200)
Impact Strength <sup>4</sup> ft-lb (J)	2.0 <sup>7</sup> (2.7)	1.0 <sup>7</sup> (1.4)	0.8 (1.1)	—	—	8	3	4
Fatigue Strength ksi (MPa)	14 <sup>6</sup> (97)	—	12 <sup>6</sup> (83)	—	—	13 (90)	20 (138)	11 (75)
Modulus of Rigidity Test (Shear & Torsion) 10 <sup>6</sup> psi	2.4	*	*	*	3.95	3.95	3.85	4.0
Young's Modulus psi x 10 <sup>6</sup> (GPa)	6.5 (45)	6.5 (45)	6.5 (45)	6.5 (45)	6.5 (45)	10.5 (72.4)	10.3 (71.0)	10.7 (74.0)
<b>Physical Properties:</b>								
Density lb/in <sup>3</sup> (g/cm <sup>3</sup> )	0.066 (1.81)	0.066 (1.81)	0.066 (1.82)	0.065 (1.79)	0.064 (1.77)	0.097 (2.69)	0.097 (2.74)	0.100 (2.80)
Melting Range °F (°C)	875-1,105 (470-595)	875-1,105 (470-595)	830-1,100 (445-595)	1,005-1,140 (540-615)	1,050-1,150 (455-610)	1,035-1,135 (555-615)	1,000-1,100 (540-595)	960-1,120 (515-605)
Specific Heat BTU/lb°F (J/kg°C)	0.25 (1050)	0.25 (1050)	0.25 (1050)	—	0.242 (1020)	0.23 (963)	0.23 (963)	0.23 (963)
Coefficient of Thermal Expansion u in./in./°F (u m/m°K)	14 (26)	14 (26)	14 (26)	14.2 (25.6)	14.5 (26.1)	11.9 (21.5)	12.2 (21.8)	11.9 (21.5)
Thermal Conductivity BTU/ft hr °F (W/m°K)	41.8 (72)	41.8 (72)	41.8 (72)	36 (61)	40 (68)	92 (159)	55.6 (96.2)	62.9 (109)
Electrical Conductivity % IACS	—	11.2	12.3	—	—	41.0	27.0	27.0

