

<u>NOTICE</u> <u>TECHNIQUE</u>	N° : 03	Date : 15/10/09	Révisée le :
-----------------------------------	---------	-----------------	--------------

MODIFICATION DE LA STRUCTURE DU FUSELAGE DE L'ORION G 802

A.T.A.

(Traduction de l'Espagnol)

INTRODUCTION: La présente étude a été réalisée par l'ingénieur aéronautique D. Daniel Sanchez Espinosa (Colegiado n°2866), avec la collaboration du constructeur d'avions et pilote d'essais D. Jeffrey A. Weesner, et de l'ingénieur en mécanique et constructeur d'avions D. Paul E. Savage.

Dans cette étude de la structure du fuselage de l'Orion, il a été tenu compte des conditions de charge contraignantes qui peuvent apparaître en vol. Ce qui a permis de mettre en évidence que le fuselage peut devenir excessivement élastique, dans des conditions extrêmes, ce qui est particulièrement critique dans la partie postérieure, avec tous les éléments moteur (moteur, arbre de transmission et hélice) installés dans cette zone.

Afin d'augmenter la rigidité du fuselage, il a été conçu une structure intérieure en mousse de haute densité, résine époxy et fibre de carbone, qui se substitue complètement au renfort original (plus flexible) de fibre de verre et résine polyester.

HISTORIQUE : En juin 1992, le professeur Georges Reynaud de l'Institut National Polytechnique de Grenoble (INPG), réalisa une étude théorique de la partie postérieure du fuselage de l'Orion qui révéla des déformations intolérables en conditions extrêmes de charge.

Ce résultat fut corroboré par la suite sur un banc d'essai construit par l' INPG qui appliqua des charges sur la surface de la queue selon la norme FAR 23. Ainsi, il se servit de ce banc pour étudier la réponse de la structure, à la poussée de l'hélice, et au couple gyroscopique.

Le résultat de cette étude, fut la conception d'un renfort en fibre de verre et carbone mis uniquement sur la partie postérieure, en conservant le renfort original dans tout le fuselage.

Il existe aussi, une version de l'Orion nommée DG-87 Goéland, qui est constituée de la cellule de base de l'Orion, à laquelle on a ajouté une structure réticulée de tubes d'acier. Les principaux inconvénients de ce système, sont l'augmentation de poids, et la difficulté pour réaliser une installation adéquate.(union avec la cellule dans des zones ponctuelles, matériaux très différents etc...)

HYPOTHESE DE CALCUL : Les calculs seront uniquement statiques, et on postulera que la structure du fuselage est fixée en son centre de gravité .

Cette hypothèse est très conservatrice, car la possibilité de mouvement de l'avion en vol, soulagera notablement les efforts sur la structure.

On supposera que le revêtement du fuselage (2 mm d'épaisseur de fibre de verre et résine polyester) réagit uniquement en effet de torsion (et de section) mais pas en flexion.

Ces hypothèses sont conservatrices , ce qui permet de compter sur une large marge de sécurité.

On utilisera le système de référence suivant: (figure 1)

DETERMINATIONS GEOMETRIQUE : A partir de maintenant, nous appellerons partie avant du Fuselage, celle comprise entre le nez de l'avion et le centre de gravité de celui-ci situé très approximativement dans la cloison qui sépare la cabine du compartiment moteur (cloison pare-feu) . Nous appellerons partie arrière, le reste.

Les surfaces des empenages fixes horizontal (h), vertical supérieur (v1) et inférieur (v2) de même que les gouvernes de profondeur (e) et de direction (r), sont les suivantes :

$$S_h = 3,05 \text{ m}^2 \quad S_e = 1,17 \text{ m}^2$$

$$S_{v1} = 1,07 \text{ m}^2 \quad S_{v2} = 0,19 \text{ m}^2 \quad S_{r1} = 0,33 \text{ m}^2 \quad S_{r2} = 0,09 \text{ m}^2$$

Les relations entre les cordes des gouvernes, et des empenages fixes sont :

$$\frac{C_e}{C_h} = 0,38 \quad \frac{C_{r1}}{C_{v1}} = 0,38 \quad \frac{C_{r2}}{C_{v2}} = 0,30$$

