

Structure Aéronautique

Bombardier Challenger CL 604



Dimensionnement de la voilure

Chaligne Charles

Remerciements

Cette étude faisant suite à des études de cas fait en cours nous tenons a remercié nos professeurs : M SEYROL et M CHAMLA pour les planches et leurs exemples. Ce projet ayant une partie bibliographique nous tenons a remercié Bombardier pour les informations fournies. Et nous remercions M BILGERE, pilote de ligne pour ces éclaircissements.

Table des matières:

BOMBARDIER CHALLENGER 604

I. Etape 1 : Pré dimensionnement-----	5
1. Portance surfacique sur une aile-----	5
2. Calcul du flux dans le revêtement -----	6
3. Calcul de la masse du caisson de voilure -----	8
4. Calcul de la masse de la voilure -----	9
II. Etape 2 : Calcul des charges aérodynamiques -----	10
1. Calcul du facteur de charge-----	10
2. Portance surfacique sur une aile-----	11
3. Evolution de l'épaisseur de revêtement -----	14
4. Calcul de la masse du revêtement -----	16
5. Calcul de la masse totale de la voilure -----	16
III. Etape 3 : Dimensionnement de la voilure en flambage --	17
1. Calcul du facteur de charge et portance de la voilure -----	17
2. Calcul des efforts dans la voilure -----	17
3. Bilan de Masse -----	22
4. Analyse des résultats -----	24
5. Validation CATIA-----	24

Annexes

SPÉCIFICATIONS. PERFORMANCE. DIMENSIONS.

Introduction :

Ce projet a pour objectif de dimensionner la voilure du Bombardier Challenger CI 604. Nous déterminerons les dimensions des principaux composants de la voilure (longerons, nervures, caisson de voilure) ainsi nous pourrons approximer la masse de celle-ci. Nous utiliserons les différentes théories de résistance des matériaux appliquées à l'aéronautique qui nous ont été enseignées en cours.

Le Bombardier Challenger 604 est un avion d'affaire réputé pour son habitabilité.

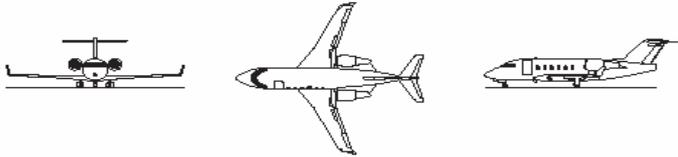
En effet, il possède la plus vaste cabine de sa catégorie (environ 1m80) qui permet à ses occupants de se tenir debout. Il est aussi doté d'un système actif d'atténuation des vibrations ce qui donne un grand confort à ses passagers. Le CI 604 possède une distance franchissable supérieure à 4000 NM avec 5 passagers (soit 7400 Km). Et une vitesse optimale de 0.82 Mach.

Le projet se divise en trois études, dans un premier temps nous déterminerons les ordres de grandeur en utilisant les règles de pré dimensionnement. Dans un deuxième volet, nous préciserons cette étude par des calculs de charge aérodynamique et enfin nous prendrons en compte le flambage de l'aile. Ainsi nous pourrons faire une approximation du dimensionnement de la voilure et optimiser le gain de masse de celle-ci.

Nous avons basé notre étude sur les données caractéristiques fournies par le constructeur Bombardier :




Certifié pour exploitation civile dans trente pays, le Bombardier Challenger* 604 a fait ses preuves tant au niveau de sa fiabilité, de sa robustesse, que son rapport qualité-prix, faisant de lui l'avion d'affaires à réaction à large fuselage qui se vend le plus dans la catégorie des gros avions d'affaires. Sa cabine, la plus vaste parmi celles des véritables avions d'affaires à réaction qui existent actuellement, mesure plus de six pieds de haut – permettant de s'y tenir debout en tout confort – et offre un système actif d'atténuation acoustique et vibratoire, ce qui procure un niveau de confort sans précédent pour ses passagers. Affichant une vitesse de croisière optimale de Mach 0,82 (541 mi/h : 870 km/h) et une distance franchissable intercontinentale de plus de 4 000 milles nautiques (7 408 km), le Bombardier Challenger 604 est tout à fait indiqué pour remplir diverses missions.*



GÉNÉRAL	
Capacité	
Équipage :	2 + 1
Passagers :	9 à 19
Moteurs	
Turbo réacteurs General Electric CF34-3B	
Poussée au décollage :	8 729 lb (38,84 kN)
Poussée en réserve automatique de puissance :	9 220 lb (41,0 kN)
Détaré à ISA + 15 °C (86 °F)	
Avionique	
<ul style="list-style-type: none"> • EFIS Collins Pro Line 4 à six écrans avec mise à niveau de PrecisionPlus* • Système d'affichage des paramètres réacteurs, de mise en garde et d'alarme (EICAS) • Double système inertielle de référence Litton LTN-101 • Radar météorologique à affichage numérique Collins WXP-4220 • Système nav./comm. Collins • Système de surveillance du trafic et d'évitement des collisions (TCAS 2000) • Système d'avertissement de proximité du sol amélioré (EGPWS) • Système de positionnement global double (GPS) • Double système de gestion de vol (FMS) 	
PERFORMANCES	
Distance franchissable	
Distance franchissable maximale	
à M 0,74 :	4 027 NM 4 634 SM 7 458 km
à M 0,80 :	3 714 NM 4 274 SM 6 878 km
(5 passagers/2 membres d'équipage, avec réserves NBAA IFR, ISA, quantité maximale de carburant)	
Vitesses	Mach kt mi/h km/h
Vitesse de croisière élevée :	0,82 470 541 870
Vitesse de croisière typique :	0,80 459 528 850
Vitesse de croisière optimale :	0,74 425 489 787
Performances	
Longueur de piste équivalente (SL, ISA, MGTOW) :	
	5 840 pi (1 780 m)
Distance d'atterrissage (SL, ISA, MLW) :	
	2 777 pi (846 m)
Altitude	
Plafond pratique :	
	41 000 pi (12 497 m)
Montée à l'altitude de croisière initiale de 37 000 pi (11 278 m) :	
	22 min
Niveaux de bruit	
EPNdB	
Décollage :	81,2
Approche :	90,3
Bruit latéral :	86,2
DIMENSIONS	
Extérieures	
Longueur :	68,42 pi (20,85 m)
Envergure :	64,33 pi (19,61 m)
Surface alaire : (de base)	492 pi ² (45,71 m ²)
Hauteur hors tout :	20,67 pi (6,30 m)
Intérieures	
Longueur de la cabine :	
	28,42 pi (8,66 m)
(de la cloison du poste de pilotage à l'extrémité du compartiment pressurisé)	
Largeur maximale de la cabine : (au niveau de l'axe)	8,17 pi (2,49 m)
Largeur maximale de la cabine : (au niveau du plancher)	7,17 pi (2,19 m)
Hauteur de la cabine :	6,08 pi (1,85 m)
Surface du plancher : (poste de pilotage non compris)	202 pi ² (18,77 m ²)
Volume total :	1 150 pi ³ (32,56 m ³)
(de la cloison du poste de pilotage à l'extrémité du compartiment pressurisé)	
Masses	
A. Masse maximale sur l'aire de trafic :	
	48 300 lb (21 909 kg)
B. Masse maximale au décollage :	
	48 200 lb (21 863 kg)
C. Masse maximale à l'atterrissage :	
	38 000 lb (17 237 kg)
D. Masse maximale sans carburant :	
	32 000 lb (14 515 kg)
E. Masse spéc. en ordre d'exploitation :	
	27 185 lb (12 331 kg)
F. Quantité maximale de carburant :	
	20 000 lb (9 072 kg)
Charge utile avec quantité maximale de carburant (A-E-F) :	
	1 115 lb (506 kg)
Charge utile maximale (D-E) :	
	4 815 lb (2 184 kg)
Quantité de carburant avec charge utile maximale :	
	16 300 lb (7 394 kg)

BOMBARDIER AERONAUTIQUE AVIONS D'AFFAIRES
 400, CHEMIN DE LA CÔTE-VERTU OUEST
 DORVAL (QUÉBEC) CANADA H4S 1Y9
 TEL. AMÉRIQUE DU NORD : 800-268-0030
 TEL. AILLEURS DANS LE MONDE : 514-855-7698
 WWW.AERO.BOMBARDIER.COM

ESTACA 2005
 1925 80 ANS DE PASSIONS

SAUF INDICATION CONTRAIRE, TOUTES LES VALEURS SONT FONDÉES SUR LA MANÈGE NÉOMAX AU DÉCOLLAGE ET À L'ATTERRISSEMENT, AU NIVEAU DE LA MER ET DANS DES CONDITIONS IFR EN POSITION DE JOUR.
 ©2005 BOMBARDIER INC. TOUTS DROITS RÉSERVÉS.
 (MARRIAGES) DE COMMERCE DE BOMBARDIER INC. OU SES FILIALES.
 #FF8C00 CANADA (01/05)

BOMBARDIER

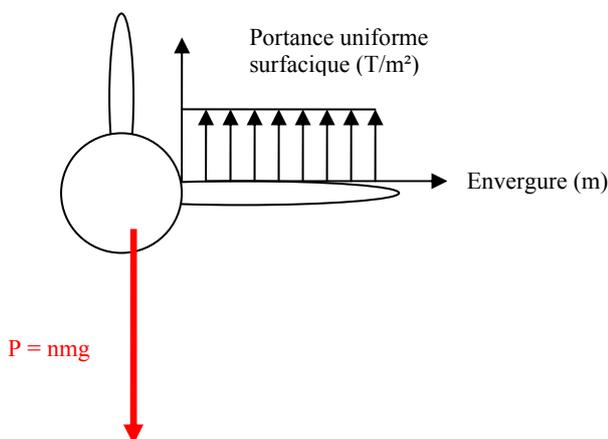
Hypothèses générales du projet :

- La norme applicable est le FAR ou JAR25,
- Cas de charge pris en compte à partir de l'étape 2 : rafale de Pratt,
- Le profil de voilure est linéarisé (variation des épaisseurs relatives en fonction de la corde du profil : $x=0 \rightarrow h=0$, $x=15\% \rightarrow 80\%$, $x=30\% \rightarrow 70\%$, $x=100\% \rightarrow 0\%$),
- Les revêtements sont autoraidis et usinés (raidisseurs en forme de T),
- Le matériau utilisé est l'aluminium,
- Masse surfacique du bord d'attaque : 15kg/m^2 ,
- Masse surfacique du bord de fuite : 20kg/m^2 ,
- Masse surfacique des nervures et longerons : 5kg/m^2 ,
- Masse unitaire des ferrures d'introduction d'effort : $0,5\text{kg}$ pour les efforts faibles, 2kg pour ceux importants,
- Masse unitaire des équipements : 2kg ,
- Masses uniformément réparties (peinture, fixation, produit d'étanchéité) : 2% ,
- Mini technologique = $1,6\text{mm}$,
- Pas des raidisseurs de revêtement : 80mm ,
- Un revêtement en aluminium de masse volumique 2800 Kg/m^3

I. Etape 1 : Pré dimensionnement

1. Portance surfacique sur une aile

Pour obtenir un ordre de grandeur de la portance, il est nécessaire de faire quelques hypothèses simplificatrices. Nous admettrons que seule la voilure porte et que cette portance est uniforme sur toute son envergure. De plus, il est nécessaire de définir un facteur de charge avant de commencer le calcul. En évaluant la masse globale de notre appareil, nous avons choisi un facteur de charge limite de 3.3 g de manière à obtenir un facteur de charge extrême de 5 g (en multipliant par 1.5). C'est ce facteur de charge extrême qui va être dimensionnant pour notre voilure.



