

# **Chapitre 06: Modélisation**

# Sommaire :

## **Introduction**

- **Efforts sur un planeur**
- **Coefficient de sécurité**
- **Aspect qualitative**
- **Annexes**

# Introduction

- Si on résume notre étude qualitatif, on peut dire la chose suivante:
  - Ch01: la fibre de verre ainsi que la résine ont des **caractéristiques mécaniques** qui sont bien connues,
  - Ch04a: avec la **loi de mélange**, il est possible de bâtir une modélisation **d'un pli UD**.
  - Ch05: Avec le modèle **RdM** adapté à un stratifié, il est possible de retrouver un milieu homogène avec **des caractéristiques « moyennes »**.


# Introduction

- De l'autre côté, on est en mesure de modéliser un impact sur un avion (ou planeur) pendant un atterrissage « raté »: choc élastique



- On se demande alors si on peut optimiser les plis dans le sens longitudinal pour résister à un choc au niveau de la queue du planeur.

# Sommaire :

- Introduction
-  **Efforts sur un planeur**
- Coefficient de sécurité
- Aspect qualitative
- Annexes

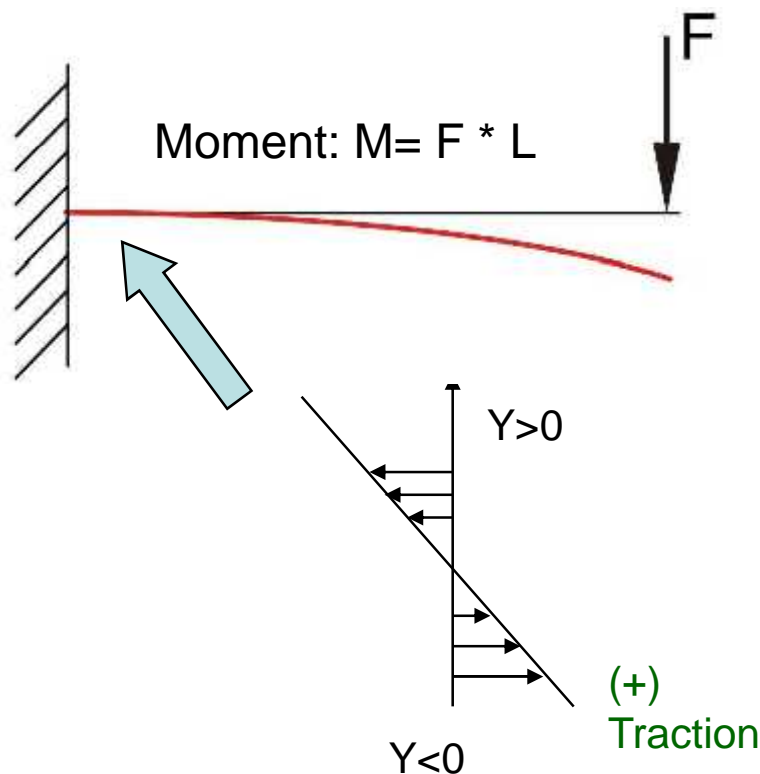
# Effort sur le planeur

- C'est un atterrissage qui se passe mal...tout l'impact se trouve au niveau de la queue.
- Il en résulte un moment de flexion au niveau du Cg.



# RdM des poutres

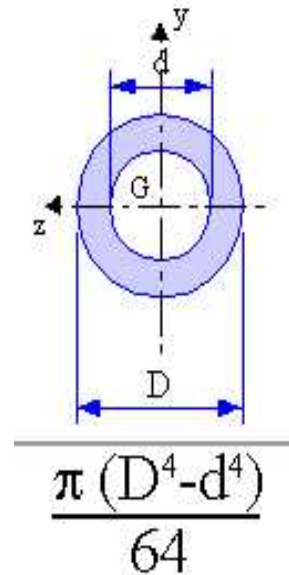
- Pour une poutre en forme de tube de diamètre  $D$  et d'épaisseur  $e$ , les efforts se concentrent à l'encastrement:



$$= MD/2I$$

1

$I$  étant le moment quadratique:



Pour  $d = D - e$   
on :

$$I = D^3 e / 16$$

2

Avec  $e \ll D$

# Modélisation choc élastique

- Nous avons déjà vu qu'on peut modéliser la force de l'impact par (cas de pente faible):

$$F = m C_a^2 / (0.5 C_z C_{am})$$

3

- M: masse du planeur
- $C_a$ : charge alaire =  $mg/S$
- $\theta$ : pente à l'atterrissage (rd)
- $C_z$  coefficient de portance
- $C_{am}$ : corde aérodynamique de l'aile




