



RÉPUBLIQUE  
FRANÇAISE

*Liberté  
Égalité  
Fraternité*

# ONERA



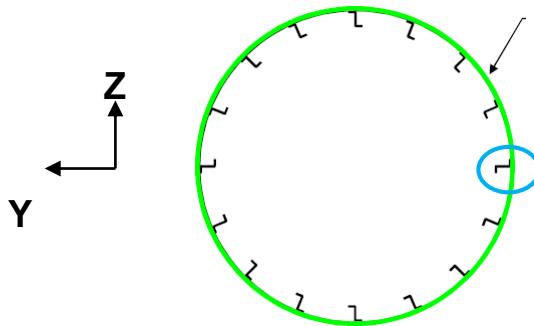
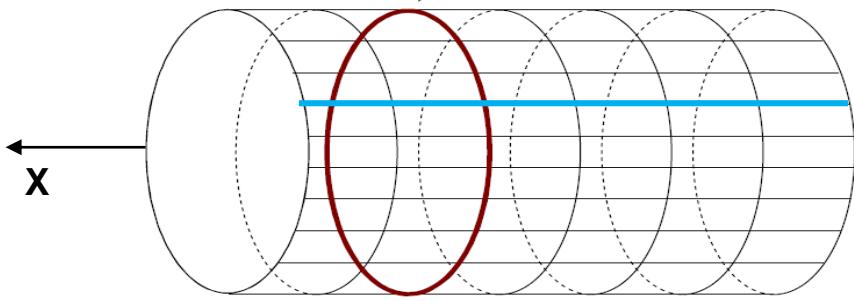
THE FRENCH AEROSPACE LAB

[www.onera.fr](http://www.onera.fr)

# Electif Intégration Avion - Structure

Dimensionnement d'une structure aéronautique

# Dimensionnement Avion | Fuselage



- **Cadre :**
  - permet à la section de garder sa forme et améliorer la tenue au flambage des lisses
  - Pression
- **Revêtement :**
  - Tenue à la pression et flexion ( $M_y$ )
- **Lisses**
  - Tenue à la flexion

# Dimensionnement Avion | Fuselage

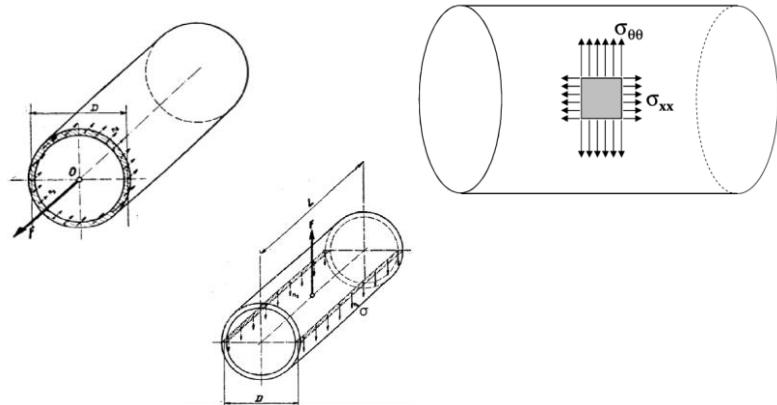
---

- Efforts vus par le fuselage : principalement pression interne et flexion
- Pressurisation de la cabine à partir d'environ 8000 ft
- Flexion en croisière venant des différentes masses

# Dimensionnement Avion | Fuselage - Pression

## Calcul des efforts dans le revêtement (sans lisses/cadre)

- Épaisseur faible donc contraintes planes
- Avec l'équilibre des forces, on trouve :
  - Sens longitudinal :  $\sigma_{xx} = \frac{\Delta PR}{2e}$
  - Sens transverse :  $\sigma_{\theta\theta} = \frac{\Delta PR}{e}$



# Dimensionnement Avion | Fuselage – TP partie 1

## TP Partie 1

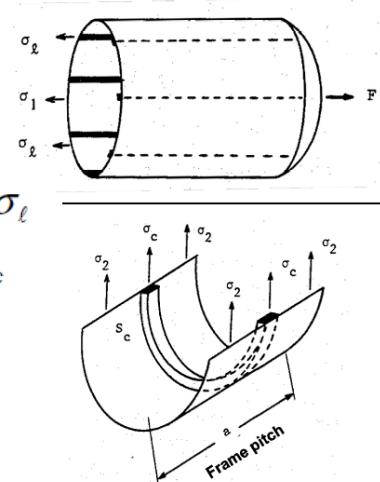
- Pour  $R = 2\text{m}$ , optimiser  $e$  pour tenir un effort de pression d'un avion volant à 10 km, avec un facteur de sécurité de 1.5 (pas de plasticité, limite élastique = 70 MPa). Donner la masse globale pour  $L = 15\text{m}$  et  $\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$
  - Même exercice en optimisant  $R$ ,  $e$  et en tenant aussi compte du flambage.
- Utilisation de `scipy.optimize.minimize`, `scipy.optimize.scalar`, `pandas`