D'après le principe fondamental de la statique, on a :

$$\text{Charge} = n * M_{\text{tow}} / S_{\text{réf}}$$

n : facteur de charge extrême 5 g
 M_{tow} : masse max au décollage 21909 kg
 $S_{\text{réf}}$: Surface de référence $48,3\text{ m}^2$

On obtient :

$$\text{Charge} = 2,27\text{ T/m}^2$$

On remarque que cette charge surfacique ne tient pas compte du profil réel de l'aile, ici le chargement est constant sur toute l'envergure.

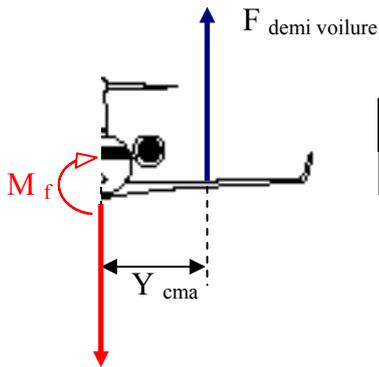
2. Calcul du flux dans le revêtement

En phase de vol, l'aile est soumise à un effort aérodynamique ($F_{\text{demi voileure}}$) et à son propre poids mais ce dernier est négligeable, au contraire il contribue à la diminution du moment de flexion à l'emplanture. L'aile doit donc tenir un moment de flexion dû à la portance. A partir de l'effort surfacique exercé sur l'aile, il est possible de se ramener à un effort résultant qui s'applique à la CMA (Corde Moyenne Aérodynamique).

Pour calculer ce moment de flexion, il suffit de déterminer la surface d'une demi voileure et la distance de la CMA à l'emplanture qu'on appellera : Y_{cma} . On a donc :

$$M_{fp} = Y_{\text{cma}} * \text{Charge} * S_{\text{demi voileure}}$$

M_{fp} : Moment de flexion de portance (T.m)



n (g)	M(kg)	Sref(m ²)	S 1/2 voile(m ²)	Charge(T/m ²)	Ycma (m)	Mf portance (T.m)	Mf poids (T.m)
5	21909	48,3	45,71	2,27	4.87	252,44	-26,67

On obtient :

$$\mathbf{Mf\ portance = 252,44\ T.m}$$

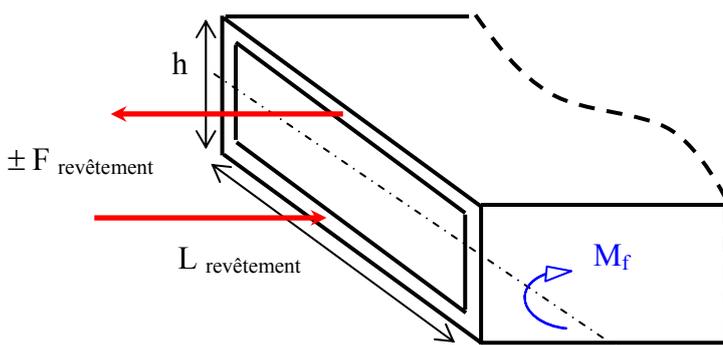
Ce moment de flexion va être repris par le caisson de voileure sous la forme d'un effort normal dans ses revêtements que l'on appellera F_{rvt} . On a donc la relation simple :

$$F_{\text{rvt}} = M_{fp} / h$$

La hauteur de caisson que l'on appelle h est calculée grâce à l'épaisseur relative et à la corde à l'emplanture.

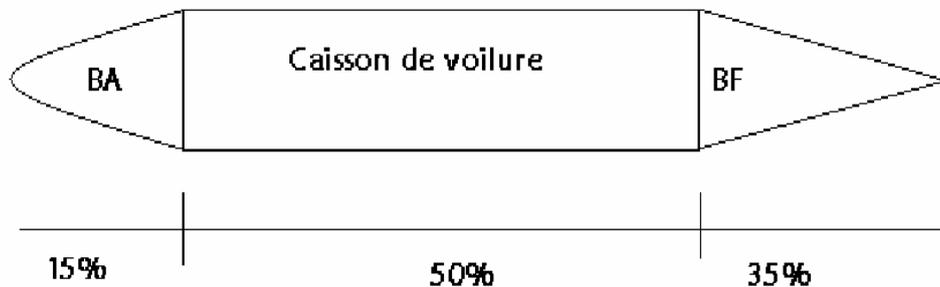
La relation qui nous donne h est :

$$h_{\text{emplanture}} = E_{\text{p relative}} * C_{\text{emplanture}}$$



Remarques : Nous faisons l'hypothèse que l'épaisseur du revêtement ne varie pas en fonction de l'envergure. Elle reste constante et équivalente à l'épaisseur calculée à l'emplanture, car c'est à cet endroit que l'effort est le plus dimensionnant. Pour le type d'avion que nous étudions, l'épaisseur relative à l'emplanture vaut 14 %.

Ce caisson est la seule section travaillante du profil de l'aile. Les autres sections ne peuvent être considérées comme travaillantes car elles sont mobiles et donc pas encastrées dans le fuselage. En effet, le profil se décompose en trois parties : le bord d'attaque (BA), le caisson de voilure et le bord de fuite (BF). Elles sont réparties en fonction de la longueur de corde :



Pour calculer le flux dans le revêtement ϕ , il suffit de diviser l'effort dans le revêtement F_{rvt} par la longueur de caisson, c'est-à-dire la moitié de longueur totale de corde à l'emplanture (50%).

$$\phi = F_{rvt} / L_{caisson}$$

Nous avons rassemblé tous ces résultats dans un tableau et nous obtenons :

C emplanture(m)	Lcaisson(m)	h (m)	Mf portance (T,m)	F rvt (T)
4,15	2,08	0,58	252,44	434,49

Flux T/m
209,39

Ainsi nous obtenons une valeur de l'effort dans le revêtement et un flux :

$$F_{rvt} = 434,49 \text{ T}$$

$$\phi = 209.39 \text{ T/m}$$

3. Calcul de la masse du caisson de voilure

Le matériau que nous avons utilisé pour la conception des revêtements est l'aluminium. Sa masse volumique est de 2700Kg/m^3 et il a une contrainte admissible de 400 MPa (soit 40 hb). L'épaisseur du revêtement $E_{p\text{ rvt}}$ est donnée par le rapport entre le flux dans le revêtement et la contrainte admissible:

$$E_{p\text{ rvt}} = \phi / \sigma$$

On obtient les résultats suivants :

Contrainte Hb	Flux T/m	$E_{p\text{ rvt}}$ (mm)
40,00	209,39	5,23

Nous trouvons une épaisseur de 5.23 mm ce qui est supérieur au minimum technologique (1.6mm) imposé par la fabrication. Dans cette étape, nous considérons que l'épaisseur du profil est constante sur toute l'envergure de l'aile.

A présent, il suffit de calculer la surface du revêtement et de la multiplier par l'épaisseur pour obtenir le volume de ce revêtement. Puis il ne reste plus qu'à multiplier ce résultat par la masse volumique de l'aluminium pour obtenir la masse d'un revêtement. Nous estimons que la surface du caisson représente 50% de la surface de la voilure totale :

$$S_{\text{rvt}} = 50\% (S_{\text{voilure}})$$

Nous pouvons désormais calculer la masse d'un revêtement et pour obtenir la masse totale du caisson de demi voilure il suffit de la multiplier par 2:

$$M_{1\text{ rvt}} = E_{p\text{ rvt}} * S_{\text{rvt}} * \rho$$

On obtient ainsi:

$S_{1\text{ rvt}}$ (m ²)	E_p (mm)	$M_{1\text{ rvt}}$ (kg)	Mtotale demi voilure (kg)
11,43	5,23	167,50	322.8

Dans cette partie, nous avons pu estimer une épaisseur du caisson de voilure. Elle nous a permis de calculer la masse du caisson :

$$E_{p\text{ rvt}} = 5,23 \text{ mm}$$

$$M_{\text{rvt } 1/2 \text{ voilure}} = 323 \text{ Kg}$$

4. Calcul de la masse de la voilure

La voilure est constituée de plusieurs éléments. Il faut déterminer la masse de chacun de ces éléments et ensuite faire la somme pour obtenir la masse totale de la voilure. Notre avion ne possède pas de réacteurs accrochés sous les ailes. Dans cette étape, nous prendrons en compte les éléments suivants :

- Le revêtement
- Le bord d'attaque
- Le bord de fuite
- Les nervures
- Les longerons
- Les ferrures fortes et faibles
- Les équipements

Nous connaissons uniquement les valeurs des masses surfaciques de ces éléments. Il faut donc calculer les surfaces de bord d'attaque et de fuite :

- La surface du bord d'attaque représente 15 % de la surface de l'aile
- La surface du bord de fuite représente 35 % de la surface de l'aile

Ensuite, il faut calculer les surfaces des nervures et longerons. En connaissant le nombre de nervures (17) et l'endroit où elles se situent, nous pouvons approximer la surface de celles-ci. Pour les longerons le calcul est plus délicat, la hauteur du caisson varie en fonction de l'envergure le longeron sera considéré comme un trapèze.

