Association Aéronautique et Astronautique de France

COLLOQUE MATERIAUX, STRUCTURES et AVIATION LEGERE

PARIS - LA DEFENSE - NOVEMBRE 1988

CONCEPTION DE STRUCTURES EN COMPOSITE BOIS - CARBONE

par Jean-Marie KLINKA

Ecole Nationale Supérieure d'Ingénieurs
de Constructions Aéronautiques

TABLE DES MATIERES

Résumé

Liste des symboles

		Pages
I	- INTRODUCTION	1
II	- CONCEPTION D'UN LONGERON DE VOILURE EN COMPOSITE BOIS-CARBONE	3
III	- METHODE DE CALCUL	6
IV	- ESSAI STATIQUE D'UN LONGERON	12
V	- COMPARAISON LONGERON BOIS-LONGERON COMPOSITE	17
VI	- CONCLUSION ET DEVELOPPEMENT FUTURS	19
VII	- BIBLIOGRAPHIE	20

Association **A**éronautique et **A**stronautique de **F**rance
80,rue Lauriston _ 75116 Paris

Colloque Matériaux,Structures et Aviation Légère
Paris - La Défense - 22 Novembre 1988

CONCEPTION DE STRUCTURES EN COMPOSITE BOIS -CARBONE

par Jean-Marie KLINKA -Chef du département Mécanique de
L'**E**cole **N**ationale **S**upérieure d'**I**ngénieurs de **C**onstructions **A**éronautiques
49,Avenue Léon Blum - 31056 Toulouse cedex

Les essais mécaniques relatifs à cette étude ont été réalisés au Laboratoire de Mécanique de l'ENSICA et aux laboratoires du Groupe "Matériaux" et du Groupe "Structures" du Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse

Résumé

Cette étude a pour but de montrer l'intérêt technique de l'introduction du matériau composite carbone-époxy dans la conception de structures bois classiques d'avion léger

Sur un exemple de longeron principal de voilure à semelles en épicéa (Spruce), l'auteur propose à partir de quelques considérations et de méthodes de calcul de résistance des matériaux simples, de remplacer les éléments bois travaillant en traction-compression par du composite carbone-époxy pultrudé unidirectionnel. Des essais statiques de longerons des deux types (classique et composite) valident les résultats de calcul et la conception technologique de l'ensemble (collages etc...).Les gains estimés sur la masse du longeron (et en conséquence sur le moment d'inertie en roulis d'une aile) permettent d'envisager favorablement la poursuite de cette étude.

Liste des symboles

Rt	Résistance à la rupture en traction (MPa)
Rc	Résistance à la rupture en compression (MPa)
E	Module d'élasticité longitudinal (MPa)
d	Densité du matériau
A	Allongement à rupture (%)
λ	Allongement relatif d'une fibre
M/Mf	Moment de flexion (m.N)
N	Effort normal (N)
H	Hauteur longeron
V	Distance fibre neutre - fibre intrados (tendue)
k	Rapport Rt/Rc
B	Largeur des semelles
R	Rayon de courbure de la fibre neutre
U	Epaisseur "plastifiée"

I - INTRODUCTION

L'industrie de l'aviation légère française s'appuie essentiellement, en1988, sur deux types de technologie : construction métallique (SOCATA) et construction bois (Avions Robin et Avions Mudry). La construction des planeurs a, par nécessité (aérodynamique) évolué vers des techniques de fabrication plus récentes : matériaux composites à base de fibres de verre et de résines (CENTRAIR, ISSOIRE AVIATION). Les constructeurs amateurs d'avions ou de planeurs utilisent totalement ou partiellement ces trois composantes.

D'un point de vue technique et économique, les avantages et inconvénients de ces modes de construction sont connus.

Ainsi, la construction bois, qui nécessite peu d'investissements en outillage, est bien adaptée aux petites séries d'avions vendus cette décennie. Ses caractéristiques mécaniques spécifiques placent le bois au même niveau que le duralumin : voir tableau page 2.