La corde moyenne aérodynamique (CMA) des différents stabilisateurs peut se calculer par la formule suivante :

$$CMA = \frac{2}{3} \cdot C_R \cdot \frac{1 + l + l^2}{1 + l}$$

C_R étant la corde à l'emplanture

On obtient :

$l_h = 0,52$	$CMA_h = 1,18\text{m}$	$y_{CMAh} = 0,74 \text{ m}$
$l_{v1} = 0,50$	$CMA_{v1} = 1,26\text{m}$	$y_{CMAv1} = 0,39\text{m}$
$l_{v2} = 0,00$	$CMA_{v2} = 1,20\text{m}$	$y_{CMAv2} = 0,05\text{m}$

y_{CMA} étant la distance entre l'emplanture du stabilisateur et la CMA.

CALCUL DES FORCES MAXIMALES SUR LES EMPENNAGES: La portance des surfaces des empenages est donnée par

la formule :

$$L = \frac{1}{2} \cdot r \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

Les efforts de **résistance** seront d'un ordre de grandeur inférieur, c'est pourquoi, on ne les prendra pas en compte en première approximation.

Selon Roskam (ref. 1), à partir de la géométrie des surfaces, et des angles de braquages max des gouvernes, on estimera le coefficient de portance max des empenages aux valeurs suivantes :

$$C_{Lmaxh} = 2,1 \quad C_{Lmaxv} = 2,0$$

En ce qui concerne la densité de l'air r , on choisira le cas le plus critique (au niveau de la mer)

$$r_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

La valeur à utiliser pour la vitesse, sera celle qui correspond à la vitesse de manœuvre, qui selon la norme FAR 23, s'élève à :

$$V_A = V_{S1} \cdot \sqrt{N_{lim}}$$

Où : $V_{S1} = 98 \text{ km/h} \Rightarrow 27,2 \text{ m/s}$ (Vitesse de décrochage en configuration lisse)
 et $n_{lim} = 4,40$ (Facteur de charge limite selon la norme FAR 23)

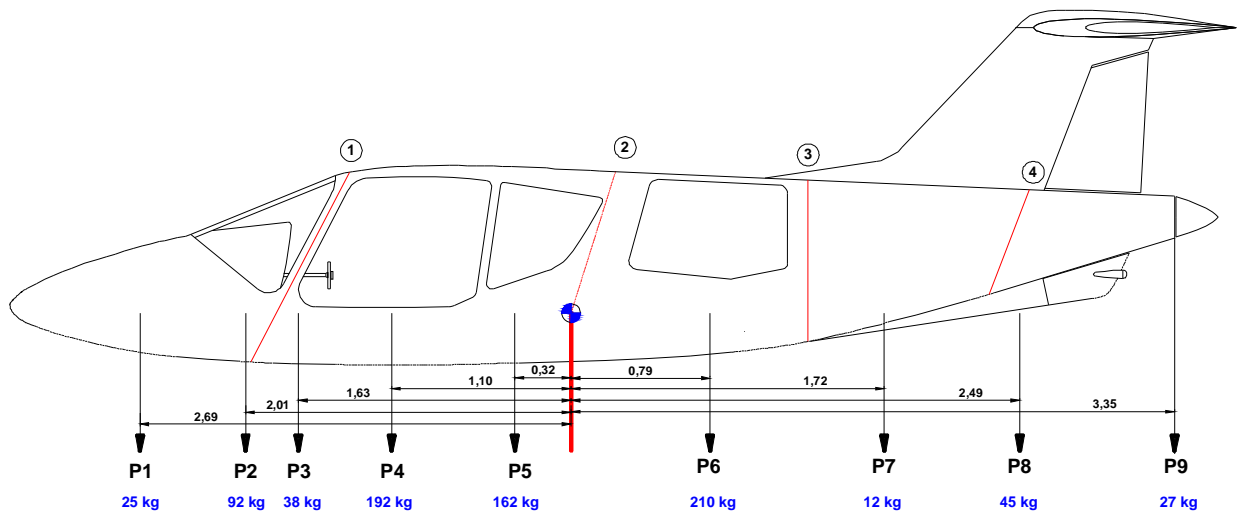
D'où le résultat suivant :

$$V_A = 206 \text{ km/h} = 57 \text{ m/s}$$

Par conséquent, la portance maximale, que produiront les empennages sera la suivante :

