

IV.1. Introduction :

La figure IV.1 montre les données d'un avion biplace pour entraîneur semi-acrobatique. Nous allons procéder aux dimensionnements structurels de la partie du fuselage arrière située entre les sections AA et BB.

IV.2 SPÉCIFICATION

L'enveloppe de vol requise pour cet avion est illustrée à la Fig. IV.2.

Où

$$n_1 = 6,28 ; V_D \text{ (vitesse de plongée de conception)} = 183,8 \text{ m/s} \quad [3]$$

Aussi

$$V_C = 0.8V_D = 147.0$$

$$\text{m/s } n_2 = 0.75n_1 = 4.71$$

$$n_3 = 0.5n_1 = 3.14$$

Notez également que les exigences de navigabilité spécifient que, puisque $n_1 > 3$, le point D_2 se trouve sur l'axe $n = 0$.

IV.3 DONNÉES

Les travaux de conception préliminaires ont produit les données suivantes.

IV.3.1. Avion

Poids entièrement chargé = 37,43 kN.

Moment d'inertie d'un avion entièrement chargé autour du centre de gravité (G dans la Fig. IV.1) = 22,235 kg m²

La position de G et les centres de traînée de la carrosserie, moteur en marche et à l'arrêt, sont illustrés à la Fig. IV.1.

IV.3.2 Les caractéristiques de l'aile

L'aile a une envergure de 14,07 m et une superficie de 29,64 m². Sa corde moyenne aérodynamique, $c = 2,82$ m, la envergure (portée) est par la suite surnommer b

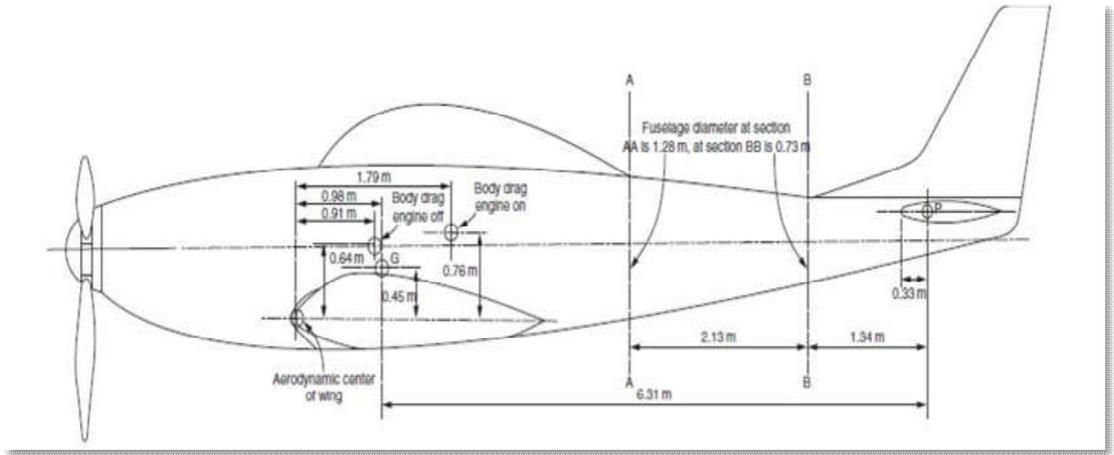
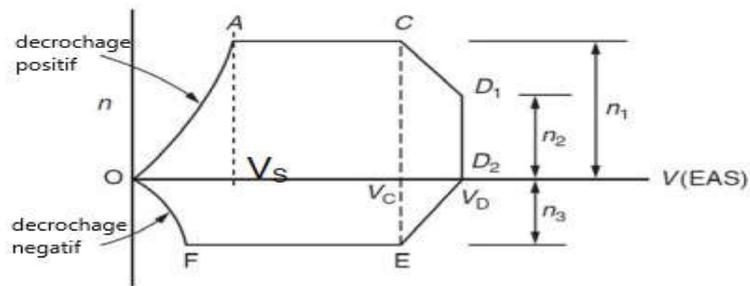


Figure IV.1. les données de l'avion[3]



Case	n [-]	α [°]	P [N]	F_{fin} [N]	$M_{fus} = M_{tail} + 1.13 \text{ m } F_{fin}$ [Nm]
A	6.28	18	2505	4100	10439
A'	6.28	18	3174	4100	10439
C	6.28	6.7	137	9453	24906
D1	4.71	2.3	-5849	14778	40533
D2	0	-1.7	-11928	14778	40533

Figure IV.2 Caractéristique de l'enveloppe de vol [3]