Nous obtenons les résultats suivants :

S totale nervures = 6,41 m²

S longeron avant = 1,70 m²

S longeron arrière = 2 m²

Nous pouvons ainsi dresser le devis de masse de la voilure :

masse équipement (Kg)	20,00
masse bord de fuite (Kg)	132,34
masse de bord attaque (Kg)	42,54
masse ferrure forte (Kg)	12,00
masse longeron (Kg)	37,00
masse nervure (Kg)	64,15
masse ferrure faible (Kg)	2,50
masse du revêtement (Kg)	323

En tenant compte des masses uniformément réparties de 2% sur la masse totale (peinture, produits d'étanchéités...) pour la demi voilure de l'avion nous obtenons totale :

M 1/2 voilure = 647 Kg

II. Etape 2 : Calcul des charges aérodynamiques

Par rapport à l'étape précédente de pré dimensionnement, quelques hypothèses simplificatrices vont être supprimées. Nous allons essayer de nous rapprocher encore un plus de la réalité.

Dans cette étape, nous allons considérer la Rafale de Pratt pour effectuer le calcul du facteur de charge. Il ne sera donc pas estimé mais calculé grâce à la norme internationale JAR/FAR 25.

Le profil de l'aile sur l'envergure ne sera plus considéré comme un rectangle mais comme une ellipse. Cela entraînera une modification de la répartition de la portance sur l'aile.

1. Calcul du facteur de charge

Nous allons calculer le facteur de charge pour un cas de vol particulier. Ce cas est dimensionnant pour le facteur de charge. Nous considérons que notre aéronef évolue à Mach 0.8 et à une altitude de 20 000 pieds. Le calcul de la rafale de Pratt se fait de la manière suivante:

- Calcul du $C_{z\alpha}$ calculé pour le cas considéré :

$$C_{z\alpha} = 2 * \pi * \lambda / 2 + (4 + (1 + \tan^2 \Phi_{25} - M^2) * \lambda) ^{0,5}$$

- Calcul du coefficient μ_g :

$$\mu_g = 2 * MTOW / S_{ref} * l_c * \rho_2 * C_{z\alpha}$$

- Calcul de K_g :

$$K_g = 0,88 * \mu_g / (5,3 + \mu_g)$$

Ensemble des résultats :

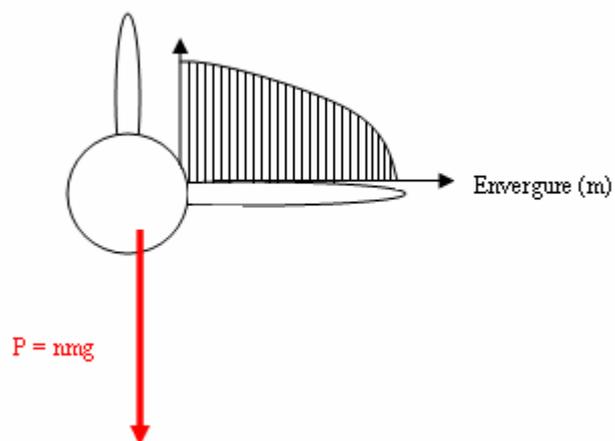
FACTEUR DE CHARGE	
$C_{z\alpha}$	5,37
Vavion (m/s)	253,41
μ_g	73,93
K_g	0,82
Δn (g)	2,34
n charge limite (g)	3,34
n charge extrême (g)	5,01

Nous trouvons un facteur de charge extrême 5,01 g. En considérant les dimensions et la masse de l'aéronef, ce résultat nous semble assez satisfaisant.

2. Portance surfacique sur une aile

Nous admettrons que seule la voilure porte et que cette portance est elliptique sur l'envergure.

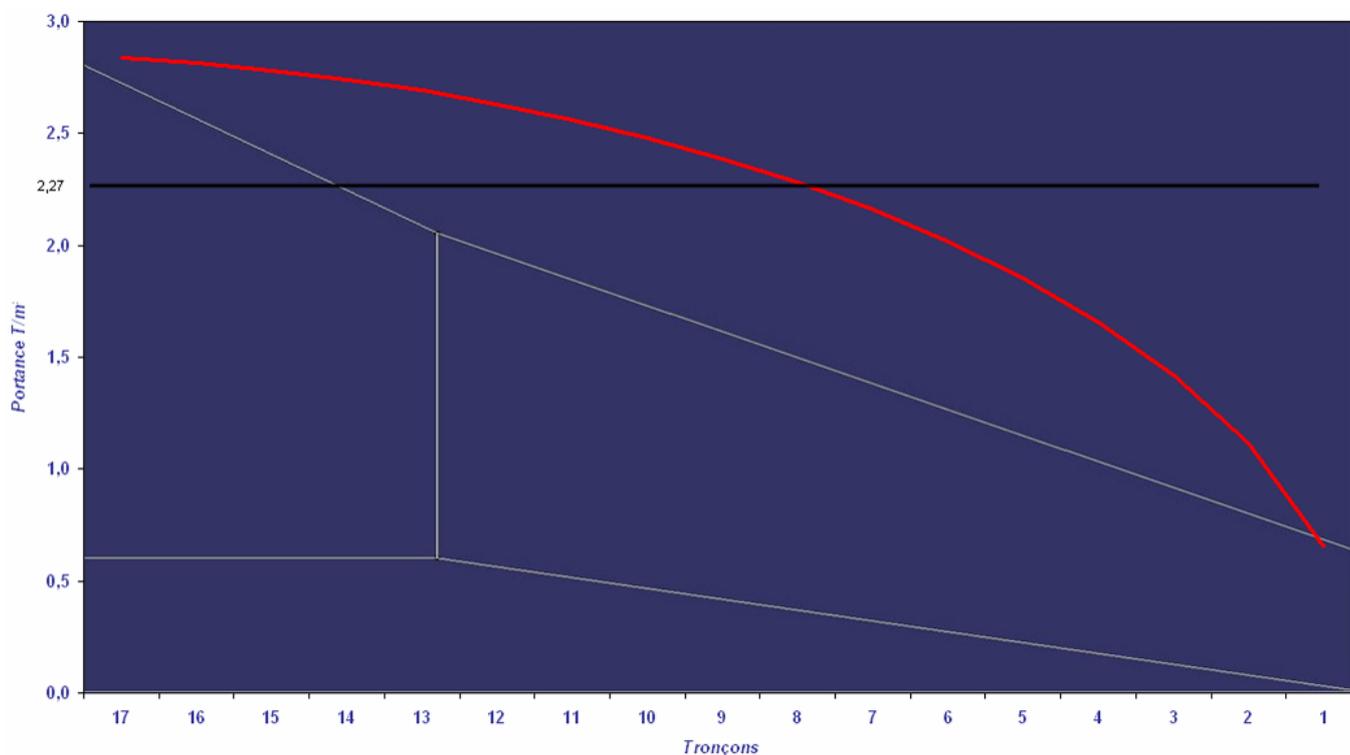
Portance elliptique surfacique (T/m²)



L'équation de la portance surfacique n'est plus une constante comme dans l'étape de pré dimensionnement, cette équation devient elliptique :

$$P(Y_{cmai}) = P_{\max} \sqrt{1 - \left(\frac{Y_{cmai} - \text{longueuraile}}{\text{longueuraile}}\right)^2}$$

On obtient la valeur de la portance maximum à l'emplanture en identifiant les surfaces de portance.



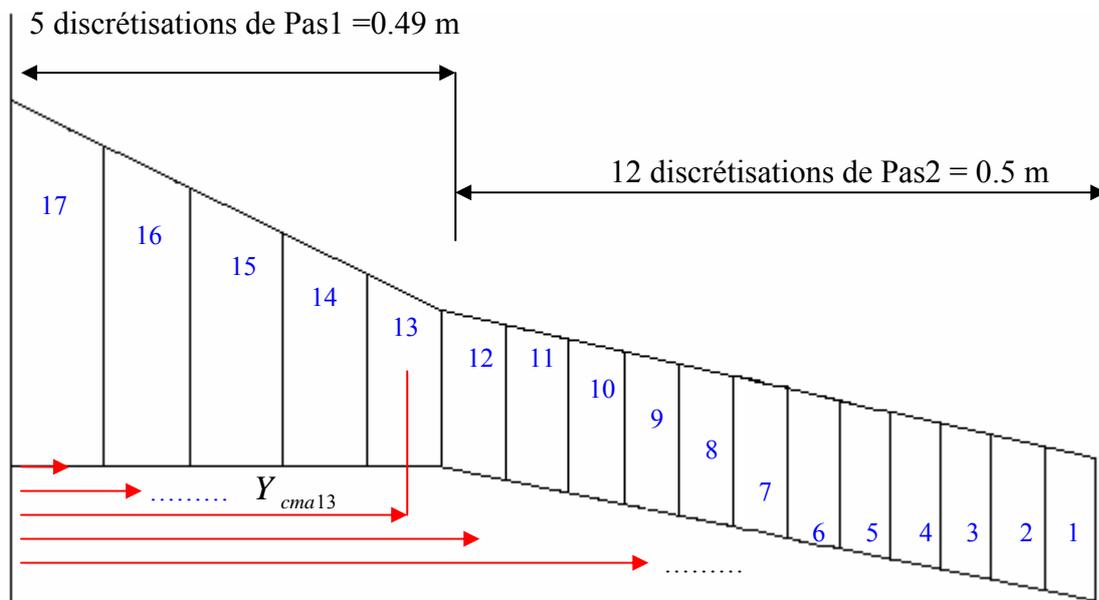
Nous avons choisi de découper notre aile en 17 tronçons, ce chiffre correspond au nombre de mailles constituées par les nervures et les longerons ($i = [1, 17]$).