Ce tableau fait apparaître un écart important entre les caractéristiques mécaniques spécifiques du composite carbone d'une part et des trois matériaux "classiques" d'autre part : il les domine très largement en ce qui concerne la résistance spécifique à la rupture ou le module d'élasticité longitudinal spécifique.

Cette étude propose d'intégrer de manière très sélective (prix de revient) du composite carbone dans une structure bois afin de diminuer la masse de ses éléments fortement chargés sans changer fondamentalement la technologie de fabrication de ces structures.

A ce stade de l'avant-projet on peut espérer, par de simples considérations d'allongement pour cent à rupture, (0,7% pour le bois, 1,3% pour le carbone) que ces deux matériaux s'associeront lors des déformations, sous charge, dans de bonnes conditions. Ce ne serait peut-être pas le cas du verre qui, malgré sa résistance spécifique 3 fois supérieure à celle du bois, s'allonge 3 fois plus au moment de la rupture. L'exposé qui suit propose une solution.

TABLEAU DES CARACTERISTIQUES MECANIQUES

DE QUELQUES MATERIAUX AERONAUTIQUES

		Spruce	Carbone/Epoxy*	Verre/Epoxy*	Duralumin
- Rupture Traction	Rt	74	1650	1080	450
- Rupture compression	Rc	35	810	920	450
- Module longitudinal	El	10000	130000	51100	70000
- Densité	d	0,45	1,5	2	2,8
- Allongement** à rupture	A%	0,7	1,3	2.1	non comparable (plastification)
- Résistance spécifique	Rt/d	164	1100	540	160
- Module spécifique	E/d	22.10^3	86.10^3	25.10^3	25.10^3

* Résultats d'essais sur éprouvettes pultrudées de fibres unidirectionnelles.

** Il s'agit de l'allongement pour cent à rupture en traction. Celui du duralumin présente une plastification importante : il n'est pas pris en considération dans cette étude.

Unités : MPa

Erratum : module spécifique

lire : 22.10^3 ect..

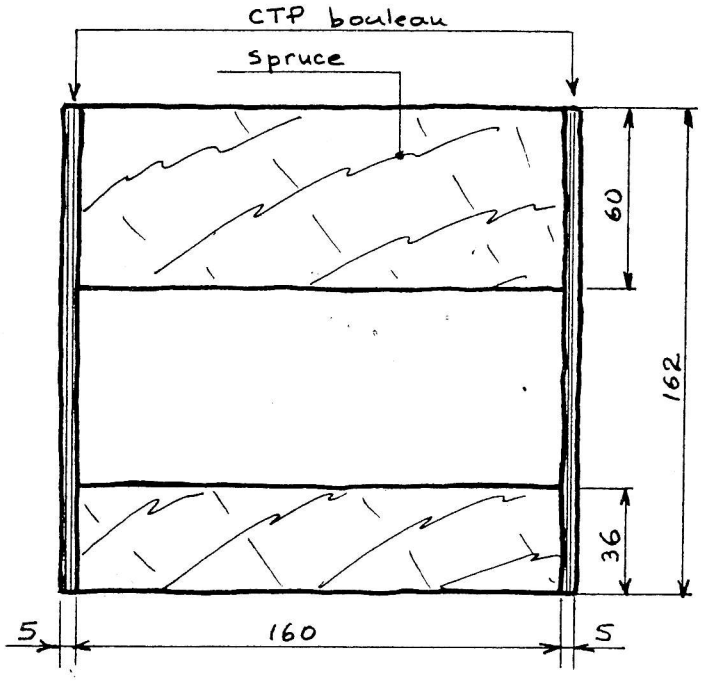
II - CONCEPTION D'UN LONGERON DE VOILURE EN COMPOSITE BOIS - CARBONE

1 - Solution bois : cas du longeron à deux semelles optimisées pour des facteurs de charge dissymétriques.

1.1 - Principe

On considère que, lorsque le longeron (poutre) est soumis à un moment de flexion plane, les semelles, en spruce, travaillent en traction et compression et que l'effort tranchant est repris par deux âmes en contreplaqué soumises à du cisaillement.