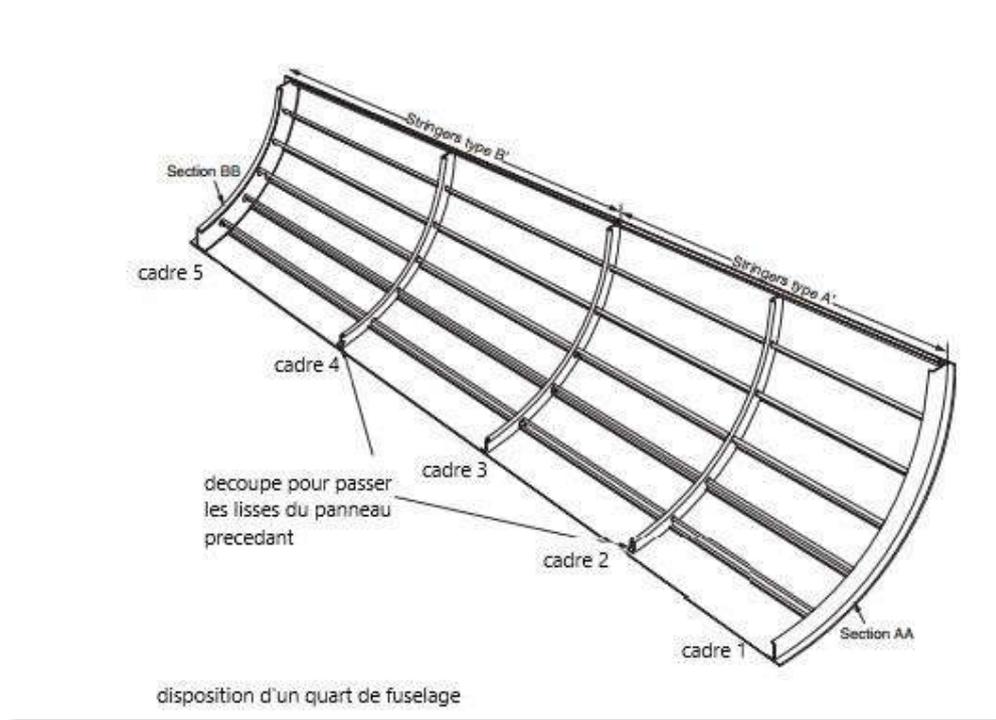


Figure IV.3. Disposition des cadres de fuselage

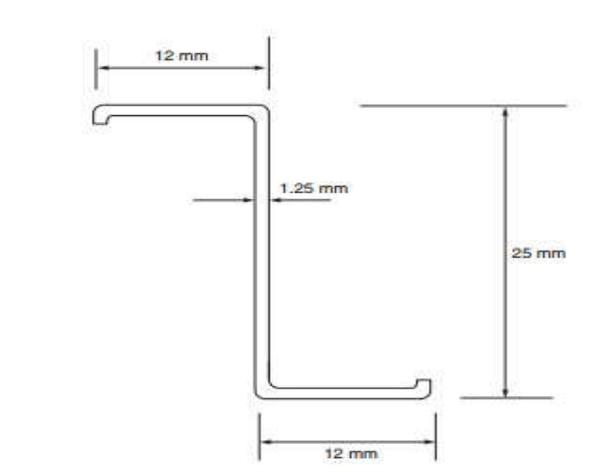


Figure IV.4.a Section des lisses AA a la section CC (type A)

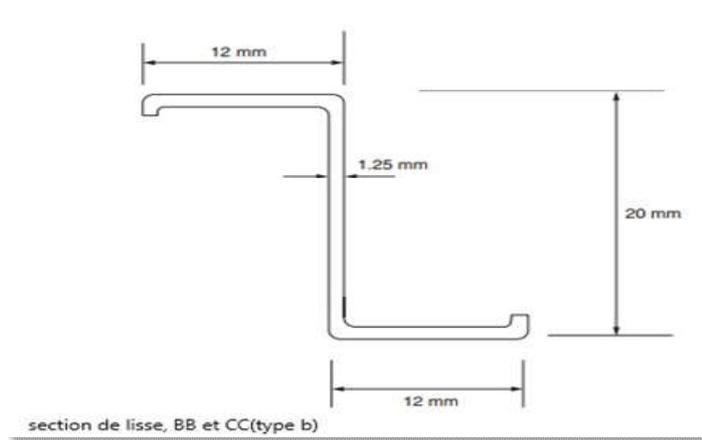


Figure IV.4.b Section des lisses dans la section CC à la section BB (type B)

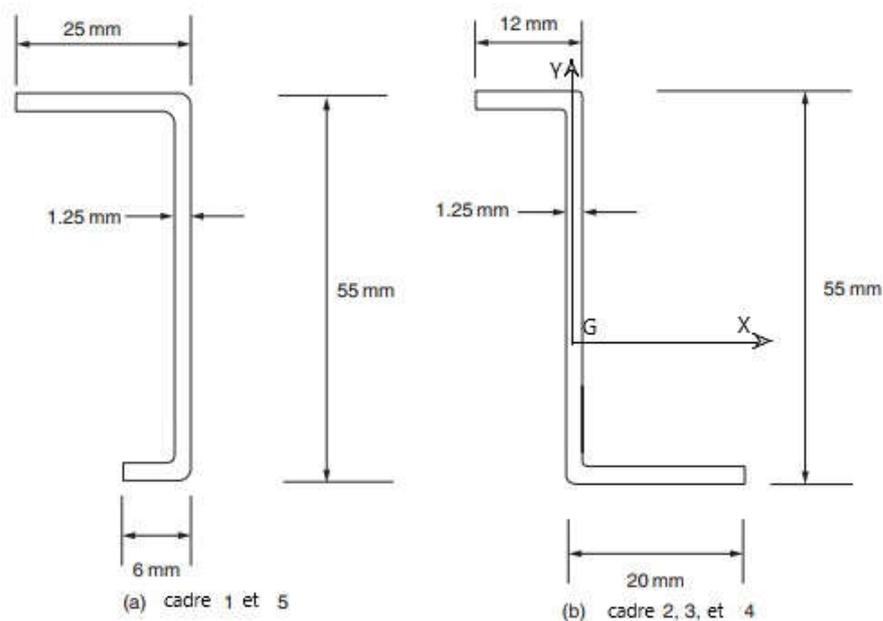


Figure IV.5. Sections des cadres du fuselage

IV.3 CHARGES DU FUSELAGE

Les dimensions de la partie du fuselage arrière à concevoir sont indiquées à la figure. IV.1.

IV.3.1. Section du fuselage

La construction des éléments structuraux où on constate que les fuselages comprennent généralement des dispositions de lisses, de cadres et du revêtement. Pour cet avion en particulier, le fuselage n'est pas pressurisé, de sorte que les cadres ne supportent

pas de charges importantes. Cependant, ils sont nécessaires pour maintenir la forme du fuselage mais peuvent donc être de taille nominale. La combinaison des lisses et du revêtement résiste aux forces de cisaillement, aux moments de flexion et aux couples produits par des charges d'auto-poids et aérodynamiques. À cette fin, une section transversale circulaire répond aux exigences de conception de l'aéronef et est facile à fabriquer et à concevoir.