$L_h = 12\ 746 \text{ N}$
$L_v = 5\ 014 \text{ N}$
$L_{v1} = 4\ 258 \text{ N}$
$L_{v2} = 756 \text{ N}$

REPARTITION DES POIDS SUR LE FUSELAGE : Le poids du fuselage complet, peut être déterminé de la manière suivante



Soit :

- P1 = Poids de la batterie + équipement électrique.....25 kg
- P2 = Poids de la structure + train avant + bagages92 kg
- P3 = Poids du tableau de bord (instruments ...)38 kg
- P4 = Poids de l'équipage + structure.....192 kg
- P5 = Poids des 2 passagers + structure.....162 kg
- P6 = Poids du moteur + 1/2transmission + structure..... 201 kg
- P7 = Poids de la structure12 kg
- P8 = Poids de la structure.....45 kg
- P9 = Poids ½ transmission + hélice + structure.....27 kg

TOTAL: **794 kg**

On étudiera les efforts sur les couples ①, ②, ③ et ④.

CHARGES SUR LA PARTIE AVANT DU FUSELAGE : Les charges les plus importantes seront celles engendrées par le poids.

Si on nomme n le facteur de charge, le moment du poids de la partie avant du fuselage, en rapport avec le couple 1, et le centre de gravité (couple 2) seront respectivement :

$$M_{AZ1} = n \cdot (25 \cdot 1,59 + 92 \cdot 0,91 + 38 \cdot 0,53) = n \cdot 143,6 \text{ kg.m} = n \cdot 1436 \text{ N.m}$$

$$M_{AZ2} = n \cdot (25 \cdot 2,69 + 92 \cdot 2,01 + 38 \cdot 1,63 + 192 \cdot 1,10 + 162 \cdot 0,32) = n \cdot 5770 \text{ N.m}$$

$$M_{Az1} = n \cdot 1436 \text{ Nm}$$

$$M_{Az2} = n \cdot 5770 \text{ Nm}$$

Pour le facteur de charge limite, ($n = 4,4$) on obtient :

$$M_{Az1\max} = 6320 \text{ Nm}$$

$$M_{Az2\max} = 25388 \text{ Nm}$$

DIMENSIONNEMENT DE L'AVANT DU FUSELAGE : Les efforts les plus importants sur cette section, seront ceux de flexion dans le plan vertical, engendrés par les accélérations de l'avion dans cette direction.

On fera l'hypothèse suivante de la section avant de la structure : une couche de 2 mm d'épaisseur de fibre de verre et de résine polyester (correspondant à la structure originale) et deux lisses de surface A_L aux parties supérieures et inférieures de la section, en fibre de carbone et résine époxy.

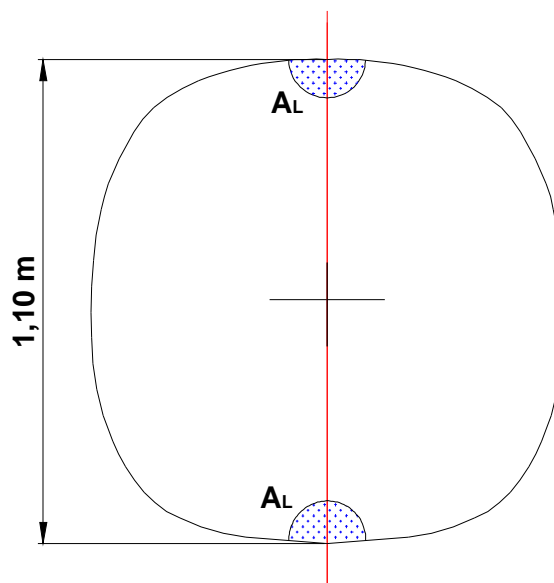


Figure 3

Pour les efforts de flexion de cette section, on aura :

$$S = \frac{M_{A1}}{2 \cdot A_L \cdot y_{L1}} \quad \text{D'où :}$$

$$A_L = \frac{M_{A1}}{2 \cdot S \cdot y_{L1}}$$

Pour le matériau carbone / époxy, on a :

$$S_R \sim 1400 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$$

Nous utiliserons la limite élastique pour la conception, laquelle sera déterminée par la formule suivante :

$$S_y = \frac{S_R}{1,5} = 933 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$$