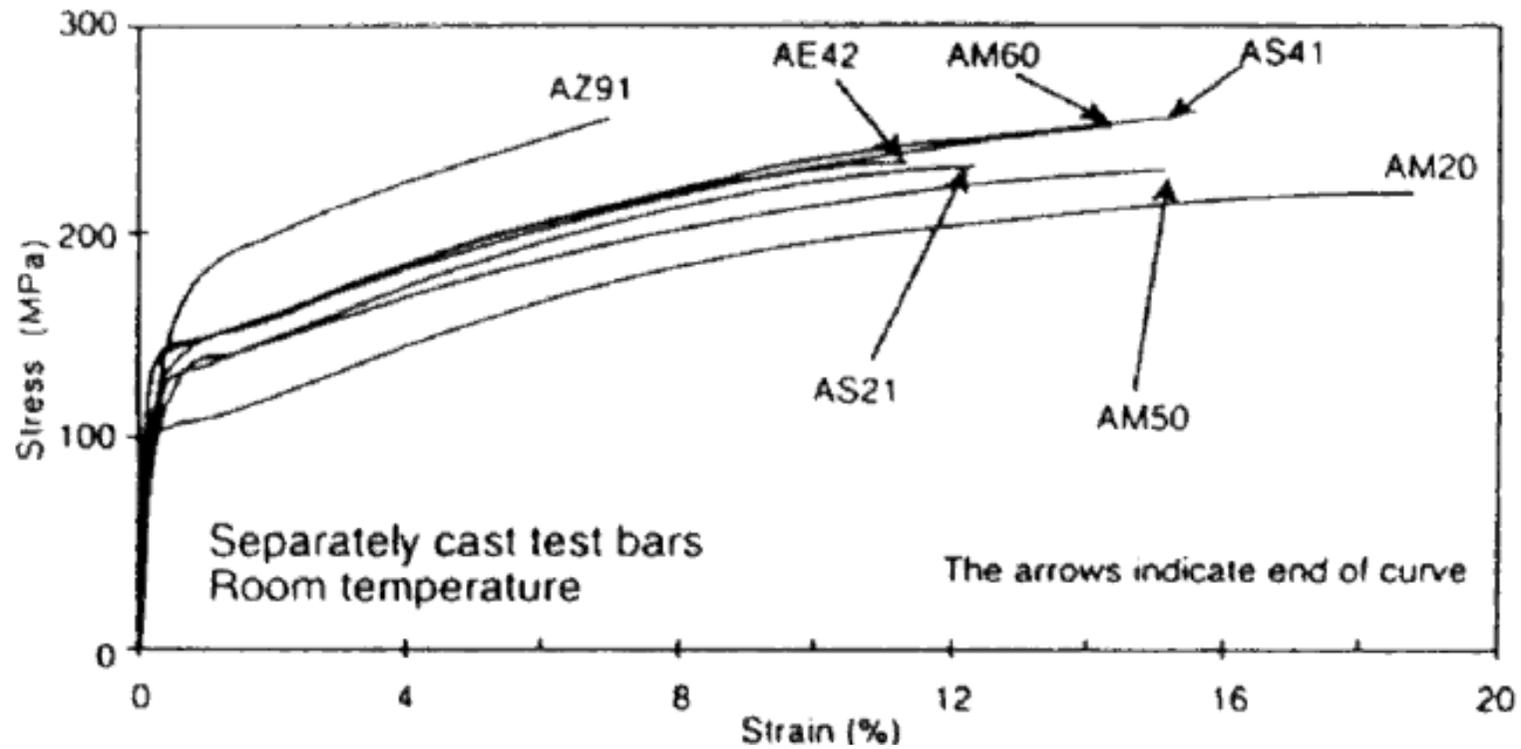
## Comportement mécanique

- Comportement très ductile
- Faible valeur du module d'élasticité en traction : 45 GPa vs 72 GPa pour l'aluminium
- Résistance à la traction de 200 MPa (assez élevée)
- Pour des T° de 130-150 °C, bonne résistance au fluage à 80 MPa
- Bonne résistance à la déformation par choc (/ à celle des autres métaux)

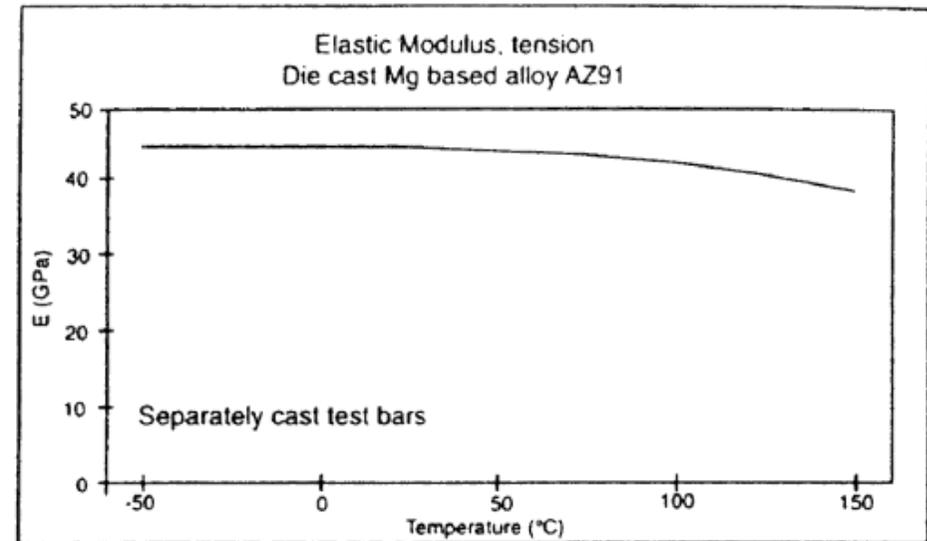
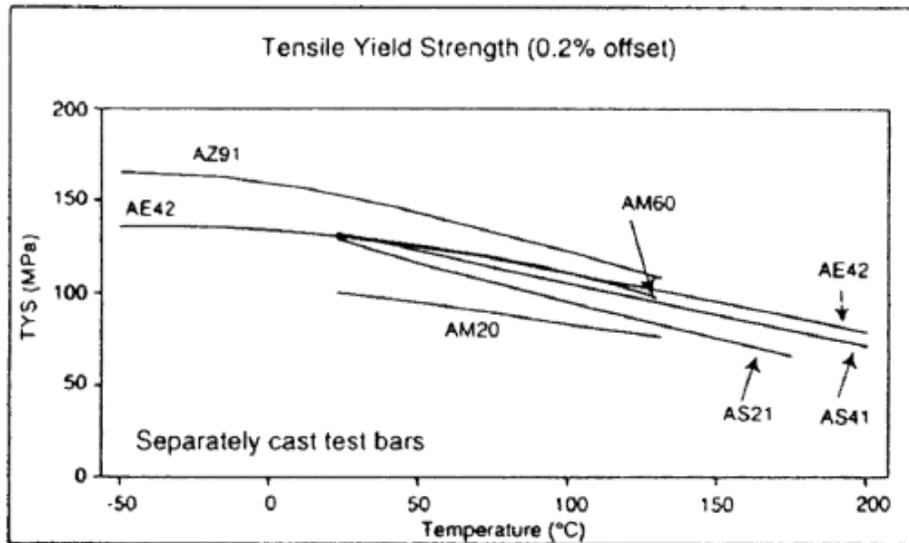
Exemple : alliages Mg-0.6Zr, Mg-0.1Si capacité supérieure à 50 %.