La figure IV.5 montre une section possible. Vingt-quatre lisses disposées symétriquement, ayant chacune la même section transversale, sont espacées d'environ 166 mm à la section AA et de 96 mm à la section BB.

IV.3.1.1. Matériau

Un alliage d'aluminium sera utilisé pour les deux stringers et le revêtement et a les propriétés suivantes :

0,1% Contrainte d'épreuve = 186 N/mm²

Résistance au cisaillement = 117 N/mm²

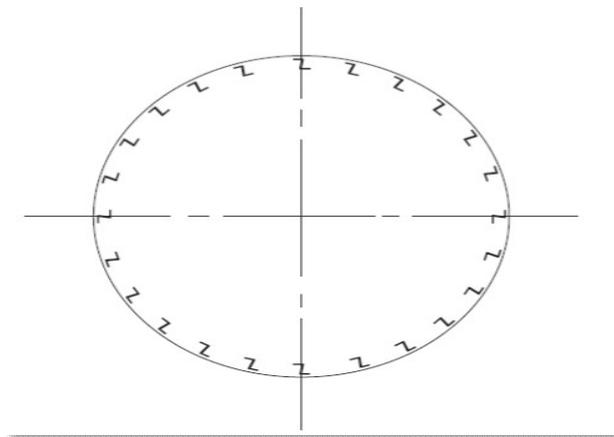


Figure IV.6. Disposition des lisses dans le fuselage arrière

IV.3.1.2. Poids propre

Dans un avion monomoteur conventionnel du type indiqué à la fig. IV.1, il est habituel de supposer que le poids du fuselage est de 4,8 à 8,0 pour cent du poids total et que le poids de l'empennage / aileron est de 1,2 à 2,5 pour cent du poids total. On suppose également dans ce cas que la moitié de la masse du fuselage se trouve derrière la section

AA et que la répartition de la masse varie directement en fonction de la surface du revêtement. Par conséquent, en prenant les valeurs moyennes,

$$\text{Poids du fuselage arrière} = \frac{37.43 \times 10^3 \times 6.4}{2 \times 100} = 1,198 \text{ N} \quad (4.1)$$

$$\text{Poids de l'empennage/de la dérive} = \frac{37.43 \times 10^3 \times 1.8}{100} = 674 \text{ N} \quad (4.2)$$

Tableau IV.1. Cas restants de l'enveloppe de vol [3]

Cas	Charge d'empennage(N)	Charge de la dérive(N)	Torsion sur le fuselage(Nm)
A	2556	4100	10435
C	596	9501	24957
D1	-4997	12460	34031
D2	-4412	5340	14635

Le cas D1 est le plus chargé, donc on va par la suite calculer les charges de cisaillement par les valeurs de ce cas. Pour faciliter le calcul, on suppose que le fuselage arrière est effilé uniformément, comme le montre la figure IV.7. Le CC est une section à mi-chemin entre AA et BB. La surface totale du revêtement est donnée par

Surface du revêtement

$$= \pi(1.28 + 0.1) \times 4.57/2 = 9.91 \text{ m}^2 \quad (4.3)$$

À la section AA,

$$\text{Le poids/m du fuselage} = 1.198 \times \pi \times 1.28/9.91 = 486.1 \text{ N/m} \quad (4.3a)$$

A la section CC,

$$\text{Le poids/m} = 1.198 \times \pi \times 1.01/9.91 = 383,6 \text{ N/m} \quad (4.3b)$$

A la section BB,

$$\text{Le poids/m} = 1.198 \times \pi \times 0.73/9.91 = 277.2 \text{ N/m} \quad (4.3c)$$

A la section DD,

$$\text{Le poids/m} = 1.198 \times \pi \times 0.1/9.91 = 38.0 \text{ N/m} \quad (4.3d)$$

De plus, le centre de gravité de l'ensemble empennage/aileron a été estimé à 4,06 m de la section AA sur une ligne parallèle à l'axe du fuselage.

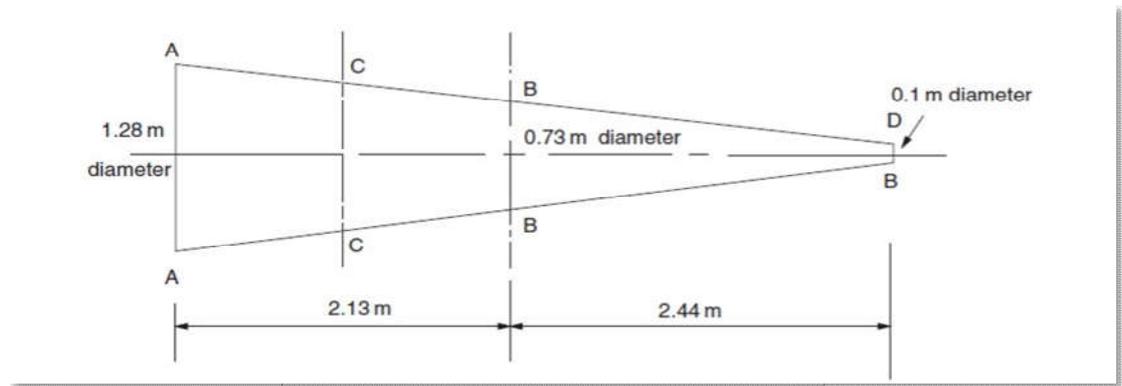


Figure IV.7. Sections arrière du fuselage

IV.3.2. Forces de cisaillement et moments de flexion dus au poids propre

Détermination des forces de cisaillement(S), moments fléchissant(M) et de torsion(Mz) totales :

À la section AA,

$$S = (1,198 + 674)n = 1,872nN \quad (4.4)$$

$$\begin{aligned} M &= [(38.0 \times 4.57^2/2) + (448.1 \times 4.57^2/2 \times 3) + 674 \times 4.06]n \cos \alpha \\ &= 4,693n \cos \alpha \text{ Nm} \end{aligned} \quad (4.5)$$