La discrétisation de la voilure va nous permettre de bien définir les efforts qui passent dans une maille. En fonction de la répartition de portance surfacique $P(Y_{cmai})$ et de la surface de chaque maille $S(i)$, on peut calculer l'effort résultant $F(i)$ dans chaque tronçon. Ensuite il suffira de multiplier cet effort par les Y_{cmai} pour obtenir les moments de flexion $Mf(i)$ dans chaque élément.

Les Y_{cmai} représentent les distances qui séparent l'emplanture à chaque centre géométrique des tronçons.

Remarque : Nous admettons que les efforts résultants $F(i)$ s'appliquent aux centres géométriques des différents caissons.

Dans le schéma ci-dessous, nous avons représenté l'aile discrétisée pour calculer les moments de flexion $Mf(i)$ associés aux 17 éléments de voilure. L'élément de voilure **13** est ici mis en relief à titre d'exemple :



Le calcul du moment de flexion de l'élément **13** s'effectue de la manière suivante :

$$\boxed{Mf(13) = Y_{cma13} * F(13)}$$

Avec $F(13) = P(Y_{cma13}) * S(13)$

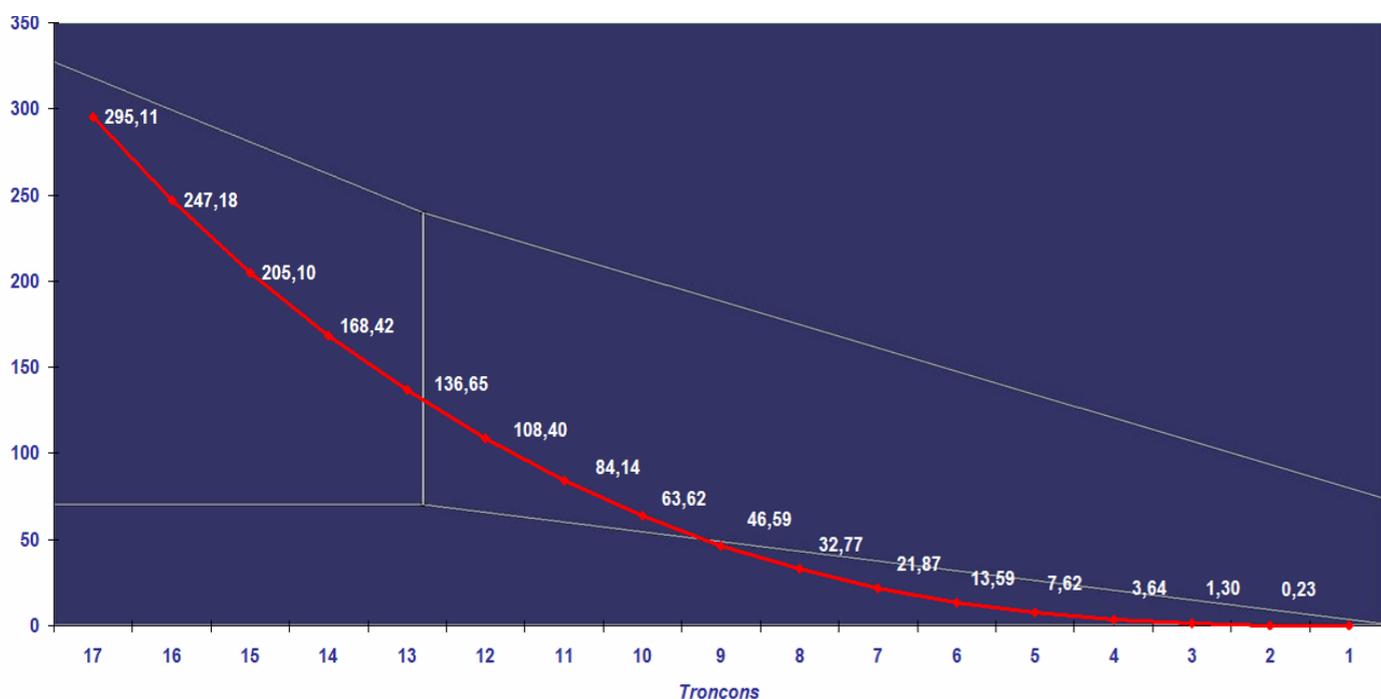
On peut généraliser cette formule et ainsi obtenir :

$$\boxed{Mf(i) = Y_{cmai} * F(i)}$$

Avec $F(i) = P(Y_{cmai}) * S(i)$

Tronçons	longueur tronçon (m)	S (m2) entre longerons	Portance du tronçon (T)	Ycmai (m)	P(Ycmai) (T/m ²)
1,00	0,50	0,63	0,94	0,25	0,66
2,00	0,50	0,68	1,74	0,25	1,12
3,00	0,50	0,73	2,38	0,25	1,43
4,00	0,50	0,78	2,97	0,25	1,67
5,00	0,50	0,84	3,54	0,25	1,87
6,00	0,50	0,89	4,10	0,25	2,03
7,00	0,50	0,94	4,64	0,25	2,17
8,00	0,50	0,99	5,18	0,25	2,30
9,00	0,50	1,04	5,71	0,25	2,40
10,00	0,50	1,10	6,22	0,25	2,50
11,00	0,50	1,15	6,73	0,25	2,58
12,00	0,50	1,20	7,23	0,25	2,65
13,00	0,49	1,28	7,86	0,24	2,71
14,00	0,49	1,43	8,98	0,24	2,76
15,00	0,49	1,59	10,11	0,24	2,80
16,00	0,49	1,74	11,23	0,24	2,83
17,00	0,49	1,90	12,33	0,24	2,86

Moment de flexion (T.m) en fonction de l'envergure



Après le calcul de la portance surfacique, nous avons pu déduire l'effort ponctuel à l'aide des surfaces de chaque tronçon. Ensuite, le moment de flexion se calcule simplement à l'aide du bras de levier. On aboutit donc à l'évolution du moment de flexion en fonction de l'envergure. Nous remarquons que le moment de flexion est maximal à l'emplanture.

3. Evolution de l'épaisseur de revêtement pour la tenue en traction/compression

Contrairement à la première étape, nous allons maintenant considérer que l'épaisseur du revêtement évolue en fonction de l'envergure.

Pour déterminer cette évolution d'épaisseur, il faut calculer l'effort normal dans le revêtement sur toute l'envergure. On calcule l'effort normal de la même manière que dans l'étape 1 :

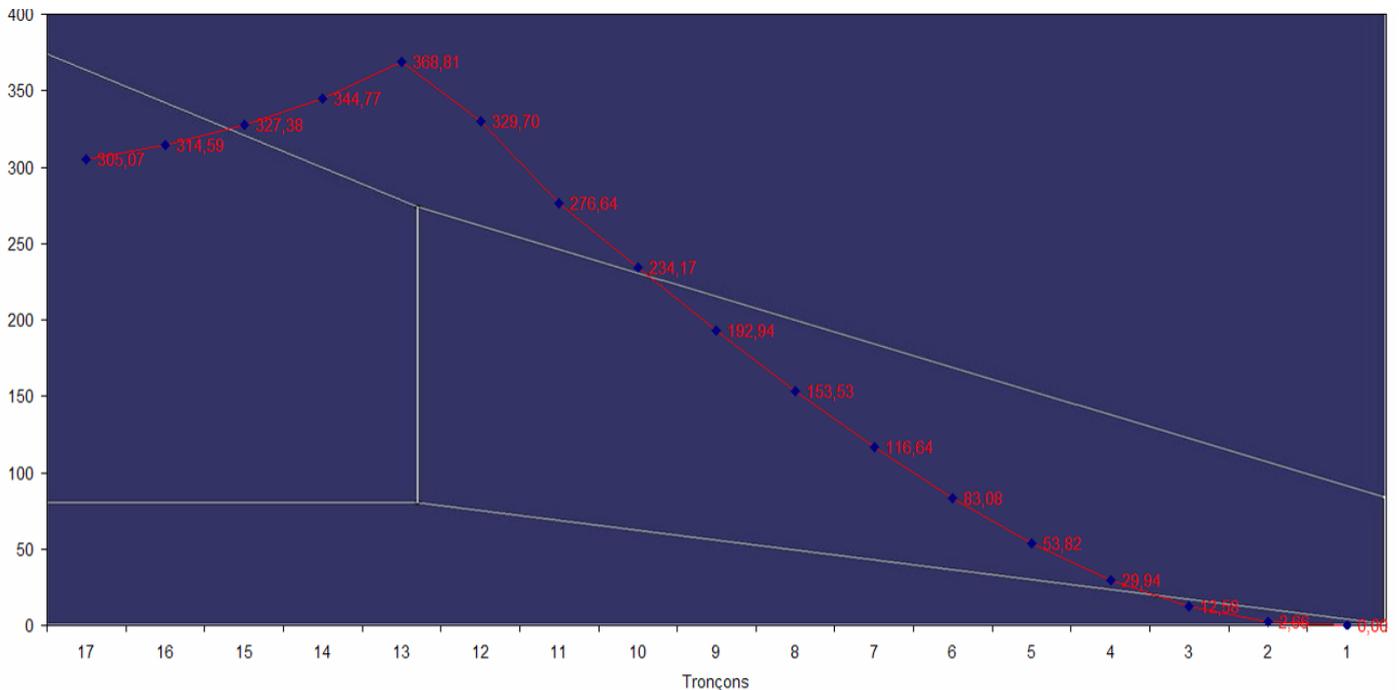
$$F_{\text{normal revêtement (i)}} = Mf(i) / h_{\text{caisson (i)}}$$

Dans cette étape, le moment de flexion et la hauteur de caisson vont varier en fonction de chaque tronçon. Nous pouvons aussi remarquer que l'épaisseur relative varie de la même manière.