- Domaine de larges déformations plastiques : T° > 200°C
- Bonne coulabilité
- Grain plutôt fin avec très peu d'impureté :
  - bonne santé métallurgique (absence de microporosité) des pièces moulées,
  - bon aspect de surface,
  - caractéristiques mécaniques assez homogènes

Réponse contrainte-déformation en traction pour différents alliages de magnésium testés à température ambiante [ARD] :



Comportement en traction pour une large gamme de température (de -55°C à 150/200°C) :

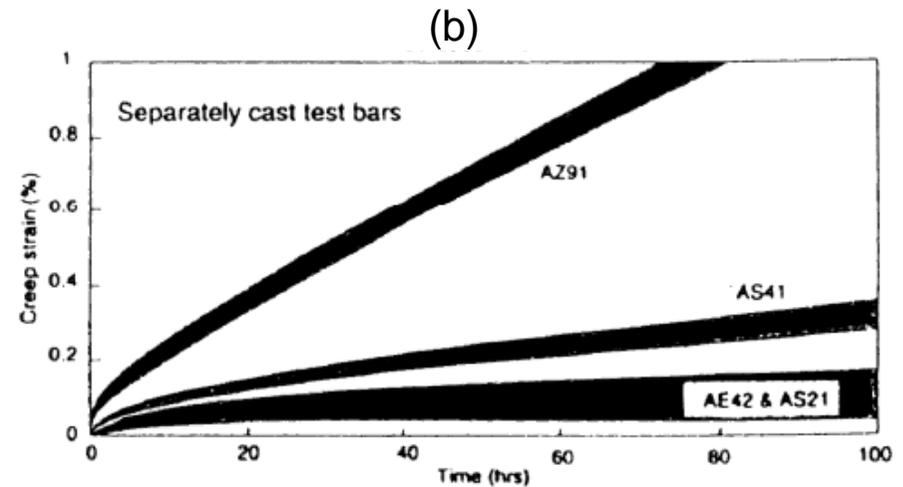
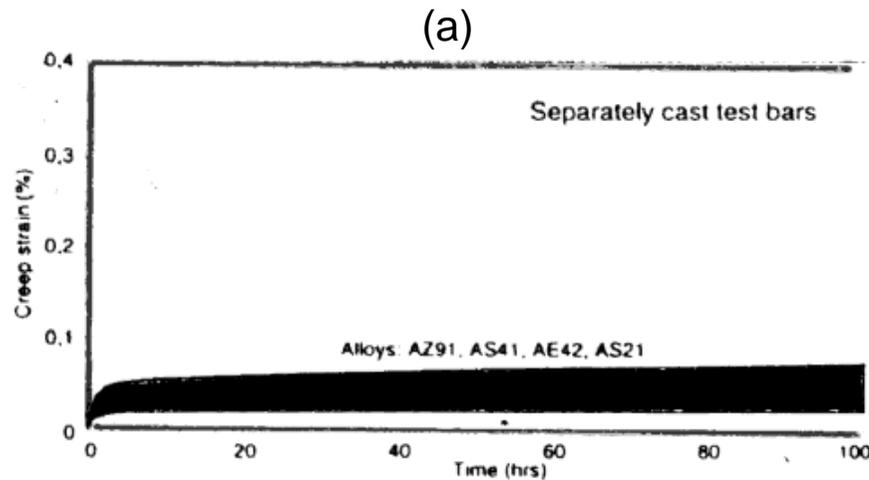