A la section CC,

$$S = [1,872 - (486.1 + 383.6) \times (2.13/2 \times 2)]n = 1,409nN \quad (4.6)$$

$$\begin{aligned} M &= [(38.0 \times 3.51^2/2) + (345.6 \times 3.51^2/2 \times 3) + 674 \times 2.99]n \cos \alpha \\ &= 2,959n \cos \alpha \text{ Nm} \end{aligned} \quad (4.7)$$

A la section BB,

$$S = [1,872 - (486.1 + 277.2) \times (2.13/2)]n = 1059nN \quad (4.8)$$

$$\begin{aligned} M &= [(38.0 \times 2.44^2/2) + (239.2 \times 2.44^2/2 \times 3) + 674 \times 1.93]n \cos \alpha \\ &= 1,651n \cos \alpha Nm \end{aligned} \quad (4.9)$$

IV.3.3. Forces de cisaillement totales, moments de flexion et couples

Les valeurs de la force de cisaillement, du moment de flexion et du couple aux sections AA, BB et CC sont maintenant calculées pour les cas d'enveloppe de vol énumérés pour le cas A ($n = 6.28$, $\alpha = 18^\circ$)

Pour la section AA, la force de cisaillement due au poids propre et à la charge de queue provient de l'Eq. (4.7) et du tableau IV.1,

$$(S_y) = 1,872 * 6.28 - 2,556 = 9,200 \text{ N (Agissant verticalement)} \quad (4.10)$$

La force de cisaillement due à la charge d'aileron est, selon le tableau IV.1,

$$(S_x) = 4,100 \text{ N (agissant horizontalement à droite)} \quad (4.11)$$

Le moment de flexion dû au poids et à la charge de queue, d'Eq. (4.8) et Tableau IV.1

$$(M_x) = 4,693 * 6.28 \cos 18^\circ - 2,556 * 3.47 = 19,160 \text{ Nm}$$

Le moment de flexion dû à la charge d'aileron est, selon le tableau IV.1,

$$(M_y) = 4,100 * 3.7 = 15,170 \text{ Nm}$$

Le couple dû au vol asymétrique et à la charge de la aileron est, selon le tableau IV.1,

$$M_z = 10,435 \text{ Nm}$$

Les valeurs de la force de cisaillement, du moment de flexion et du couple à la section AA en raison des autres cas d'enveloppe de vol sont calculées de manière identique. La procédure complète est ensuite répétée pour les sections CC et BB. Les résultats sont présentés dans le tableau IV.2 avec les directions et les sens positifs des forces, des moments et des couples indiqués à la fig.IV.7 ; ils sont indiqués à la section pour une section interne vue dans la direction Oz à l'exception de la torsion, lorsqu'on suppose qu'une charge positive de l'aileron produit un couple positif.

Tableau IV.2 efforts tranchants et moment fléchissant dans chaque cas [1]

SECTION	Cas	Sx(N)	Sy(N)	Mx(Nm)	My(Nm)	Mz(Nm)
AA	D1	12460	13350	39470	37978	34031
CC	D1	12460	11837	26272	24686	34031
BB	D1	12460	10547	13347	11390	34031

IV.3. La flexion

La contrainte normale dans chaque lisse produit par les moments de flexion M_x et M_y est donné par

$$\sigma_z = \frac{M_x}{I_{xx}} y + \frac{M_y}{I_{yy}} x \quad (4.13) [1]$$

Où

$$I_{xx} = I_{yy} = 4BD^2 (0.1294^2 + 0.25^2 + 0.353^2 + 0.433^2 + 0.483^2 + 0.5^2/2)$$