On peut donc déterminer l'évolution du flux $\phi(i)$ qui passe dans le revêtement en fonction de chaque tronçon :

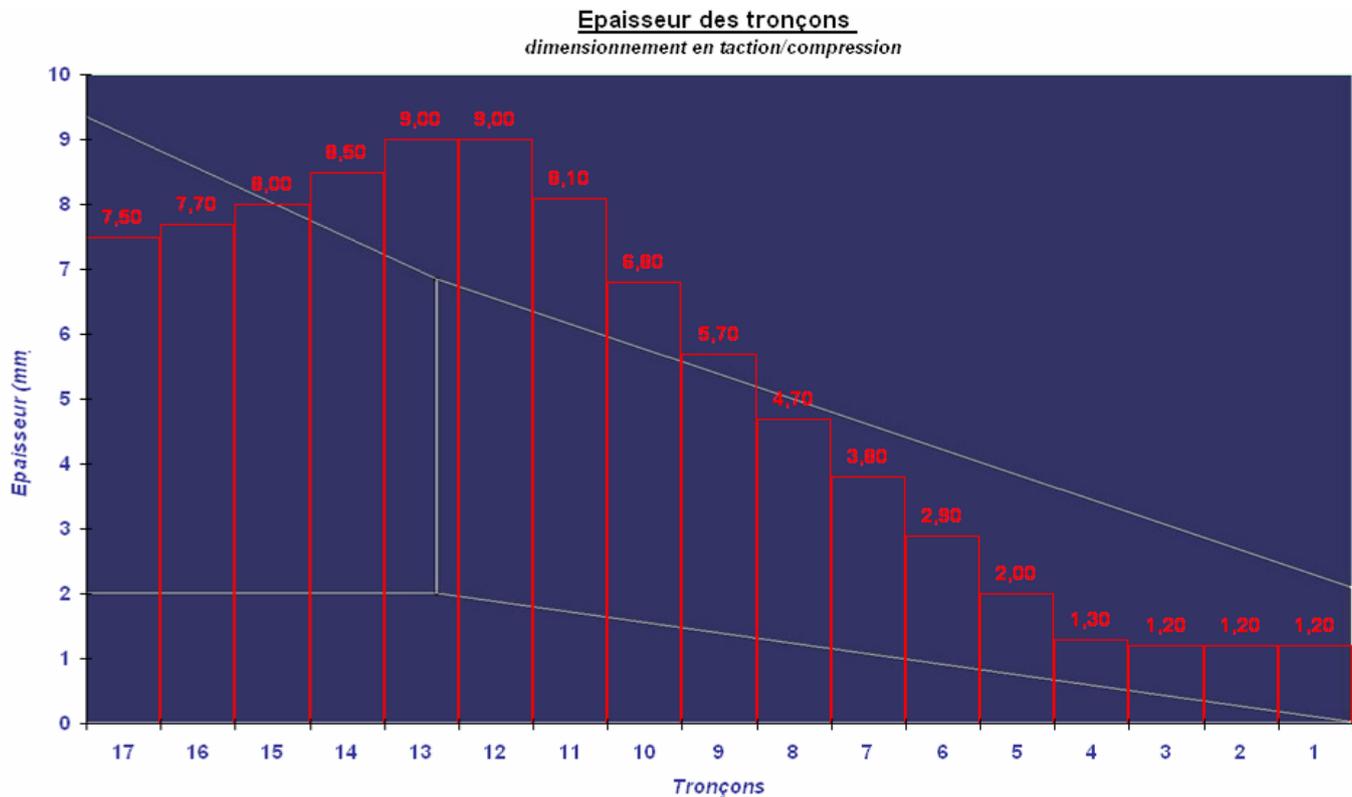
$$\phi(i) = F_{\text{normal revêtement (i)}} / L_{\text{caisson (i)}}$$

Flux (T/m) en fonction de l'envergure



On en déduit donc l'épaisseur du revêtement en fonction de l'envergure $E_{p\ rvt\ (i)}$, on pourra faire une correction de l'épaisseur. En effet, la fabrication nous impose une épaisseur minimum de 1.2 mm pour les revêtements:

$$E_{p\ rvt\ (i)} = \phi(i) / \sigma$$



On constate que l'épaisseur revêtement est proportionnelle au flux, ainsi elle est plus importante au niveau de la concentration des contraintes c'est à dire à la cassure. Sur les trois premiers tronçons l'épaisseur nécessaire est inférieure au minimum technologique, on fixe alors l'épaisseur à 1,2 mm.

4. Calcul de la masse du revêtement

Nous allons maintenant pouvoir déterminer la masse de notre revêtement en sommant les masses $M(i)$ des différents tronçons :

Tronçons	ep (mm)	masse de revêtement entre longeron (Kg)
1,00	1,20	2,03
2,00	1,20	2,20
3,00	1,20	2,37
4,00	1,40	2,75
5,00	2,10	4,51
6,00	2,90	6,95
7,00	3,80	9,64
8,00	4,80	12,59
9,00	5,80	16,07
10,00	6,80	20,12
11,00	8,10	25,11
12,00	9,10	29,16
13,00	9,10	31,00
14,00	8,50	32,86
15,00	8,10	34,29
16,00	7,80	36,25
17,00	7,50	38,46

Nous obtenons donc la masse du revêtement pour une demi voilure :

$$M_{\text{rvt } \frac{1}{2} \text{ voilure}} = 308.94 \text{ Kg}$$

5. Calcul de la masse totale de la voilure

Nous pouvons ainsi dresser le devis de masse de la voilure :

masse équipement (Kg)	20,00
masse bord de fuite (Kg)	132,34
masse de bord attaque (Kg)	42,54
masse ferrure forte (Kg)	12,00
masse longeron (Kg)	37,00
masse nervure (Kg)	64,15
masse ferrure faible (Kg)	2,50
masse du revêtement (Kg)	308.94

En tenant compte des masses uniformément réparties de 2% sur la masse totale (peinture, produits d'étanchéités...) pour la demi voilure de l'avion nous obtenons totale :

$$M_{\frac{1}{2} \text{ voilure}} = 632 \text{ Kg}$$

On obtient une masse inférieure à l'étape 1 ce qui est normal car on prend en compte la portance elliptique et on optimise l'épaisseur en fonction de la contrainte par tronçon.

III. Etape 3 : Dimensionnement de la voilure en flambage

Par rapport à l'étape précédente de pré dimensionnement, quelques hypothèses simplificatrices vont être supprimées. Nous allons essayer de nous rapprocher encore un plus de la réalité.

Dans cette étape nous reprendrons la démarche de l'étape ci-dessus, mais nous tiendrons compte du flambage pour dimensionner les revêtements afin de rendre l'étude plus réaliste.

1. Calcul du facteur de charge et portance de la voilure

Le calcul de charge respectant la rafale de Pratt dans la JAR25 a été calculé sans approximation dans l'étape 2, ainsi nous ne re-détaillerons pas les calculs dans cette partie et conservons la valeur trouvée lors de celle-ci, à savoir :

$$N=5,1g$$

La répartition de portance reste elliptique et suivant la corde (bitriangulaire). On conserve donc les mêmes valeurs par rapport à l'étape précédente.

2. Calcul des efforts dans la voilure

Les efforts généraux que subie la voilure vont rester les mêmes. La différence fondamentale va être basée sur le fait que l'on prend en compte maintenant le flambage comme effort dimensionnant pour le revêtement. Les raidisseurs vont modifier la géométrie de ce revêtement dans l'objectif de diminuer son épaisseur et donc le poids général de l'aile.

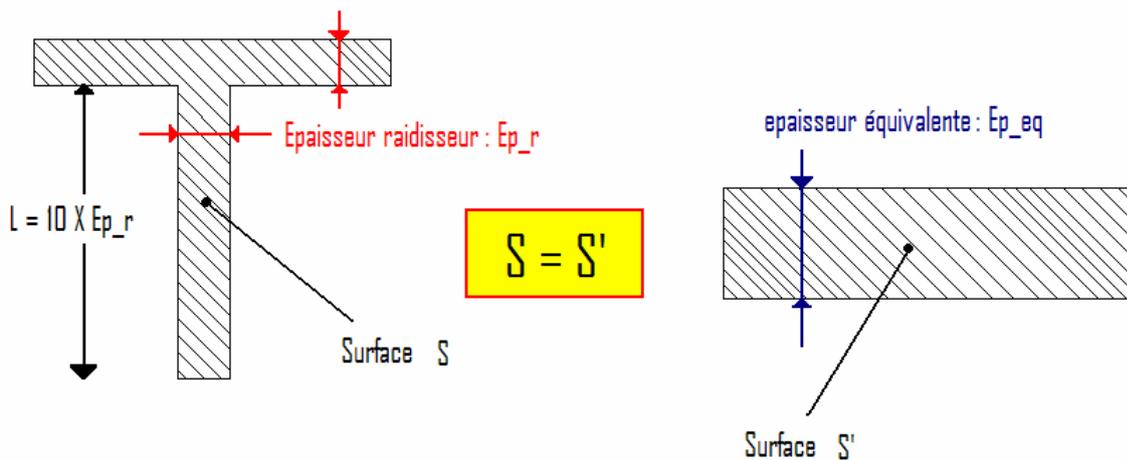
Les revêtements sont dimensionnés au flambage local et au flambage général en compression.

a. Dimensionnement en Flambage local

Nous allons étudier le cas du flambage local en compression, nous avons utilisé la relation suivante :

$$\sigma_{Fl} = \frac{\phi}{ep_{eq}} = 3,64E \left(\frac{ep_{rvt}}{Pas_{raid}} \right)^2$$

L'épaisseur équivalente ep_{eq} s'obtient en faisant l'égalité des surfaces. C'est-à-dire :