Par conséquent pour les couples 1 et 2, en remplaçant M_{A1} successivement par 6320 et 25 388 Nm, et y_{L1} par 1,10 m., il vient pour une lisse :

$$\text{Couple 1 : } A_L = \frac{6320}{2 \cdot 933 \cdot 10^6 \cdot 1,1} = 3,07 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2 = 3,07 \text{ mm}^2$$

$$\text{Couple 2 } A_L = \frac{25\,388}{2 \cdot 933 \cdot 10^6 \cdot 1,1} = 12,37 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2 = 12,37 \text{ mm}^2$$

Pour les 2 lisses, on aura :

$$A_{L1} = 6,2 \text{ mm}^2$$

$$A_{L2} = 24,8 \text{ mm}^2$$

CHARGES SUR LA PARTIE ARRIERE DU FUSELAGE : Dans cette zone, nous aurons des efforts de flexion dans le plan vertical en rapport avec le poids, et la portance du stabilisateur horizontal, des efforts de flexion dans le plan horizontal, dus à la portance de l'empennage vertical, et des efforts de torsion selon l'axe du fuselage, dus à la portance de l'empennage vertical, et des efforts de compression selon l'axe du fuselage, dus à la poussée de l'hélice (qui s'exerce sur le fuselage dans la zone d'attache à l'arbre moteur).

1) Moments de FLEXION :

Les moments de flexion maximaux dus aux **forces aérodynamiques** seront respectivement :

1) Dans le plan vertical :

- Pour le couple 2 :

$$M_{Bz2} = L_h \cdot B_L$$

avec L_h = portance max stabilisateur horizontal = 12746 N

B_{L2} = Distance du centre de poussée du stabilisateur horizontal au couple 2 = 2,881 m.

$$M_{Bz2} = 12\,746 \cdot 2,881 = 36\,720 \text{ Nm}$$

- Pour le couple 3 :

B_{L3} = Distance au couple 3 = 1,687

$$M_{Bz3} = 12\,746 \cdot 1,687 = 21\,510 \text{ Nm}$$

2) Dans le plan horizontal :

- Pour le couple 2 :

$$M_{By2} = 5014 \cdot 2,144 = \mathbf{10\ 750\ Nm}$$

Distance du centre de poussée de l'empennage vertical (haut et bas) au couple 2 = 2,144 m

Pour le couple 3 :

$$M_{By3} = 5014 \cdot 0,947 = \mathbf{4750\ Nm}$$

La distance du couple 3 au centre de poussée est de 0,947 m.

Les moments de flexion maximaux dus aux **forces de gravité** (poids) seront respectivement :

Pour le couple 2 :

$$M'_{Bz2} = n \cdot (210,0,73 + 12,1,67 + 45,2,44 + 27,3,40) = n \cdot 3750\ Nm$$

$$M'_{Bz2} = n \cdot 3750\ Nm$$

Pour le couple 3 :

$$M'_{Bz3} = n \cdot (12,0,53 + 45,1,30 + 27,2,26) = n \cdot 1258\ Nm$$

$$M'_{Bz3} = n \cdot 1258\ Nm$$

Avec un facteur de charge limite de 4,4, on trouve :

$$\mathbf{M'_{Bz2} = 16\ 500\ Nm}$$

$$\mathbf{M'_{Bz3} = 5536\ Nm}$$

CAS CRITIQUE : Le cas le plus critique s'obtient lorsque le stabilisateur horizontal est en déportance, qui s'ajoute alors au poids :

Les moments de flexion seront alors :

$$M''_{Bz2} = M_{Bz2} + M'_{Bz2} = 36\ 720 + 16\ 500 = 53\ 220\ Nm$$

$$M''_{Bz3} = M_{Bz3} + M'_{Bz3} = 21\ 510 + 5536 = 27\ 046\ Nm$$

Les moments de flexion dans le plan horizontal seront les mêmes , on aura ainsi :