Evolution de la limite d'élasticité et de la rigidité en fonction de la température pour différents alliages de magnésium [ARD]

## Comportement au fluage :

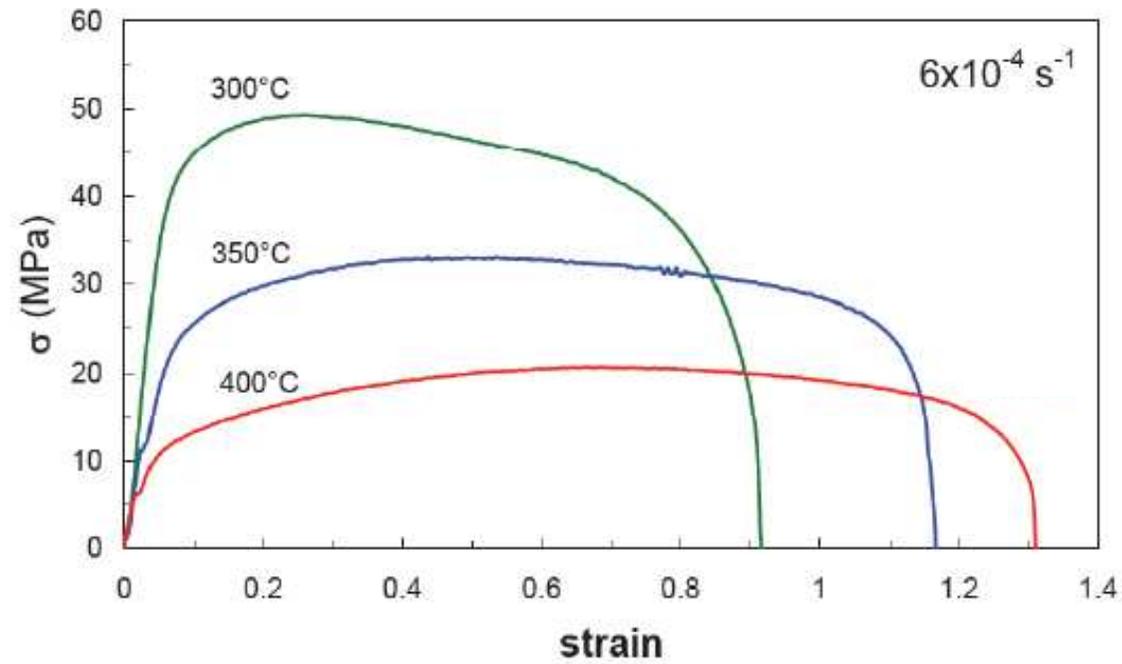
→ Les alliages les plus courants fluent de manière similaire à 100°C pour un même niveau de contrainte

→ A 150°C, les alliages référencés AZ91 et AS41 présentent une cinétique de fluage beaucoup plus rapide