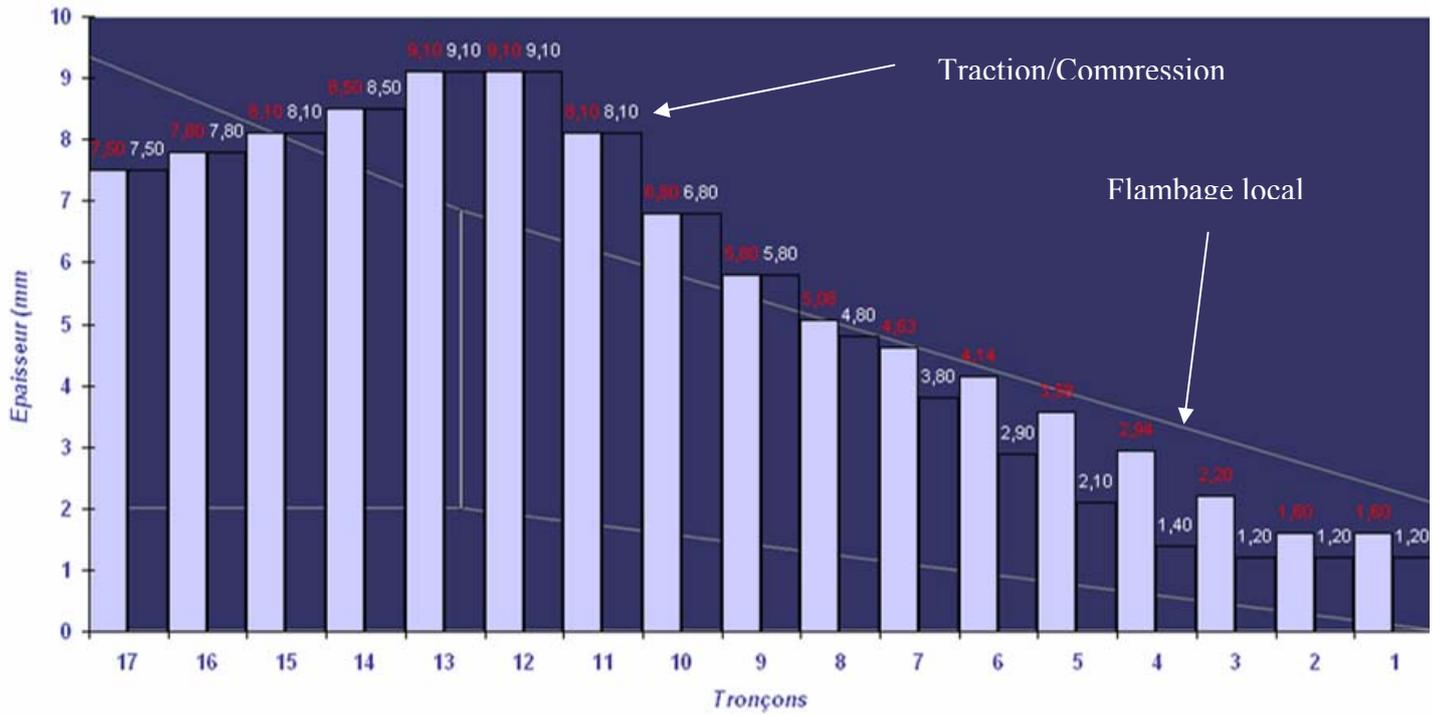
On a ainsi assez d'éléments pour calculer la contrainte au flambage local, et par la formule donnée au début de cette partie, on obtient directement l'épaisseur du revêtement, selon le pas des raidisseurs que l'on compare avec l'épaisseur nécessaire pour tenir la traction/compression.

On a fait varier le pas de raidisseur pour optimiser la masse. Entre 80mm, 120mm et 160mm, c'est le pas de 80mm qui engendre la masse totale la plus faible. C'est donc la solution retenue et représentée.

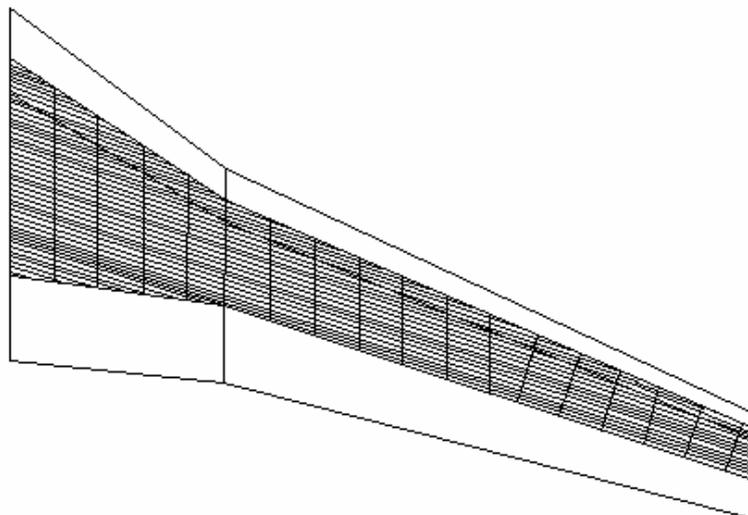
On a en bleu clair l'épaisseur nécessaire pour tenir le flambage local avec la valeur de l'épaisseur inscrite en rouge.

Variation de l'épaisseur pour la tenue au flambage local

Praid = 80mm



Pas de raidisseurs: 80mm



b. Dimensionnement en Flambage général

Pour le flambage général, la force maximale que le revêtement est capable de supporter est donnée par la formule qui suit :

$$F_{\max} = \frac{\pi^2 EI}{pas_ner^2}$$

On obtient alors, pour différents pas de nervure et par compartiment du caisson, la valeur de cette force F_{\max} , en ayant soigneusement calculé au préalable la valeur de l'inertie par la formule de Huygens.

Afin de trouver l'épaisseur comprise dans la formule de l'inertie, nous avons l'inégalité suivante :

$$F_{\max} = \frac{\pi^2 EI}{pas_ner^2} \geq pas_raid \times \phi$$

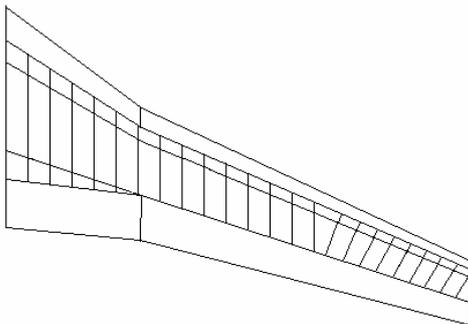
On fait varier le pas de nervure entre 400mm, 500mm et 600mm. Pour chaque cas, on optimise l'épaisseur de revêtement afin d'avoir la force admissible supérieure au produit du pas de raidisseur par la flux.

On retient le cas où le pas de nervure est de 500mm.

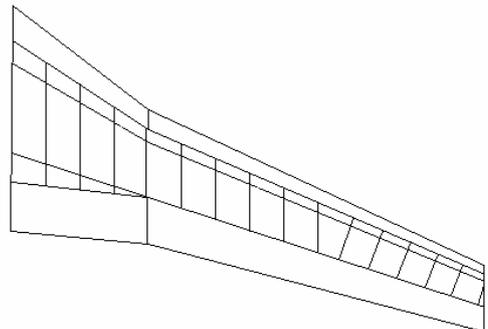
En effet avec le pas de 600mm, on obtient une masse supérieure de 23kg et de plus nous n'avons plus l'alignement (à 10cm près) entre la cassure et la position d'une nervure.

Et pour le cas du pas de 400mm, on obtiendrait une masse inférieure de 12kg. Cependant nous n'aurions plus l'alignement entre la cassure et une nervure et on risquerait de ne pas avoir la place d'installer les différents actionneurs.

Pas de nervure: 400mm



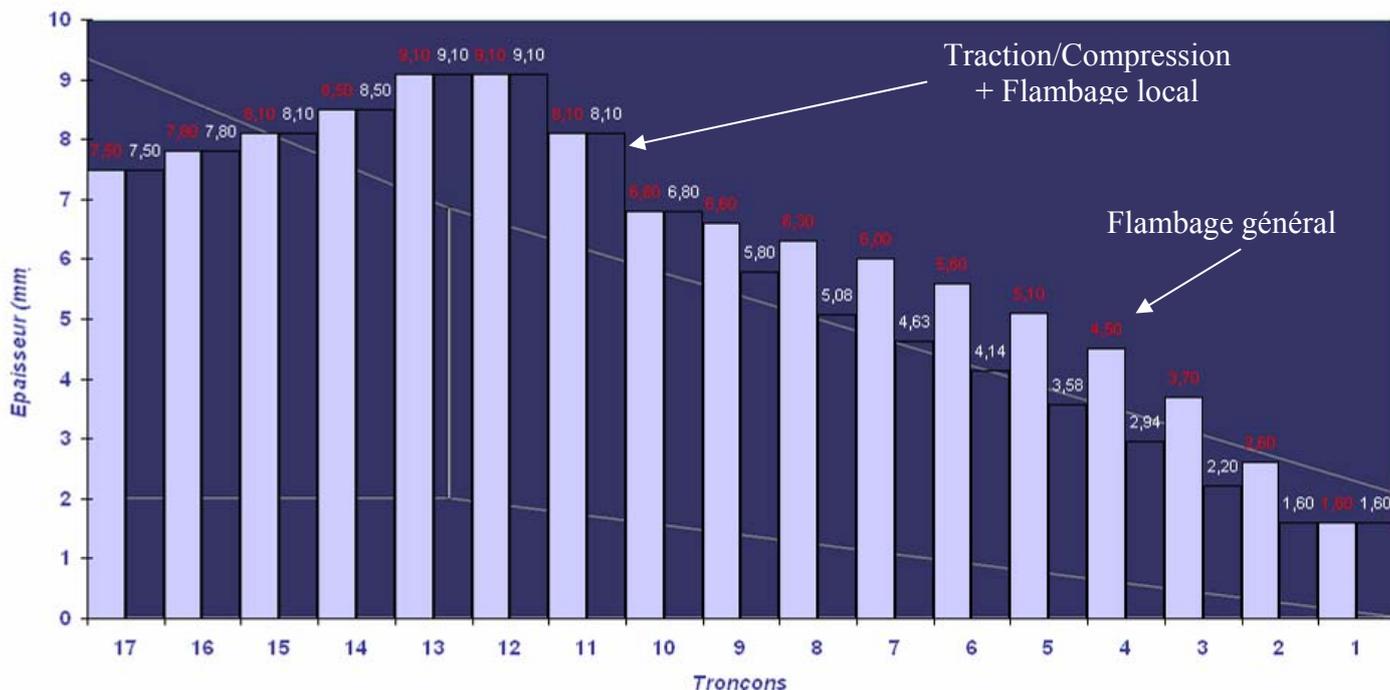
Pas de nervure: 600mm



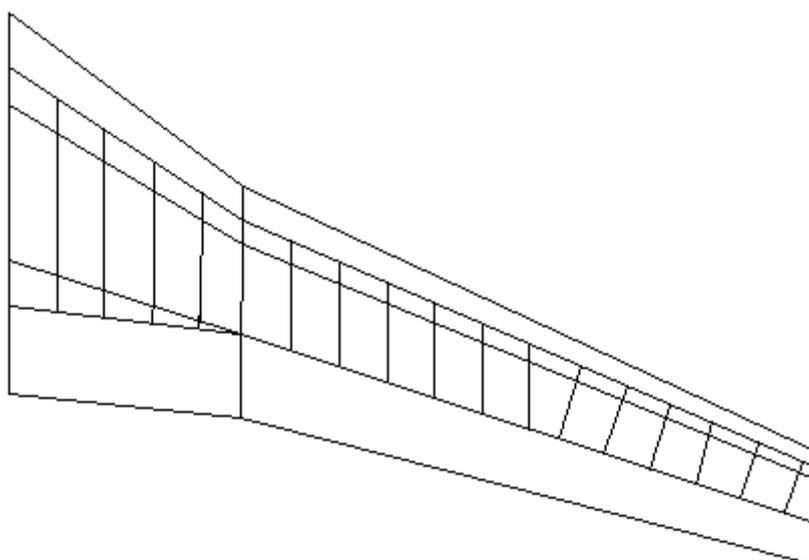
On retrouve alors l'épaisseur finale et optimale pour les tenues en traction compression, flambage local en compression et flambage général en fonction du pas des raidisseurs et du pas des nervures choisis :