1.2 - Exemple



Dans l'exemple retenu (Avion CAP 10) le longeron optimisé à + 6g et- 4,5g à charge limite peut subir un moment de flexion (charge 1) de 26 000 m.N soit à charge extrême (charge 1,5) un moment de 39 000 m.N

2 - Solution bois-carbone

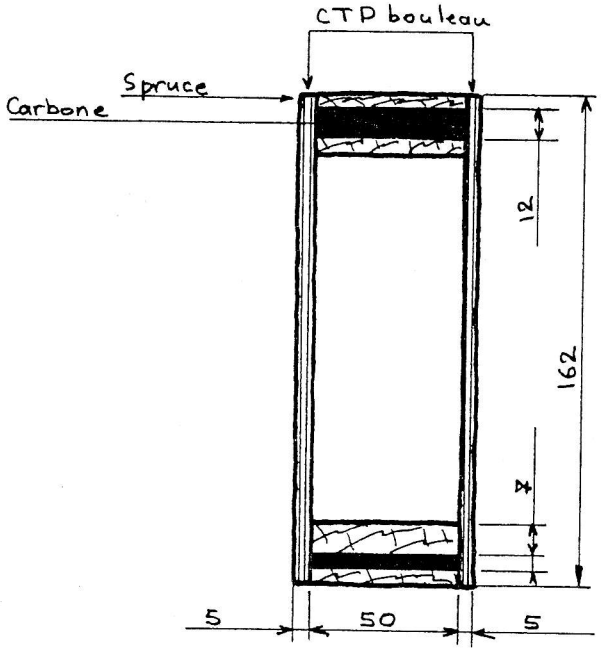
2.1 - Recherche de solutions

Afin de respecter l'objectif principal (technologie de fabrication inchangée), le choix du composite s'est porté sur du carbone-époxy pultrudé unidirectionnel, commercialisé par la société STRUCTIL, filiale de SNPE, sous forme de profilés plats polymérisés, de section 1,7 x 50 (dimension standard disponible pour la réalisation d'un longeron d'essai statique). Ce profilé est un produit fini pouvant être approvisionné en grande longueur (envergure d'une aile par exemple). Il peut être assemblé par collage à la résine époxy pour constituer une semelle d'épaisseur dégressive analogue aux semelles en spruce qu'il doit remplacer.

Le dimensionnement des sections conduit à des épaisseurs maximales relativement faibles, en général insuffisantes pour fournir des surfaces minimales de collages des semelles aux âmes : le taux de cisaillement dans la colle devient trop important.

La solution retenue pour augmenter cette surface consiste à adjoindre une ou plusieurs lamelles de spruce, la lamelle extérieure assurant en même temps une protection du carbone contre les chocs et permettent une mise en forme plus aisée du longeron en contour du profil d'aile.

2.2 - Exemple



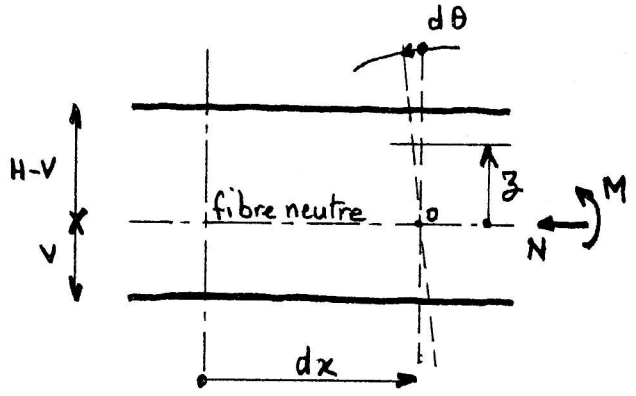
La seule disponibilité du standard d'épaisseur 1.7 mm (mais il en existe d'autres) ne nous a pas permis d'optimiser la section pour une rupture à charge extrême de 39 000 m.N identique à celle du longeron du CAP 1O. La section calculée avec une contrainte admissible à rupture en traction de 1210 MPa, inférieure de 35% à celle des essais sur éprouvette pour tenir compte des dispersions éventuelles, conduit à espérer une rupture du carbone pour un moment de flexion de 42 000 m.N. Cependant, il est fort probable qu'avant cette charge, le renfort en Spruce extérieur ait subi des ruptures de fibre en traction.