Comportement au fluage d'alliages de magnésium [ARD] : (a)  $\sigma=50$  MPa à 100°C - (b)  $\sigma=50$  MPa à 150°C

→ Mise en évidence du caractère viscoplastique des alliages de magnésium AZ31B :



Réponses contrainte-déformation en traction à différentes températures du magnésium AZ31B [HOM]

## 2.6 Les superalliages ou alliages réfractaires

---

→ Nécessité de mettre au point des alliages qui, **sans se dégrader par oxydation**, conservent des **propriétés mécaniques acceptables à haute température** : on parle alors d'alliages réfractaires

→ Ces matériaux sont également appelés **superalliages** ou alliages hautes performances

→ Température d'utilisation de **700 à 1000°C**

→ Les trois principales classes d'alliages réfractaires sont :

- les alliages à base de fer et de nickel,
- les alliages à base de nickel,
- les alliages à base de cobalt.

On trouve également des alliages à base de titane ou d'aluminium

→ Leurs propriétés physiques et mécaniques élevées à haute température résultent :

- d'un **durcissement de la matrice** par addition de molybdène, tungstène, cobalt, niobium, tantale, vanadium,
- de la **présence de phase intermétallique** finement précipitée et de carbures formés à partir de titane, aluminium, tungstène, molybdène, vanadium, niobium

### Les superalliages Fe-Ni

→ Possèdent une matrice austénitique et contiennent toujours au moins **25% de chrome** pour **prévenir l'oxydation**

→ Matrice durcie par addition d'éléments : molybdène, titane, niobium et aluminium

→ L'augmentation de teneur **nickel** = **tenue mécanique en température**

## Les superalliages Ni

→ Centaine de compositions différentes

→ Structure CFC (austénite)

→ Amélioration résistance mécanique par additions d'éléments en solution solide (Cr, Mo, W, Co...) qui diminuent la mobilité des dislocations

→ Possèdent une proportion importante (jusqu'à 60%) de phase intermétallique  $\gamma'$

→ **Phase intermétallique** : précipités dans un alliage plus complexe constitué d'une alternance de phases formant une structure périodique

→ Ces précipités jouent un rôle important dans le renforcement mécanique des alliages (durcissement structural) car ils limitent le mouvement des dislocations

→ Tenue en température des superalliages Ni limitée par le grossissement des précipités  $\gamma'$  et par leur instabilité

→ Détérioration des propriétés en fluage vers 1000°C

## Les superalliages Co

- Microstructures plus simples que celles des alliages à base de nickel
- Matrice de structure CFC (austénitique) renforcée par des solutions solides de chrome (20-30%), de tungstène (5-15%) et de nickel (moins de 22%)
- Meilleure résistance à la corrosion due aux gaz de combustion que celle des superalliages Ni
- Moins sensibles à la surchauffe mais résistance mécanique moindre
- Utilisation typique pour la fabrication de pièces soumises à de bas niveaux de contraintes pendant de longues périodes et pour des températures élevées (800-1200°C)