Moments de flexion:

$$\mathbf{M''_{Bz2} = 53\ 220\ Nm}$$

$$\mathbf{M''_{Bz3} = 27\ 046\ Nm}$$

$$\mathbf{M_{By2} = 10\ 750\ Nm}$$

$$\mathbf{M_{By3} = 4750\ Nm}$$

2) Moments de TORSION : Les charges de torsion dues à la portance de l'empennage vertical, résultent de la différence entre la portance de la partie supérieure de la dérive ($L_{v1} = 4258\ N$), et la portance de la sous-dérive ($L_{v2} = 756\ N$) soit **3502 N**

Cette force appliquée au centre de poussée de la dérive supérieure créé un moment de torsion appliqué

- Sur le couple 2 de : $M_{Bx2} = 3502 \cdot 0,954m = 3340\ Nm$. (distance du centre de poussée de la dérive à l'axe du couple 2 = 0,954m)

- Sur le couple 3 de : $M_{Bx3} = 3502 \cdot 0,854m = 2990 \text{ Nm}$ (distance du centre de poussée de la dérive à l'axe du couple 3 = 0,854)
- Sur le couple 4 de : $M_{Bx4} = 3502 \cdot 0,708m = 2480 \text{ Nm}$ (distance du centre de poussée de la dérive à l'axe du couple 4 = 0,708)

$M_{Bx2} = 3340 \text{ Nm}$ $M_{Bx3} = 2990 \text{ Nm}$ $M_{Bx4} = 2480 \text{ Nm}$

3) Charges de COMPRESSION : Les charges de compression maximales dues à la poussée d'une hélice à pas fixe se calcule par la formule suivante :

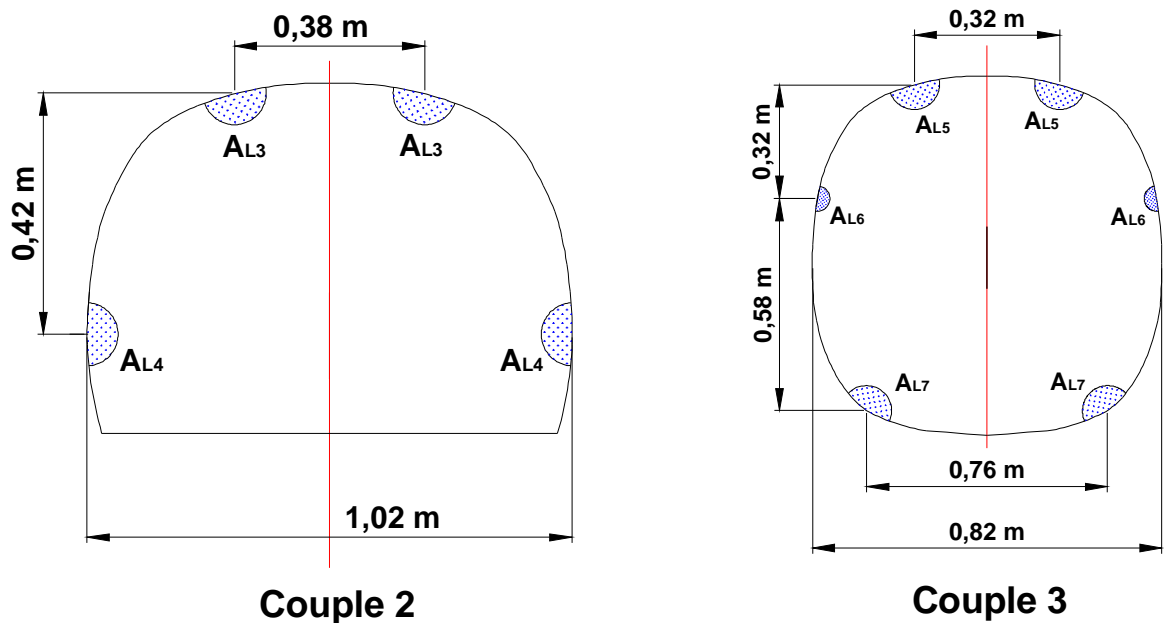
$F_{tmax} = h_p \cdot \frac{P}{V}$	avec P = 85% de la puissance max du moteur, soit :
	$P = 0,85 \cdot 180 \cdot 0,736 = 114 \text{ kw}$ ($h_p = 0,85$)
	$V = V_{max} / 2 = 42 \text{ m/s}$.

$$F_{tmax} = \frac{0,85 \cdot 114 \text{ 000}}{42} = 2307 \text{ N}$$

$F_{tmax} = 2307 \text{ N}$.