Variation de l'épaisseur pour la tenue au flambage général

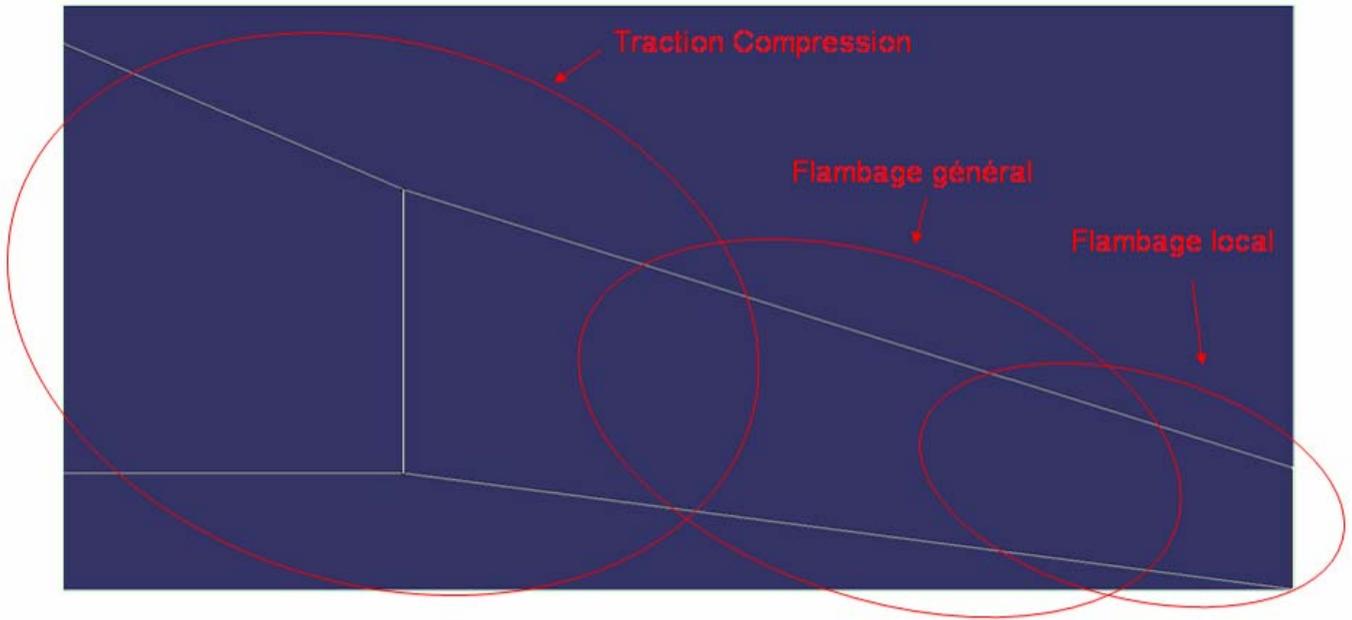
$P_{nerv} = 500 \text{ mm}$



Pas de nervure: 500mm



c. Zone d'influence des cas dimensionnant



3. Bilan de Masse

Nous allons dans cette partie exposer l'évolution du bilans de masse suivant les différents cas de charge.

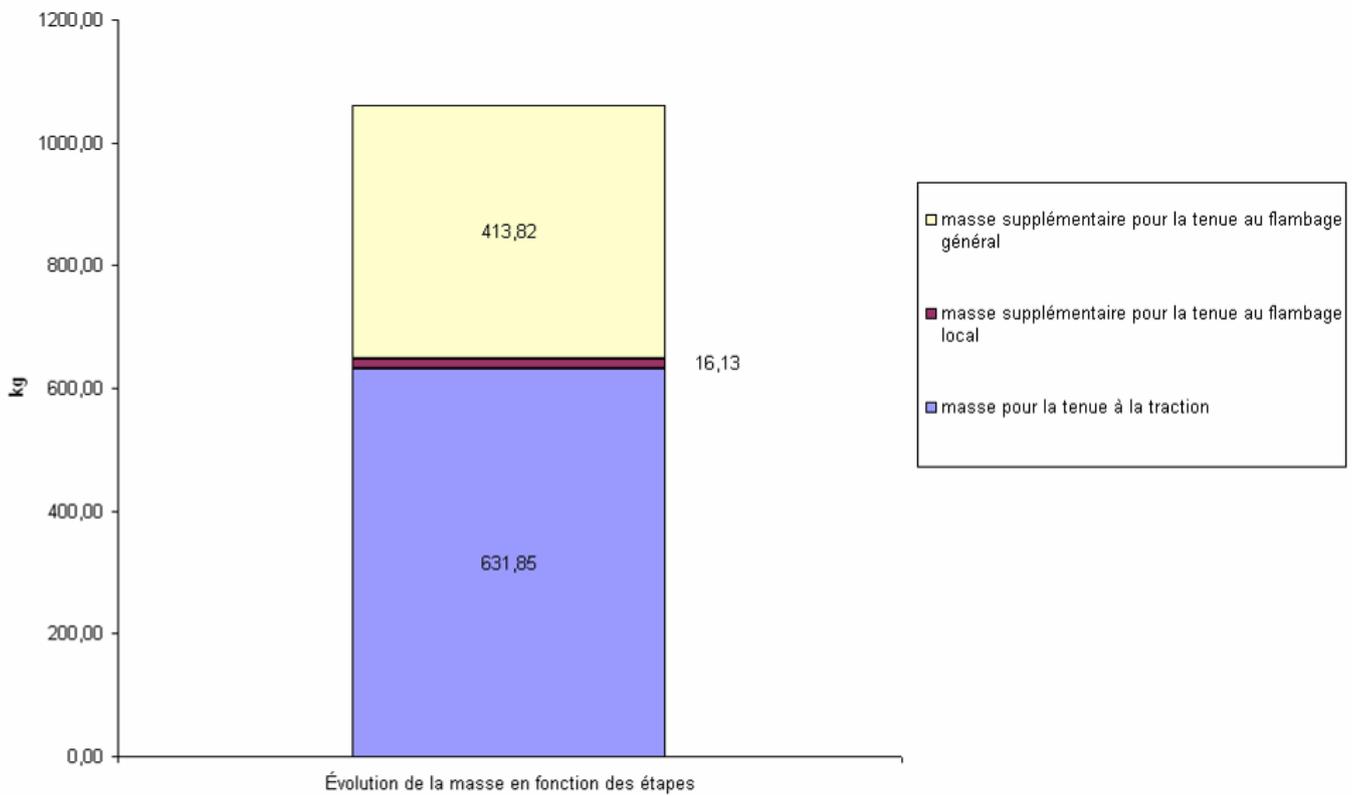
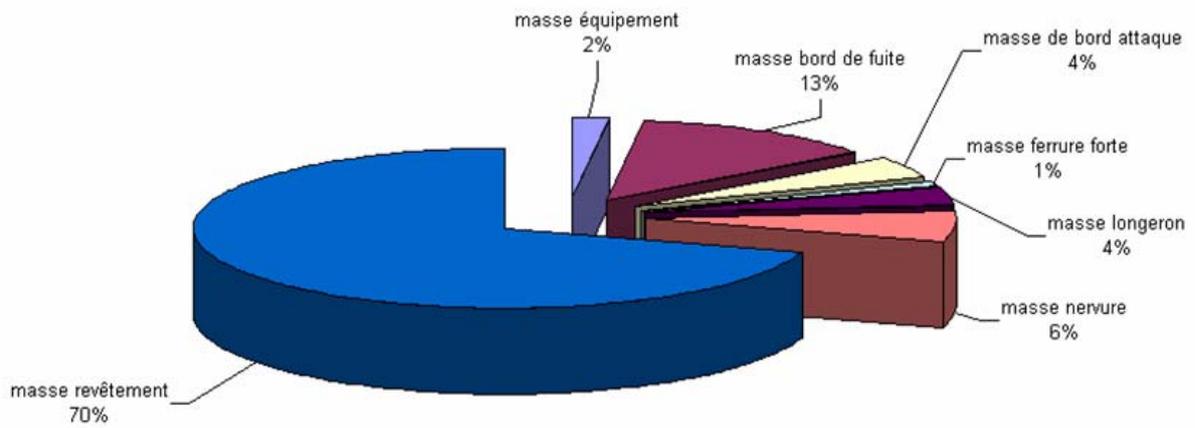
Nous avons déterminé les masses de revêtement pour la tenue à la traction/compression, au flambage local en compression et selon le pas des raidisseurs, et nous exposons ci-dessous le bilan le plus favorable à notre étude :

masse équipement	20,00	kg
masse bord de fuite	132,34	kg
masse de bord attaque	42,54	kg
masse ferrure forte	12,00	kg
masse longeron	37,00	kg
masse nervure	64,15	kg
masse ferrure faible	2,50	kg
masse revêtement	730,46	kg

En tenant compte des masses uniformément réparties de 2% sur la masse totale (peinture, produits d'étanchéités...) pour la demi voilure de l'avion nous obtenons totale :

$$\mathbf{M^{1/2} voilure = 1062 Kg}$$

Répartition de Masse

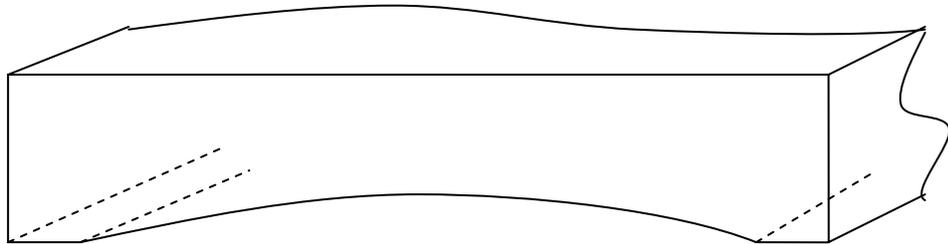


4. Analyse des résultats

En ayant pris en compte tout les cas dimensionnant, on passe d'une masse de 632kg à une masse de 1062kg. Ceci étant, on ne peut pas négliger le fait de prendre en compte le flambage. Ainsi la masse des 2 demi voilures non remplies de carburant (≈ 2 tonnes) représentent l'équivalent de 10% de la MTOW.