C'est-à-dire,

$$I_{xx} = I_{yy} = 3.0 BD^2 \text{ mm}^4$$

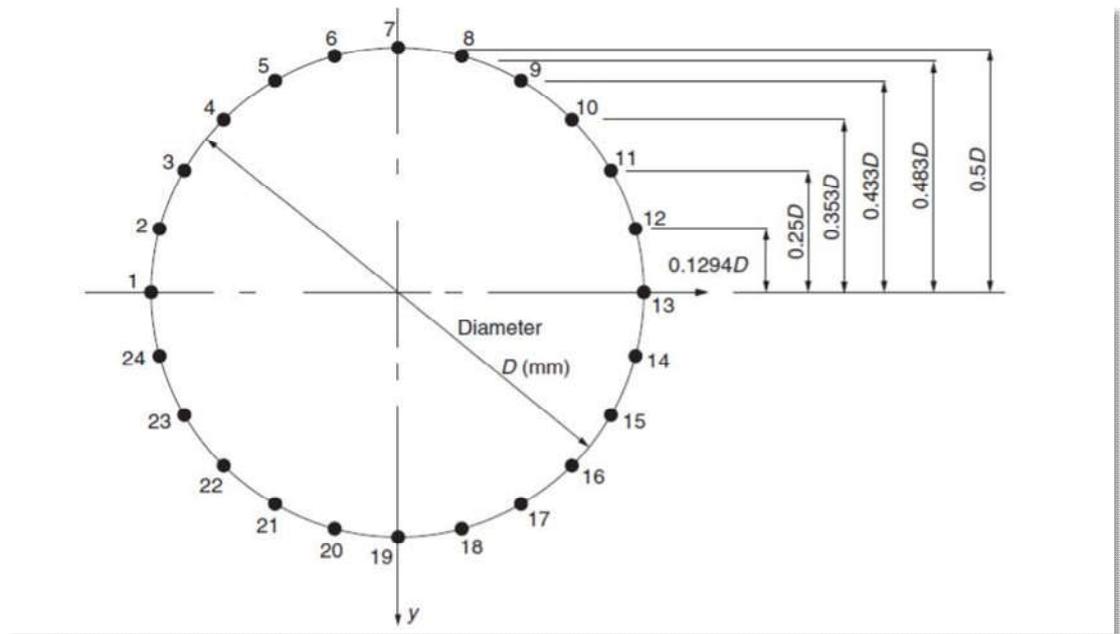


Figure IV.8. Section transversale idéalisée du fuselage

Une valeur positive de M_x provoque des contraintes de traction dans les chaînes (2) à (12) (il n'y a pas de contraintes directes dans les chaînes (1) et (13)) et des contraintes de compression dans les chaînes (14) à (24). Une valeur positive de M_y produit des contraintes de traction dans les cordes 8 à 18 et des contraintes de compression dans les cordes (1) à (6) et (20) à (24) (aucune contrainte dans les cordes (7) et (19)). Par conséquent, M_x et M_y produisent tous deux des contraintes de traction dans les chaînes (7) à (13) et des contraintes de compression dans les chaînes (19) à (1) ; dans les autres chaînes, les contraintes dues à M_x et M_y sont du signe opposé. L'inspection du tableau IV.2 montre que M_x et M_y atteignent leurs valeurs les plus élevées à chaque section du fuselage dans le cas D_1 .

Pour

Section AA (diamètre $D = 1,28$ m),

$M_x = 39470$ Nm, $M_y = 37978$ Nm

L'équation (4.13) devient

$$\sigma = \frac{39,470 \times 10^3}{3,0B \times 1,28^2 \times 10^6} y + \frac{37,978 \times 10^3}{3,0B \times 1,28^2 \times 10^6} x$$

C'est-à-dire,

$$\sigma = (8,03y + 7,73x)/B \quad (4.12)$$

À la lisse 7, $x = 0$, $y = 0,64$ m et $B=57,4$. Ensuite

$$\sigma_7 = 8.03 \times 0.64 \times 10^3 / 57.4$$

Section CC (diamètre $D = 1.01$ m),

$$M_x = 26,490 \text{ Nm} \quad M_y = 24,686 \text{ Nm}$$

L'équation (4.13) de la contrainte devient

$$\sigma = (8,66y + 8,07x) / D \tag{4.13}$$

Ensuite,

Section BB (diamètre $D = 0,73$ m),

$$M_x = 13,342 \text{ Nm} \quad M_y = 11,396 \text{ Nm}$$

L'équation (4.13) de la contrainte devient

$$\sigma = (8,13y + 7,13x) / B \tag{4.14}$$

(

Tableau IV.3. Les contraintes dans chaque lisse

$\sigma(lisse)$	1	2	3	4	5	6	
AA	86.1931	106.4456	119.4329	124.0953	120.6722	108.8404	N/mm ²
CC	84.7112	105.3666	118.8304	124.0105	121.1105	109.7723	N/mm ²
BB	54.1044	68.6685	78.5463	82.9466	81.9425	75.2309	N/mm ²

$\sigma(lisse)$	7	8	9	10	11	12	
AA	89.5793	108.8404	120.6722	124.0953	119.432	106.4456	N/mm ²
CC	90.9410	109.7723	121.1105	124.0105	118.8304	105.3666	N/mm ²
BB	63.3838	75.2309	81.9425	82.9466	78.5463	68.6685	N/mm ²

$\sigma(\text{lisse})$	13	14	15	16	17	18	
AA	86.1931	106.445	119.4329	124.0953	120.6722	108.840	N/mm ²
CC	84.7112	105.3666	118.8304	124.0105	121.1105	109.7723	N/mm ²
BB	54.1044	68.6685	78.5463	82.9466	81.9425	75.2309	N/mm ²

$\sigma(\text{lisse})$	19	20	21	22	23	24	
AA	89.5793	108.8404	120.6722	124.0953	119.432	106.445	N/mm ²
CC	90.9410	109.7723	121.1105	124.0105	118.8304	105.3666	N/mm ²
BB	63.3838	75.2309	81.9425	82.9466	78.5463	68.6685	N/mm ²

IV.4. Le cisaillement

La section transversale du fuselage est soumise à des charges de cisaillement S_x et S_y le long de deux axes perpendiculaires de symétrie. L'équation donne la variation du flux de cisaillement comme on à la symétrie, est réduite à

$$q_r - q_{r-1} = -\frac{S_x}{I_{yy}^2} x_r B_r - \frac{S_y}{I_z} y_r B_r \quad (4.15)[5]$$

Puisque, ($B_r = B$) constante autour de la section de fuselage et $I_{xx} = I_{yy} = 3D^2$, l'équation (4.14) est réduite en :

$$q_r - q_{r-1} = -\frac{S_x}{3D^2} x_r - \frac{S_y}{3D^2} y_r \quad (4.16)$$

On appliquant le principe de superposition des contraintes, commençant par isoler les charges qui agissent sur la même direction, cela veut dire qu'on va déterminer le flux de cisaillement créé sur l'axe des(x) et puis sur l'axe des (y)

Considérer l'action de S_x (ou S_y) seulement. Puis

$$q_r - q_{r-1} = \frac{S_y}{3D^2} y_r \quad (4.17)$$

Considérez maintenant l'action de S_x seulement. L'équation (4.14) devient

$$q_r - q_{r-1} = \frac{S_x}{3D^2} x_r \quad (4.18)$$

Notez que les flux de cisaillement dus à S_x et S_y dans les panneaux de revêtement 7

6 à 2 1 inclus sont dans la même direction. La situation est identique dans les panneaux 19 18 à 14 13, mais dans les autres panneaux, les flux de cisaillement sont opposés.

Le flux de cisaillement produit par le couple appliqué est donné par l'équation :

$$q = \frac{M_z}{2A} \quad (4.19)$$

Où A est la zone entourée par le revêtement du fuselage. Puis

$$q = \frac{M_z}{2\left(\frac{\pi D^2}{4}\right)}$$

$$q = \frac{0,637T}{D^2}$$

Le tableau (IV.2) montre que tous les couples appliqués sont positifs, c'est-à-dire dans le sens horaire. Le flux de cisaillement est alors dans le même sens dans les panneaux de (7-6) à (2-1) que les forces de cisaillement dus à S_x et S_y ; ces panneaux sont soumis aux contraintes de cisaillement les plus importantes.