# Dimensionnement Avion | Fuselage - Pression

## Calcul des efforts dans le revêtement, les lisses et cadres

- On note :
  - $e$  : épaisseur du revêtement
  - $E, v$  : propriétés du matériau
  - $S_l$  et  $S_c$  les surfaces respectives des sections des lisses et des cadres
  - $n$  le nombre de lisses,  $a$  la distance entre 2 cadres
  - $\sigma_1, \sigma_2$  : contraintes longitudinale et transverse du revêtement
  - $\sigma_l$  : contraintes dans les lisses
  - $\sigma_c$  : contraintes dans les cadres
- Avec l'équilibre des forces, on trouve :

$$\left\{ \begin{array}{l} \pi.R^2.\Delta P = 2.\pi.R.e.\sigma_1 + n.S_\ell.\sigma_\ell \\ 2.R.a.\Delta P = 2.a.e.\sigma_2 + 2.S_c.\sigma_c \\ \frac{1}{E}\sigma_\ell = \frac{1}{E}[\sigma_1 - v\sigma_2] \\ \frac{1}{E}\sigma_c = \frac{1}{E}[\sigma_2 - v\sigma_1] \end{array} \right.$$



# Dimensionnement Avion | Fuselage – TP partie 2

## TP Partie 2

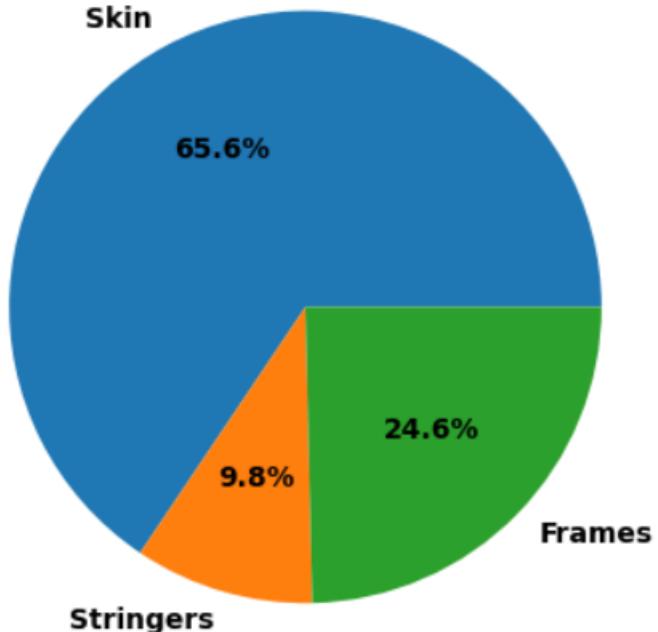
- Calculer les contraintes dans le revêtement, les lisses et les cadres pour
  - Cylindre de rayon  $R=2\text{m}$ , épaisseur du revêtement  $e=1.5\text{mm}$  et différence de pression  $\Delta P= 500 \text{ hPa}$  (et coefficient de sécurité de 1.5)
  - Lisses et cadres : poutres de même section ( $h=10\text{cm}$ ,  $b=4\text{cm}$ ,  $e=3\text{mm}$ )
  - 10 lisses, et espacement entre cadres de 50 cm.
- En fixant tout sauf l'épaisseur du revêtement, trouver l'épaisseur optimal. Commentez les résultats!

# Dimensionnement Avion | Fuselage – TP partie 2

## TP Partie 2

```
-- TP Fuselage: Part 2 ---  
  
-- Stress  
- Stress due to internal pressure (MPa)  
  
Pressure = 750.00 hPa  
Stress (MPa) in (Skin - XX , Skin - YY , Stringer , Frame)  
(46.95 , 77.63 , 21.33 , 62.14 ) MPa  
\- e optimization  
  Youpi, it has converged!  
  ->The optimal thickness (scipy) is 1.44mm
```

**Fuselage - Mass BreakDown**  
**Total = 2.23 t**



# Dimensionnement Avion | Fuselage - Flexion

- On peut considérer le fuselage comme une poutre en appui sur l'aile.
- Résolution avec la RdM et/ou sur internet (**SkyCiv**)
- Comment calculer le moment quadratique de la section avec les lisses ?
  - On définit un revêtement d'épaisseur  $e'$  pour que la surface totale ou le moment quadratique soit identique.
- Calcul du moment de flexion  $M_y$  et des contraintes