## Propriétés mécaniques des superalliages

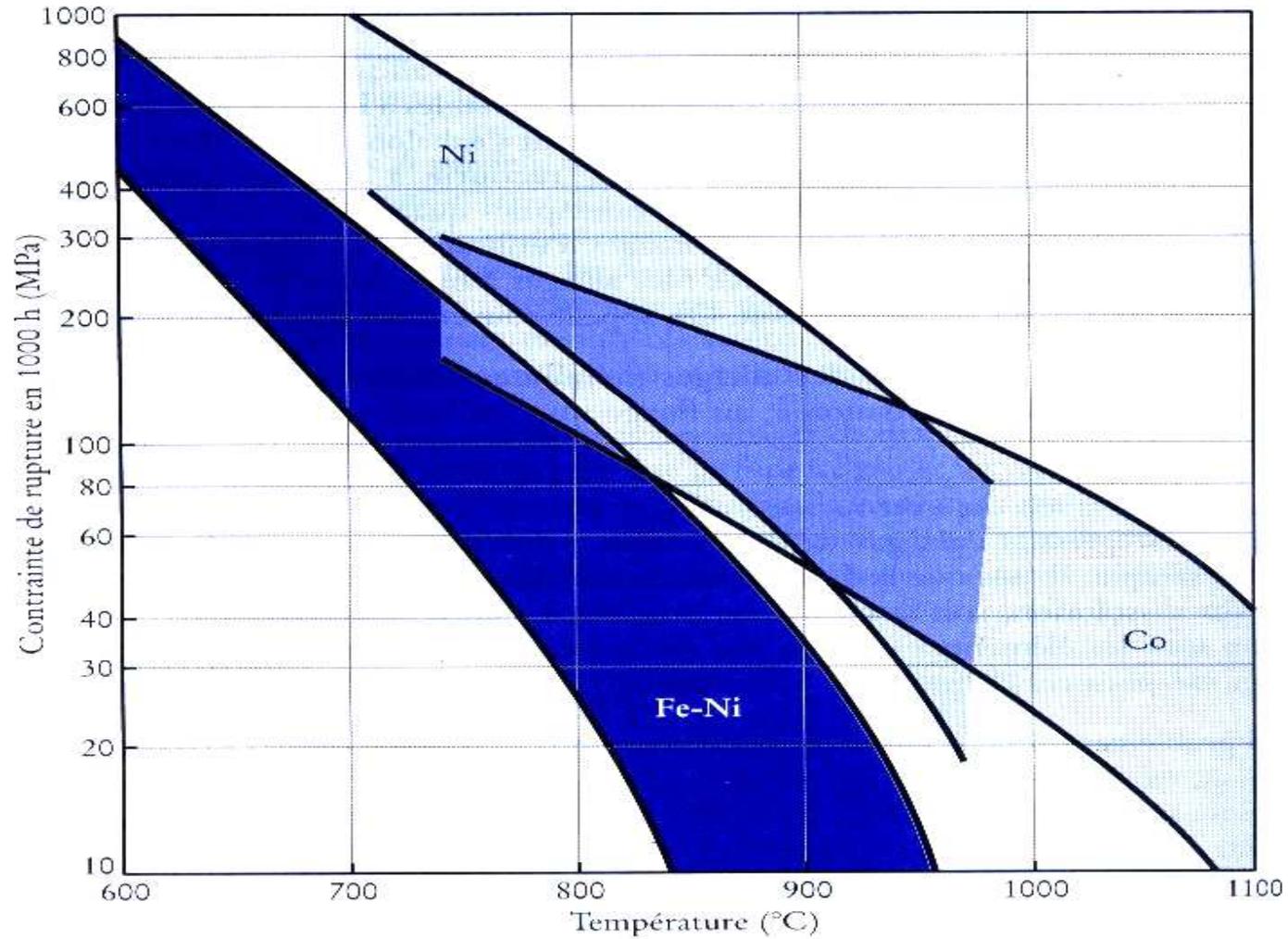
→ Domaines d'utilisation à **température élevée** dans des **milieux très agressifs** : air, gaz de combustion, produits chimiques, métaux liquides, sels fondus...

→ Nécessité de **limiter** la **dégradation** de ces alliages **par oxydation** : chrome et aluminium favorisent la formation d'un film d'oxyde protecteur

→ Problème de tenue mécanique à haute température des superalliages (notamment résistance au fluage)

→ Pour un intervalle de température et une durée de chargement donnés, possibilité de définir une amplitude de contrainte à rupture permettant de qualifier la **tenue en fluage**

## **Annexe 2 : Comportement au fluage des superalliages**



*Tenue en fluage sur 1000h : évolution de la contrainte de rupture en fonction de la température pour les principaux superalliages [DMA]*

→ Plusieurs solutions techniques permettent d'améliorer la résistance au fluage :