Le flux de cisaillement total dans chacun des panneaux (7-6) à (2-1) est alors :

$$q_{76} = \frac{0,084S_x}{D} + \frac{0,633S_y}{D} + \frac{0,637M_z}{D^2} \quad (4.20 .a)$$

$$q_{65} = \frac{0,245S_x}{D} + \frac{0,59S_y}{D} + \frac{0,637M_z}{D^2} \quad (4.20 .b)$$

$$q_{54} = \frac{0,389S_x}{D} + \frac{0,507S_y}{D} + \frac{0,637M_z}{D^2} \quad (4.20 .c)$$

$$q_{43} = \frac{0,507S_x}{D} + \frac{0,389S_y}{D} + \frac{0,637M_z}{D^2} \quad (4.20 .d)$$

$$q_{32} = \frac{0,59S_x}{D} + \frac{0,245S_y}{D} + \frac{0,637M_z}{D^2} \quad (4.20 .e)$$

$$q_{21} = \frac{0,633S_x}{D} + \frac{0,084S_y}{D} + \frac{0,637M_z}{D^2} \quad (4.20 .f)$$

Dans le tableau (IV.2), les valeurs maximales de S_y , S_x et M_z pour chaque section sont déduites de l'enveloppe de vol.

Section AA (diamètre D =1,28 m),

$$S_x = 12,460 \text{ N} \quad S_y = 13,357\text{N} \quad M_z = 34,031\text{N.m} \quad (4.21)$$

Section CC (diamètre D =1.01 m),

$$S_x = 12,460 \text{ N} \quad S_y = 11,837\text{N} \quad M_z = 34,031\text{N.m} \quad (4.22)$$

Section BB (diamètre D =0,73 m),

$$S_x = 12,460 \text{ N} \quad S_y = 10,547\text{N} \quad M_z = 34,031\text{N.m} \quad (4.23)$$

Tableau IV.4. Les flux de cisaillement

(q)	2-1	3-2	4-3	5-4	6-5	7-6	
AA	20.6507	21.7695	22.3056	22.2235	21.5296	20.2690	N/mm
BB	51.2581	53.3849	54.6436	54.9528	54.2890	52.6968	N/mm
CC	29.7055	31.1878	31.9915	32.0643	31.4006	30.0442	N/mm

(q)	8-7	9-8	10-9	11-10	12-11	13-12	
AA	20.2690	21.5296	22.2235	22.3056	21.7695	20.6507	N/mm
BB	52.6968	54.2890	54.9528	54.6436	53.3849	51.2581	N/mm
CC	30.0442	31.4006	32.0643	31.9915	31.1878	29.7055	N/mm

(q)	14-13	15-14	16-15	17-16	18-17	19-18	
AA	20.6507	21.7695	22.3056	22.2235	21.5296	20.2690	N/mm
BB	51.2581	53.3849	54.6436	54.9528	54.2890	52.6968	N/mm
CC	29.7055	31.1878	31.9915	32.0643	31.4006	30.0442	N/mm

(q)	20-19	21-20	22-21	23-22	24-23	1- 24	
AA	20.2690	21.5296	22.2235	22.3056	21.7695	20.6507	N/mm
BB	52.6968	54.2890	54.9528	54.6436	53.3849	51.2581	N/mm
CC	30.0442	31.4006	32.0643	31.9915	31.1878	29.7055	N/mm

IV.5. Calcul de l’effort normal et du moment fléchissant dans le cadre :

Pour déterminer la distribution du flux de cisaillement ‘q’, on va assumer, dans la figure(III.6), que ‘P= -L’ qui est la portance des ailes sur la section du cadre. Cependant, comme on a fait le calcul pour un semi cadre on prendra la moitié de la force ‘L’appliquée.

L’équation de distribution de flux de cisaillement

$$q = \frac{-L}{I_{xx}} \int ty ds \tag{4.23}$$

$$y = R \cos \theta \quad ds = Rd\theta \tag{4.24}$$

$$q = \frac{Lt}{I_{xx}} \int R^2 \cos \theta d\theta_{I_{xx}} = \int y^2 t ds \tag{4.25}$$

$$q = \frac{-LR^2 \sin \theta}{R^3 \int_0^{2\pi} \cos \alpha d\alpha} \tag{4.26}$$

$$q = (-L/\pi R) \sin \alpha \tag{4.27}$$

L’équation du moment s’écrit sous la forme

Du 0 a $\pi/2$

$$M = M_A + N_A(1 - \cos \theta) + \int_0^\theta qBDR \, d\alpha \quad (4.28)$$

Et du $\pi/2$ à π

$$M = M_A + M_e + (N_A + L/2)(1 - \cos \theta) + \int_0^\theta qBDR \, d\alpha \quad (4.25)$$

$$M = M_A + M_e + (N_A + L/2)(1 - \cos \theta) + \int_0^\theta \left(\frac{L}{\pi R}\right)R - R \cos(\theta - \alpha) R \, d\alpha \quad (4.26)$$

$$\frac{dM}{M_A} = 1, \frac{dM}{N_A} = R(1 - \cos \theta)$$

On assume que le cadre du fuselage est linéairement élastique

$$2 \int_0^\pi \frac{M}{EI} \frac{dM}{M_A} R d\theta = 2 \int_0^\pi \frac{M}{EI} \frac{dM}{N_A} R d\theta = 0 \quad (4.27)$$

