



**RÉPUBLIQUE
FRANÇAISE**

*Liberté
Égalité
Fraternité*

ONERA

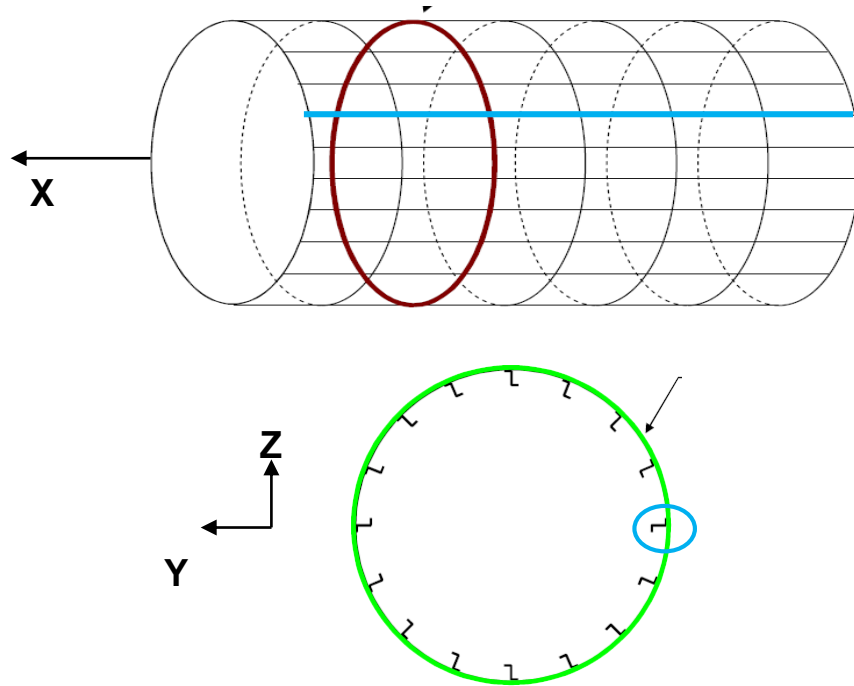
THE FRENCH AEROSPACE LAB

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

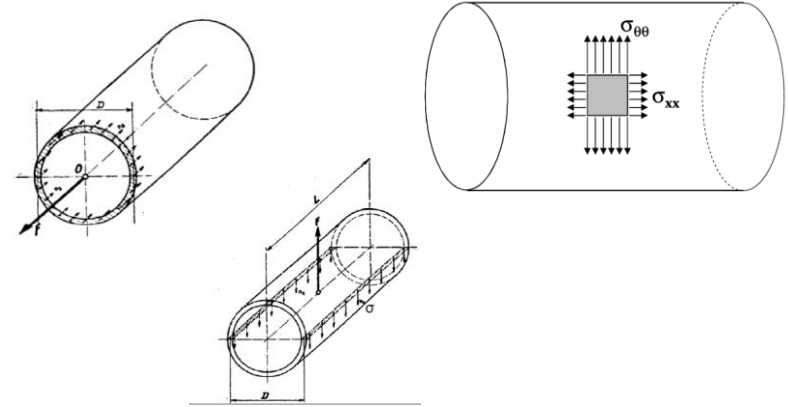
Dimensionnement Avion | Fuselage

- 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 : $\sigma_{\theta\theta} = \frac{\Delta PR}{e}$



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.minimize`, `scipy.minimize_scalar`, `pandas`

Dimensionnement Avion | Fuselage - Pression

Calcul des efforts dans le revêtement, les lisses et cadres

- On note :
 - e : épaisseur du revêtement
 - E, ν : 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
 - σ_1, σ_2 : contraintes longitudinale et transverse du revêtement
 - σ_l : contraintes dans les lisses
 - σ_c : contraintes dans les cadres

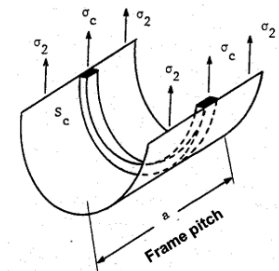
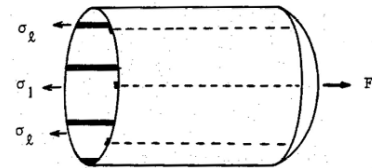
- Avec l'équilibre des forces, on trouve :

$$\pi.R^2.\Delta P = 2.\pi.R.e.\sigma_1 + n.S_l.\sigma_l$$

$$2.R.a.\Delta P = 2.a.e.\sigma_2 + 2.S_c.\sigma_c$$

$$\frac{1}{E}\sigma_l = \frac{1}{E}[\sigma_1 - \nu\sigma_2]$$

$$\frac{1}{E}\sigma_c = \frac{1}{E}[\sigma_2 - \nu\sigma_1]$$



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
```

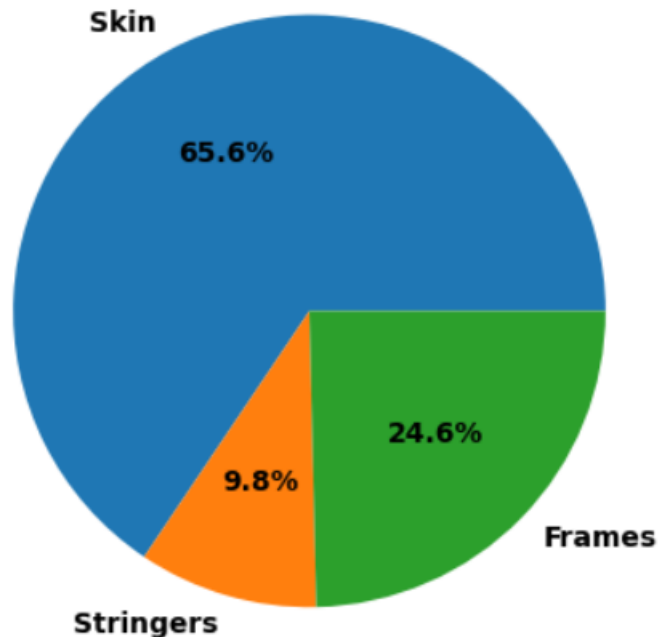
```
Stress (MPa) in (Skin - XX , Skin - YY , Stringer , Frame)  
(46.95 , 77.63 , 21.33 , 62.14 ) MPa
```

```
\- 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