III - METHODE DE CALCUL

1 - Flexion pure d'un longeron - hypothèses générales

1.1 - Hypothèses

1.1.1 - On admet que les sections restent planes au delà de la limite élastique du matériau.



Allongement relatif d'une fibre

$$\lambda = z/R$$

où R = Rayon de courbe de la fibre neutre

$$\frac{1}{R} = \frac{d\theta}{dx}$$

1.1.2 - On considère que le bois, le verre et le carbone ont des comportements identiques :

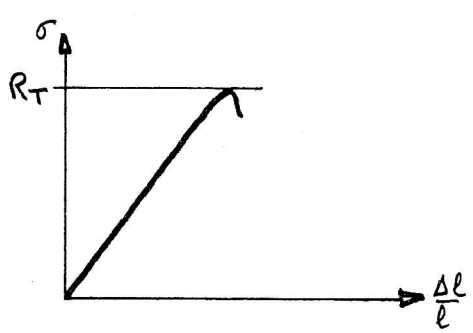
- rupture en traction sans allongement permanent
- rupture en compression très plastifiée.

1.1.3 - Remarque : cette plastification, en compression, peut s'expliquer par un phénomène de micro-flambage des fibres de ces trois matériaux.

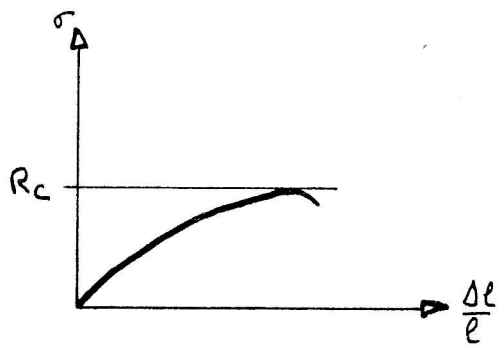
1.2 - Rappel : théorie de Prager

Des essais de traction et de compression sur éprouvettes en fibres de verre ou de carbone unidirectionnelles menés au Laboratoire de Mécanique de l'ENSICA ont mis en évidence l'analogie de comportement de ces matériaux avec celui du bois à savoir :

Courbe de traction

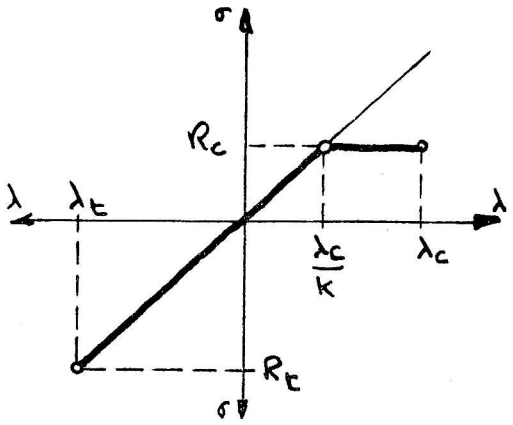


Courbe de compression



Remarque : les difficultés de réalisation de l'essai de compression n'ont pas permis de définir l'allure de la courbe dans sa partie élastique.

La représentation de Prager des répartitions de contraintes/déformations dans une section est alors, en absence de validations complémentaires pour ces nouveaux matériaux :



Remarque importante : cette schématisation ne permet pas de représenter l'état des contraintes dans le matériau quelque soit le moment fléchissant mais d'estimer la charge admissible à rupture du longeron.

2 - Longeron à semelles en bois ou en carbone

On constate, sur le tableau page 2 que pour ces deux matériaux, le rapport R_t/R_c est voisin de 2.

bois : $k = 2.1$ carbone : $k = 2$

On pourra donc utiliser dans ces deux cas la méthode développée dans le VALLAT.