$$\frac{LR}{\pi} = M_A + RN_A \quad (4.28)$$

$$\frac{7LR}{8\pi} + \frac{\pi 2Lb}{8\pi} = M_A + 3/2RN_A \quad (4.29)$$

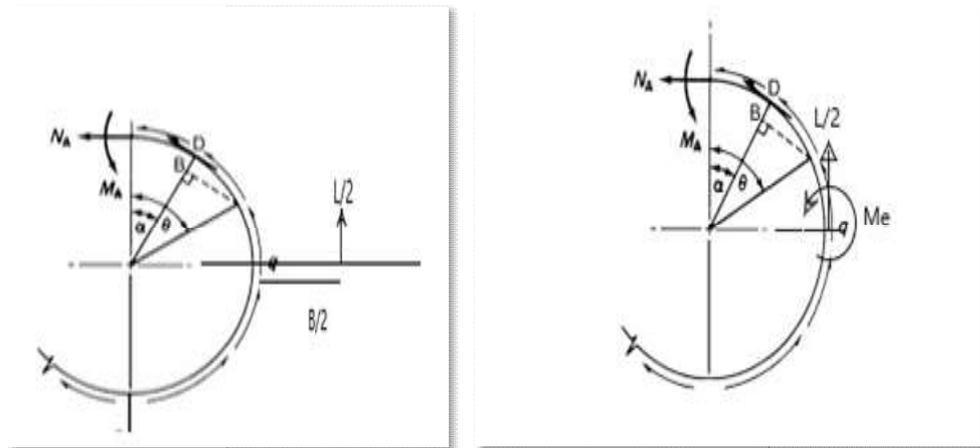


Figure IV.9. Effet de la portance sur le cadre principal

$$M_e = \frac{b}{4} \times \frac{-L}{2} = \frac{-Lb}{8} \quad (4.30)$$

$$M_e = 4.1 \times 10^4 \text{ N.m}$$

Et on trouve que :

$$M_A = \frac{-LR - Lb\pi}{4\pi} N_A = \frac{3L - 2\pi L}{4\pi} \quad (4.30)$$

Donc l'équation du moment s'écrit sous la forme :

Du 0 a $\pi/2$

$$M = \frac{-LR}{4\pi} (2 - \cos \theta - 2\theta \sin \theta) \quad (4.31)$$

Et du $\pi/2$ a π

$$M = M_e + \frac{-LR}{4\pi} (2 - \cos \theta - 2\theta \sin \theta) \quad (4.32)$$

$$\sigma = \frac{M}{I_{XX}} Y_{max}$$

$$I = (25 \cdot 1.25^3)/12 + (55^3 \cdot 1.25)/12 + (6 \cdot 1.25^3)/12;$$

Calcul de centre de la gravité voir figure (IV.5)

$$Y_g = \frac{\sum A_i Y_i}{\sum A_i}, \quad Y_g = 33.62 \text{ mm}$$

$$Y_{max} = 22.88 \text{ mm}$$

Tableau IV.5. Les contraintes dans le cadre

θ	0	$\frac{\pi}{12}$	$\frac{2\pi}{12}$	$\frac{3\pi}{12}$	$\frac{4\pi}{12}$	$\frac{5\pi}{12}$	$\frac{\pi}{2}$	
σ	49.26	47.67	43.15	36.43	28.65	21.23	15.68	N/mm ²

θ	$\frac{7\pi}{12}$	$\frac{8\pi}{12}$	$\frac{9\pi}{12}$	$\frac{10\pi}{12}$	$\frac{11\pi}{12}$	π	
σ	138.5	164.76	193.04	222.38	251.47	278.74	N/mm ²

On comparant nos résultats avec celles de l'exemple analytique dans le livre ' aircraft structures for engineering students[1],[3] ' les valeurs sont proches et on peut dire que les calculs sont justes.

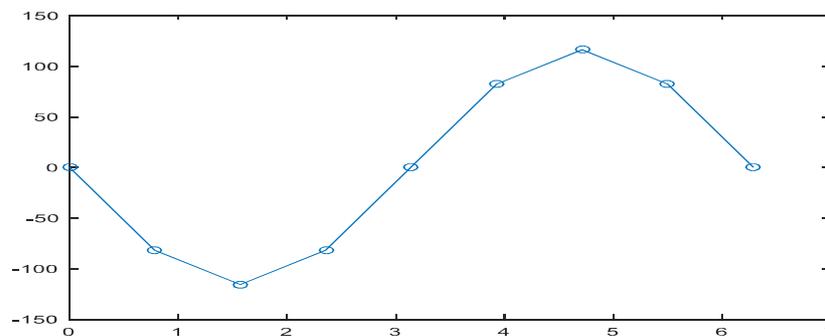
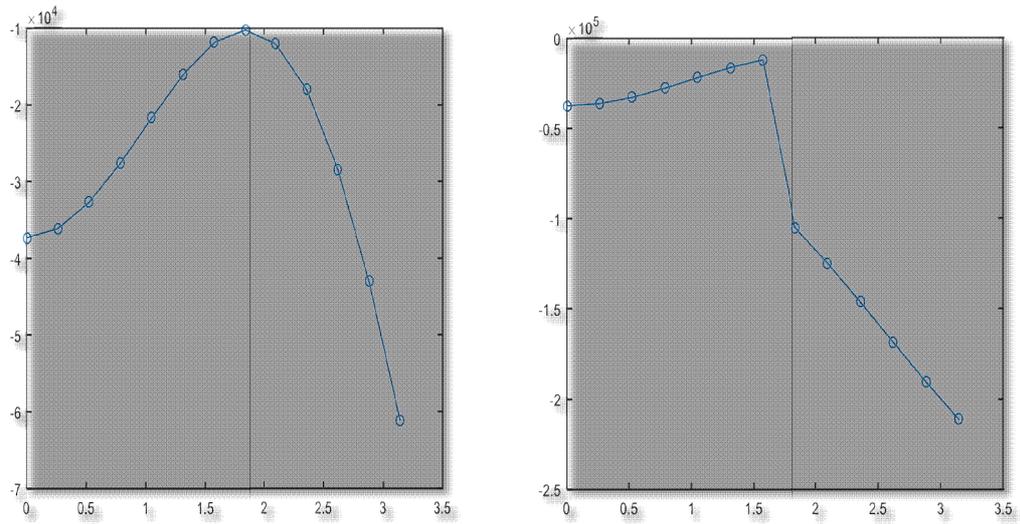


Figure IV.1 la distribution des flux de cisaillement q pour L=23.47 KN



a) sans effets d'encastrement

b) avec effets d'encastrement

Figure IV.11. Moment fléchissant pour différentes dispositions des charges

On peut voir que pour la même force on a le même flux de cisaillement, mais le changement du point d'application cause un changement dans les moments fléchissant.