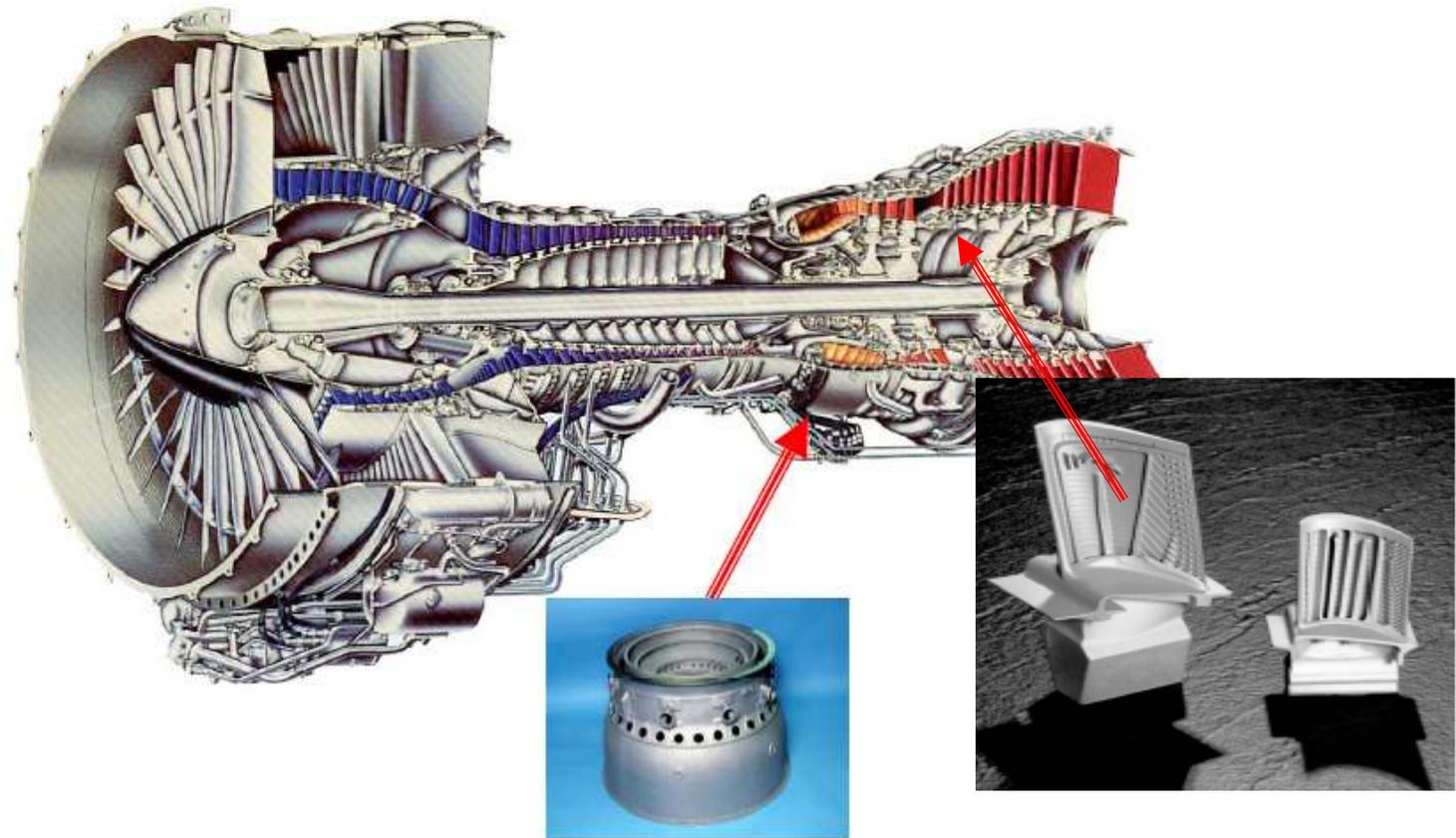
- durcissement de la matrice par des éléments en solution solide,
- présence de carbures,
- apparition de phase intermétalliques très fines dispersées dans la matrice (barrière aux dislocations),
- la composition chimique.