DIMENSIONNEMENT DE L'ARRIERE DU FUSELAGE : On fera les représentations suivantes de la section du fuselage (couples) :

- Une peau de 2 mm d'épaisseur de stratifié (fibre de verre + résine polyester) correspondant à la structure d'origine.
- Plusieurs longerons (lisses) en stratifié : fibre de carbone et résine époxy.



EFFORTS DE FLEXION : La contrainte de flexion dans ces sections est donnée par la formule :

$S = \frac{M_{A1}}{2 \cdot A_L \cdot y_{L1}}$

d'où l'on tire :

$$A_L = \frac{M_{A1}}{2 \cdot S \cdot y_{L1}}$$

En utilisant la limite élastique du stratifié carbone/époxy, pour le calcul:

$$S_y = S_R / 1,5 = 1400 \cdot 10^6 / 1,5 = 933 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$$

On en déduit les sections des lisses de renfort pour les efforts de flexion :

$$\begin{aligned} A_{L3} &= 72,7 \text{ mm}^2 \\ A_{L4} &= 72,7 \text{ mm}^2 \\ A_{L5} &= 16,1 \text{ mm}^2 \\ A_{L6} &= 1,3 \text{ mm}^2 \\ A_{L7} &= 16,1 \text{ mm}^2 \end{aligned}$$

EFFORTS DE TORSION: Pour les couples 3 et 4, la peau extérieure se comporte comme un tube fermé en fibre de verre et résine polyester. Nous supposons que le **mode d'évaluation est à la limite élastique** : ($t_y = t_R/1,5$ soit $t_y = 400 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$) ou **par contrainte de délaminage** ($t' = 45 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$)

Les efforts de torsion dans ces sections seront :

$$t = \frac{T}{2 \cdot A \cdot t} \quad \text{d'où} \quad t = \frac{T}{2 \cdot A \cdot t}$$

Les surfaces des sections dans les couples 3 et 4 sont les suivantes :

$$A_3 = 0,738 \text{ m}^2$$

$$A_4 = 0,375 \text{ m}^2$$

Il en résulte les épaisseurs suivantes pour le revêtement :

$$\begin{aligned} t_{3y} &= 6,75 \text{ mm}^2 \\ t_{3'} &= 90,0 \text{ mm}^2 \\ t_{4y} &= 11,0 \text{ mm}^2 \\ t_{4'} &= 147,0 \text{ mm}^2 \end{aligned}$$

Le revêtement initial présente les dimensions suivantes :

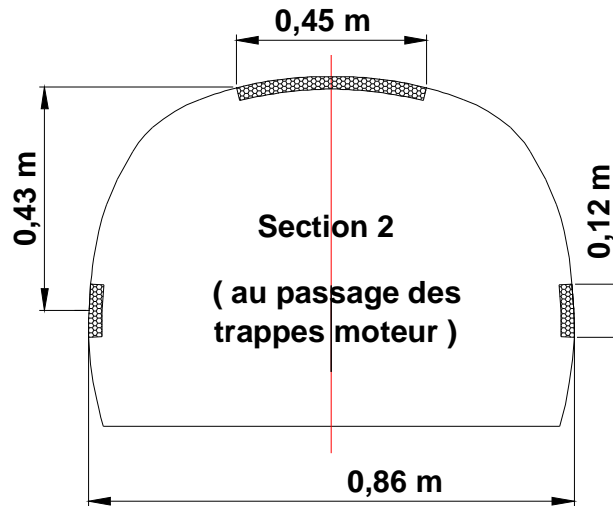
$$t_3 = 6090 \text{ mm}^2$$

$$t_4 = 4341 \text{ mm}^2$$

par conséquent, dans ces sections, l'effort de torsion est absorbé parfaitement par la peau d'origine.

En revanche, pour le couple 2, le revêtement est formé par 3 plis étroits, car dans cette zone, on trouve les trappes d'accès moteur (non renforcées) et la partie inférieure évidée, pour encastrier l'aile et laisser le passage au train d'atterrissage.

Le schéma suivant précise la structure proposée : 3 plis de fibres de carbone et résine époxy avec les fils à 45°.