Sur le cadre principale, la contrainte maximale est égale à (278MPa), alors que la contrainte admissible du matériau constituant notre cadre est égale à (186 MPA). Ce type de cadre à une inertie de 26000 mm⁴ qui nous assure que notre cadre est à l'abri.

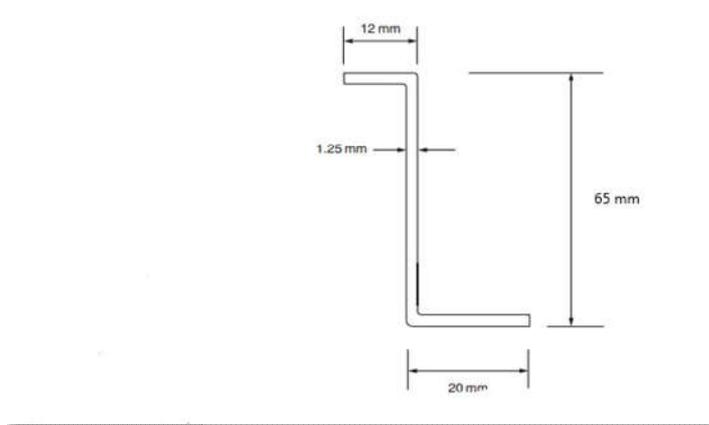


Figure IV.12. Le nouveau cadre fort

Concernant les lisses, on peut faire une proposition d'optimisation pour toutes les sections, particulièrement au niveau du cadre CC, car la contrainte maximale est beaucoup inférieure à la contrainte admissible (au-dessous de la moitié). Nous pouvons alors diminuer les sections des lisses sur cette section ainsi que les autres sections AA et BB.

Puisque le plus grand chargement est sur la lisse 4, nous allons procéder aux calculs de redimensionnement des lisses sur la base de ce chargement. Pour la section AA et CC

$$x(4) = y(4) = 0.353 D, \text{ avec } D = 1280 \text{ mm}$$

L'équation (4.14) devient

$$\sigma = (8.03 \times 0.353 D + 7.73 \times 0.353 D) / B$$

$$\sigma \leq [\sigma]$$

$$(8.03 \times 0.353 D + 7.73 \times 0.353 D) / 186 \leq B$$

$$B \geq 38,28 \text{ mm}^2$$

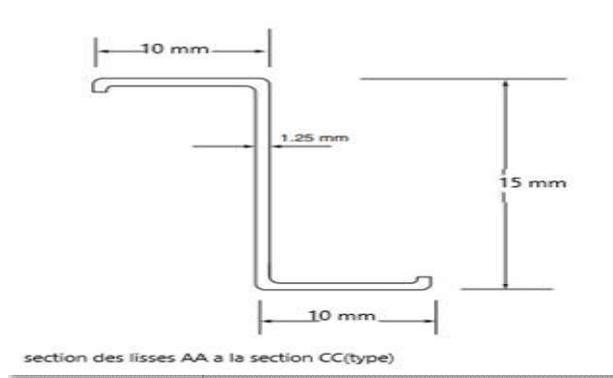


Figure IV.13. la nouvelle lisse AA

Pour la section BB $x(4) = y(4) = 0.353 D$, avec $D = 730$ mm

L'équation (4.15) devient

$$\sigma = (8,66 \times 0.353 D + 8,07 \times 0.353 D) / B$$

$$\sigma \leq [\sigma]$$

$$(8,66 \times 0.353 D + 8,07 \times 0.353 D)/186 \leq B$$

$$B \geq 23,18 \text{ mm}^2$$

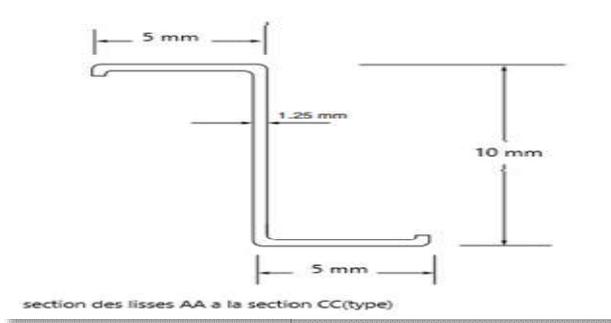


Figure IV.14. La nouvelle lisse BB

Cette proposition d'optimisation nous permet encore de gagner du poids tout en conservant les conditions de résistances dont on a besoin ; et bien sûr sans toucher aux caractéristiques aérodynamiques.

Logiciel matlab

Est langage de script, il est utilisé a fin de calcule numérique. Développé par la société the Math Works, ce logiciel permet de manipuler des matrices, afficher les courbes

de donné, et de mètre on ouvre des algorithmes. (Les utilisateurs de matlab en 2019 sont environ de deux millions) sont de milieux très différents comme l'ingénierie, les sciences et l'économie dans un contexte industriel ou de la recherche.

Algorithme

- introduire les forces (poids, poids d'empennage....)
- introduire les différents facteurs (les distances entre chaque force et le centre de gravité)
- la somme des forces et des moments
- trouver m_x m_y s_x s_y
- formule de x y
- formule du moment d'inertie
- formule de la contrainte de flexion (sur les lisses)
- formule et équation du flux de cisaillement
- graph de la distribution de charge en fonction de l'angle
- méthode énergétique pour trouver l'équation de l'effort normale
- méthode énergétique pour trouver l'équation du moment fléchissant
- formule et équation de la contrainte sur le cadre
- graph des contraintes sur le cadre