# Contrainte du choc VS Contrainte max

- La combinaison de (1), (2) et (3) moyennant le  $B_L$  (bras de levier du stab) donne:

$$= 16 B_L mCa^2 / (\pi D^2 e C_z C_{am})$$

4

# Sommaire :

- Introduction
- Efforts sur un planeur
-  **Coefficient de sécurité**
- Aspect qualitative
- Annexes

# Coefficient de sécurité

WIKI:

- Si l'on note R la résistance du système et S (stress) les sollicitations auxquelles il est soumis, la condition de validation dit « à l'état limite ultime » (ELU) s'écrit :

$$S \leq \frac{R}{s} \quad s: \text{coeff de sécurité}$$

- On utilise aussi parfois la **marge de sécurité** qui vaut  $s - 1$ .
- On utilise parfois le coefficient inverse,  $k = 1/s$

$$S \leq k \times R.$$

## Exemple

- Si l'on décide de dimensionner une pièce à 60 % de sa résistance, on a :
  - $k = 60 \% = 0,6$  ;
  - $s = 1/k = 1,7$  (on n'exprime jamais un coefficient avec une précision de plus d'une décimale) ;
  - la marge  $m = s - 1 = 0,67 = 67 \%$ .

# Coefficient de sécurité

WIKI:

- Dans notre étude composite, il sera très pertinent de prendre une valeur minimum de 3 comme coefficient de sécurité.

Coefficient de sécurité $s$	Charges exercées sur la structure	Contraintes dans la structure	Comportement du matériau	Observations
$1 \leq s \leq 2$	régulières et connues	connues	testé et connu	fonctionnement constant sans à-coups
$2 < s < 3$	régulières et assez bien connues	assez bien connues	testé et connu moyennement	
$3 < s < 4$	moyennement connues	moyennement connues	rien testé	fonctionnement usuel avec légers chocs et surcharges modérées
	mal connues ou incertaines	mal connues ou incertaines	connu	

# Sommaire :

- Introduction
- Efforts sur un planeur
- Coefficient de sécurité



## **Aspect qualitative**

- Annexes

# Contrainte max

- Maintenant on va utiliser notre estimation de la contrainte max d'un stratifié d'UD calculée dans le chapitre 5 (symétrique & équilibré):

$$\sigma_{max,str} = 0.5 * V_{\%fibres} * \sigma_{max,fibre}$$

5

# Relation finale

- On combinant (4) et (5) à l'aide d'un coefficient de sécurité  $s$ , on aura:

$$16 B_L mCa^2 / (\pi D^2 e C_z C_{am}) \leq 0.5 * V_{\% \text{ fibre max, fibre}} / s$$

- Ce qui s'arrange de la façon suivante, en mettant que  $e = n_{\text{pli}} e_{\text{pli}}$  (épaisseur d'un pli unitaire):

$$\frac{32 B_L mCa^2}{\pi D^2 C_z C_{am} e_{\text{pli}} V_{\% \text{ fibre max, fibre}}} s \leq n_{\text{pli}}$$

# Interprétation

WIKI:

- Cette relation est fort intéressant car elle regroupe beaucoup de paramètres:

La masse au carré->  
masse importante, choc  
important, nb de plis doit  
augmenter

Approche atterrissage

$$\frac{32 B_L mCa^2}{\pi D^2 C_z C_{am} e_{pli} V_{\%fibre} \max, fibre} s \leq n$$

Coeff aéro,  $C_z$   
important, atterrissage  
plus « soft »

Caractéristique pli

Caractéristique fibre



# Interprétation qualitative

$$\frac{32 B_L m Ca^2}{\pi D^2 C_z C_{am} e_{pli} V_{\%fibre} \max, fibre} s \leq n$$

Pour avoir un n faible	Pour avoir un n important
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Un volume de fibre important augmente la résistance -&gt; réduit le nombre de plis</li> <li>• Une masse &amp; Ca faibles réduisent le choc et donc le nombre de plis</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Un volume de fibre faible, réduit la résistance et nécessite d'augmenter le nombre de pli,</li> <li>• Un bras de levier important augmente la charge et donc le nombre de plis.</li> </ul>

# Sommaire :

- Introduction
- Efforts sur un planeur
- Coefficient de sécurité
- Aspect qualitative



**Annexes**

# Conclusion

- Il faut garder à l'esprit que notre approche est qualitative.
- Elle nous a permis de démontrer qu'on peut en partant des caractéristiques « **micro** » atteindre un dimensionnement « **macro** ».
- Une étude « détaillée » doit prendre tous les efforts qui s'exercent sur un fuselage.

# Pli 45°

- Une autre problématique intéressante, sera de s'attaquer aux efforts de torsion.
- Intuitivement, il faut renforcer le fuselage dans le sens de ces contraintes.
- C'est pourquoi on trouve typique des plis à 45° comme sur le DA42.