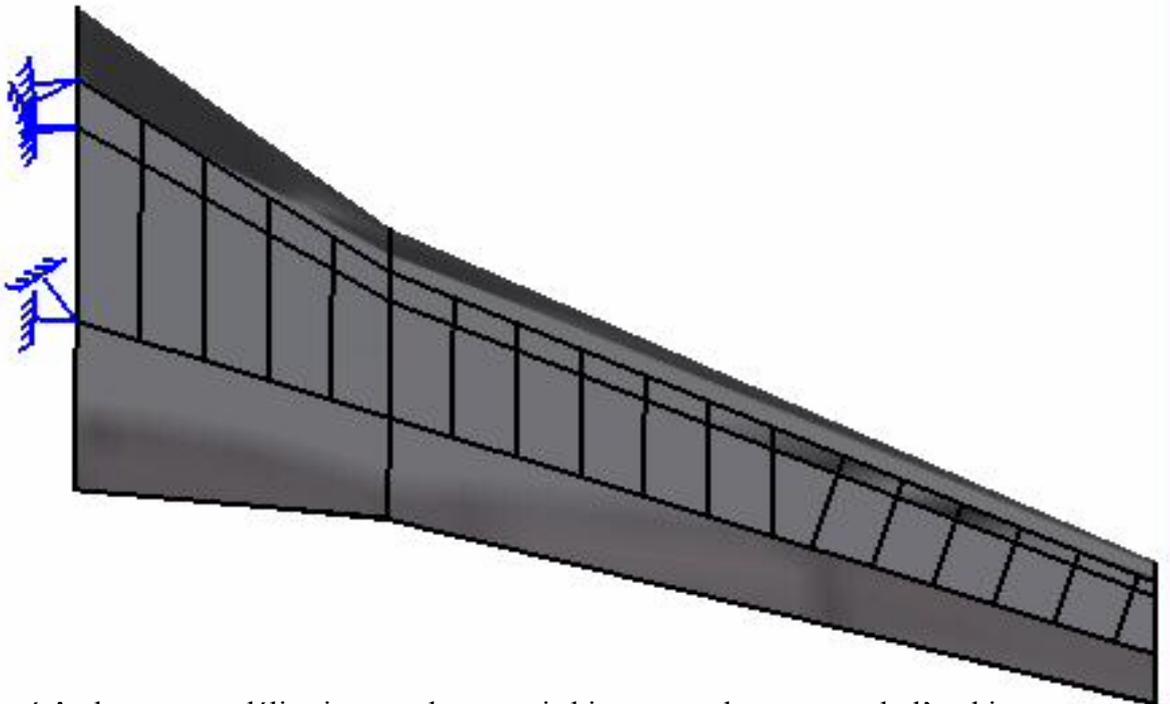
Dans notre cas, le revêtement contribue à hauteur de 70% de la masse totale de la demi voilure.

Nous savons par ailleurs que certain constructeur (ex : Dassault) sont capables de faire de l'électroérosion au centre des panneaux de revêtement, lieu où les contraintes sont les plus faibles. Ils optimisent ainsi encore mieux la masse.



5. Validation CATIA

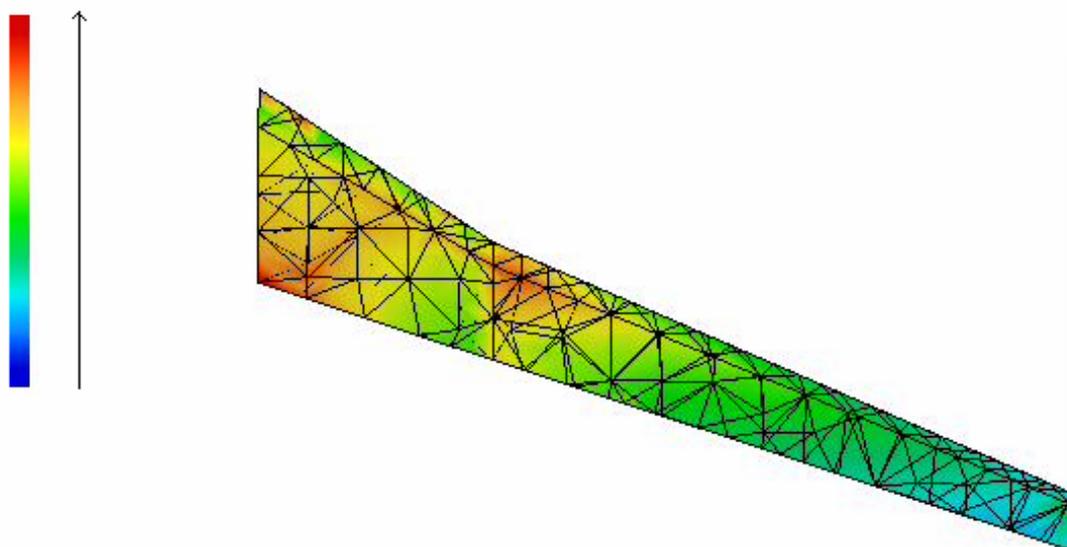
Après avoir modélisé l'aile sous CATIA, de la façon la plus réaliste en terme de distance et de proportionnalité, nous avons pu obtenir une vue du dessus comme suit :



L'intérêt de cette modélisation est de pouvoir bien se rendre compte de l'architecture du caisson et aussi de pouvoir « sentir » si celle-ci est possible.

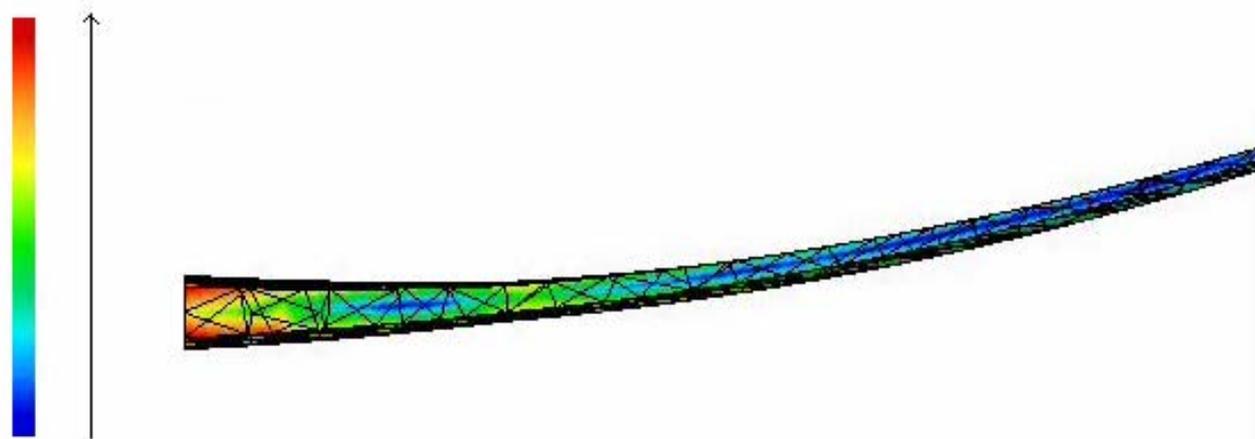
De plus, nous avons pu appliquer, à l'aide de ce même logiciel, les forces de portance réparties sur toute la surface de l'aile. Des encastremets ont été préalablement configurés à l'emplanture de l'aile comme peut le montrer la 2D ci-dessus.

La méthode des éléments finis suivant le critère de Von Mises nous a permis d'obtenir une visualisation des efforts dans le caisson. Celle-ci nous permet de corréler avec les résultats obtenus par le calcul théorique.



Nous pouvons remarquer que les efforts les plus importants sont concentrés en deux zones bien définies qui sont l'emplanture et la cassure.

Ceci est d'autant plus remarquable si l'on visualise la déformée avec représentation des efforts.



IV. Conclusion

Cette étude de cas réel a pour objectif de réaliser l'étude et le dimensionnement de la structure du profil de voilure d'un CL604. Le dimensionnement porte sur l'épaisseur de revêtement, le pas des raidisseurs et le pas des nervures. Or seul le pas de nervure pouvait être corrélés avec la réalité. Cependant avec le calcul de la masse totale nous avons pu valider les ordres de grandeurs. Ainsi l'aile est totalement définie sur chaque tronçon et chaque paramètre est optimisé afin que la structure puisse résister à une rafale de Pratt. Les limites de cette étude sont données par les approximations faites et les différents paramètres non pris en compte. En effet la masse de la voilure n'est pas considérée à son centre de gravité mais est ramenée au centre de gravité de l'avion. Ainsi l'aile ne dispose pas de son propre délestage massique. De plus la quantité de carburant contenue dans les ailes n'est pas considérée, paramètre qui ferait intervenir un délestage massique supplémentaire. Par conséquent il est très probable que la masse de la voilure réelle soit inférieure à 1 tonnes. Mais cette approche permet d'obtenir de très bon résultat préliminaire.