Pour ce couple, on aura les valeurs suivantes :

Moment de torsion : $T = 2\,990 \text{ N.m}$

Effort correspondant : $F = \frac{2990}{0,43} = 6\,953 \text{ N}$

Flux associé : $q = 10\,077 \text{ N/m}$

Contrainte correspondante (en fonction de l'épaisseur t) : $\mathbf{t} = \frac{F}{(t \cdot h)} = 10\,077 / t \text{ N/m}^2$

La force critique de gauchissement, en fonction du matériau (verre ou carbone) et des conditions de liaison des plis (appliqués ou encastrés) et, en tenant compte de la géométrie des plis, cette force prend les valeurs suivantes :

Fibre de verre/appliquée : $\mathbf{t}_{cr2va} = 1.035.10^{12} \cdot t^2 \text{ N/m}^2$

Fibre de verre/ encastrée : $\mathbf{t}_{cr2ve} = 1.679.10^{12} \cdot t^2 \text{ N/m}^2$

Fibre de carbone appliquée : $\mathbf{t}_{cr2ca} = 6.000.10^{12} \cdot t^2 \text{ N/m}^2$

Fibre de carbone encastrée : $\mathbf{t}_{cr2ce} = 9.721.10^{12} \cdot t^2 \text{ N/m}^2$

On peut remarquer que la structure d'origine peut se déformer dans les conditions critiques. On étudiera ensuite ces couches de tissus, en supposant comme mode de défaillance, une déformation en tension diagonale. On fera l'hypothèse que l'angle de tension diagonale est de 45° et que l'effort de défaillance est celui correspondant à la limite élastique.

Sous ces conditions, l'épaisseur des couches de stratifié devra être de :

Fibre de verre : $t_{2v} = 0,040 \text{ mm}$

Fibre de carbone : $t_{2c} = 0,022 \text{ mm}$

ce qui est très faible.

On voit que les couches de tissus sont loin de céder par déformation sous tension diagonale.

EFFORTS DE COMPRESSION: On supposera que la compression liée à la propulsion de l'hélice, provoque dans les lisses du fuselage uniquement des forces normales à leur section :

$$S = F_t / A_{\text{total}}$$

Pour la force correspondant à la limite élastique, il en résulte une section totale de lisses nécessaire de:

$A_{\text{total}} = 2,57 \text{ mm}^2$
--

Cette surface répartie entre 4 lisses, représente un ordre de grandeur largement inférieur à celui obtenu pour la flexion.

CONCLUSION : Selon les résultats antérieurs, on pourra substituer le renforcement d'origine par celui représenté sur les différentes figures, ainsi se verront résolus en grande partie, les problèmes de flexibilité du fuselage.

On utilisera de la fibre de carbone unidirectionnelle (par exemple Spruce 3K) pour les lisses, et de la fibre de carbone bi-directionnelle (par exemple Spruce 3K), avec les fibres à 45°, pour les tissus travaillant en torsion, pour les parties courbes, et pour fixer les lisses à la peau extérieure.

On utilisera de la mousse haute densité, pour créer des structures sandwich entre les couches de carbone et la peau du fuselage. On augmentera ainsi la rigidité et la stabilité du renforcement.

De plus, sur toutes les lisses, on mettra une couche de carbone bi-directionnelle, pour assurer une adhésion correcte à la peau du fuselage.

Pour compléter le renfort de la structure, on disposera des raidisseurs dans la partie du fuselage où sont situées les portes , fenêtres, et trappes moteur, le long de tout le fuselage.

Les raidisseurs seront constitués d'éléments de mousse, avec 2 ou 3 couches (selon leur épaisseur) de tissus carbone bi-directionnel par-dessus.

Pour les couples, on utilisera du contre-plaqué aéronautique de haute densité, ou bien une structure sandwich de panneau en nid d'abeille type Nomex, et seront fixés à l'ancienne peau par 2 couches de tissus carbone sur chaque face. Leur position sur le fuselage est indiquée sur la figure 1.

L' installation des éléments structuraux sera réalisée sous vide, qui garantit l'absence totale de bulles d'air, dans le stratifié, et dans les conditions de température et d'humidité adéquates, pour assurer une polymérisation correcte de la résine. Les éléments devront être installés par du personnel hautement qualifié et expérimenté dans la construction de matériaux composites.

M. Suire