Alliage (désignation)*	Composition moyenne (%)										Contrainte de rupture en 1000 h	
	C	Fe	Cr	Ni	Co	Mo	W	Ti	Al	Autres	(°C)	(MPa)
<i>Alliages Fe-Ni</i>		s										
Incolloy 801	0,05	l	20,5	32	-	-	-	1,3	-		650	180
Discolloy	0,08	d	13,5	26	-	3	-	1,8	-		650	125
N-155	0,15	e	21	20	20	3	2,5	-	-	1 Nb	650	140
<i>Alliages Ni</i>												
Inconel 700	0,12	9	15		28,5	3,8	-	2,2	3		850	125
Nimonic 115	0,15	-	15	s	15	3,5	-	4	5		850	190
Waspalloy	0,07	0,8	20	o	13,5	4,5	-	3	1,4		850	125
MAR.M200	0,15	-	9	l	10	-	12,5	2	5		850	310
IN100	0,20	-	10	d	15	3	-	5	5,5	1 V (B + Zr)	850	260
René 41	0,10	1,8	19	e	11	10	-	3	1,5		850	100
<i>Alliages Co</i>												
HS31	1,0	0,8	21,5	-	l	-	9	0,8	-		850	110
MAR.M322	0,5	1,5	25,5	10,5	d	-	7,5		-	2,2 Zr-4,5 Ta	850	140

*Tenue en fluage des principaux superalliages commerciaux : composition chimique et propriétés mécaniques [DMA]*

## Principaux champs d'application des superalliages

- Résistances électriques chauffantes  
Propriétés recherchées : résistance à l'oxydation et les propriétés électriques,
- Soupapes d'échappement de moteurs à combustion interne ( $T \rightarrow 750^\circ\text{C}$ )  
Propriétés recherchées : résistance à l'oxydation liée aux gaz d'échappement, à l'usure et aux déformations,
- Fours industriels et équipements de traitements thermiques ( $T \rightarrow 1000^\circ\text{C}$ )  
Propriétés recherchées : Selon la nature de l'atmosphère (oxydante ou réductrice), résistance à l'oxydation et aux chocs thermiques,
- Industrie pétrochimique : températures et pressions très élevées dans un milieu très corrosif,
- Turbines des moteurs d'avion (aubes de turbine des veines chaudes des turboréacteurs), les turbines à gaz, ou les turbines de l'industrie marine.



*Exemples de pièces en superalliages dans un turboréacteur [SJO]*

- Centrales thermiques/nucléaires : pièces chaudières, échangeurs chaleur ou de turbines.

→ En fonction du type de réacteur (température en service) : réacteur rapide refroidi par gaz (GFR : Gas cooled Fast Reactor) et réacteur très haute température (VHTR : Very High Temperature Reactor).

→ Principales applications : dispositifs sous pression (pressure vessel), barres de contrôles (control rods), tuyauterie (piping), valves, rotors et aubages de turbine (turbine rotor and blades).

	GFR		
		VHTR	
	T ≤ 850 °C	850 °C < T ≤ 950 °C	950 °C < T
Pressure Vessel	LWR, ferritic	2¼ Cr 1 Mo (ferritic) 9-12% Cr (martensitic)	9-12% Cr (martensitic)
Control Rods	Ni-base superalloys	SiC/SiC, SiC/C, Ni-base superalloys	SiC/SiC, SiC/C
Ceramic Internals	Graphite	Graphite (new grades), SiC/C or SiC/SiC	Graphite (new grades), SiC/C or SiC/SiC, (superplastic) ceramics
Metallic Internals	Steels	Steels, Ni-Base superalloys, ODS	Steels, Ni-Base superalloys, ODS, intermetallics
Piping / IHX / valves	Ni-base superalloys	Adv. Ni-base superalloys	Adv. Ni-base superalloys w. TBC coatings, ceramics, intermetallics..
He Turbine Blades	Ni-base superalloys	Ni-base superalloys (DS, SC)	Adv. Ni-base superalloys (DS, SC), ODS, intermetallics..
He Turbine Rotor	Ferritic/ Martensitic	Ferritic/Martensitic, Ni-base superalloys	Ni-base superalloys, composites

*Utilisation des superalliages de nickel dans différents organes d'une centrale nucléaire [CHA]*