3 - Longeron à semelles bois-carbone ou bois-verre

3.1 - Généralités

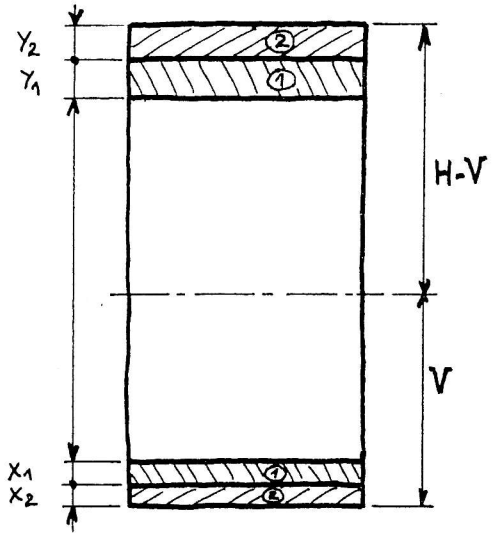
Lorsque la surface de collage des âmes sur les semelles est insuffisante, il est proposé de l'augmenter par l'adjonction d'une lamelle de bois. Bien que sa participation à la résistance du longeron soit assez négligeable, il est nécessaire de vérifier l'intégrité de la structure, c'est-à-dire de chacun des matériaux jusqu'à la charge dite "admissible".

Celle-ci sera alors définie lorsque l'un des deux matériaux aura atteint sa limite.

Une solution est proposée par Stanislas Schneider pour des semelles à deux matériaux.

Cette solution sera prochainement généralisée à trois matériaux.

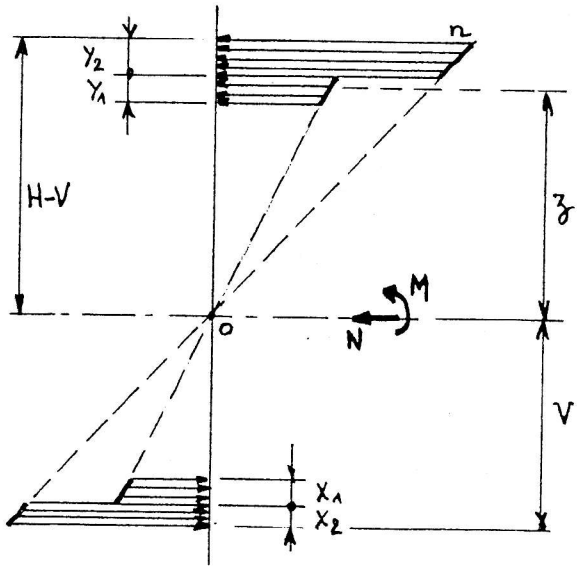
3.2 - Données du problème



	Matériaux	
	(1)	(2)
Module	E1	E2
Rupture traction	Rt1	Rt2
Rupture compression	Rc1	Rc2

3.3 - Résumé de la méthode de calcul

3.3.1 - Cas ou les deux matériaux travaillent dans le domaine élastique



$\sigma = E\lambda = \frac{E}{R} z$

Largeur de la section : B

Toutes les contraintes sont proportionnelles à la distance z à la fibre neutre

La résultante des contraintes s'écrit alors $N = \frac{BE}{R}\int z\,dz$ (pour chaque lamelle) et le moment résultant $M = \frac{BE}{R}\int z^2 dz$

Comme il s'agit de flexion pure N = 0 ce qui permet de calculer la position de la fibre neutre V à partir de l'équation suivante :

$$N = \frac{B}{R}\left[E_2\int_{-V}^{-V+X_2} z\,dz + E_1\int_{-V+X_2}^{-V+X_2+X_1} z\,dz + E_1\int_{H-V-Y_2-Y_1}^{H-V-Y_2} z\,dz + E_2\int_{H-V-Y_2}^{H-V} z\,dz\right]$$

$$N = \frac{B}{R}\left\{E_1\left[X_1(X_1+2X_2)+Y_1(2H-2H_2-Y_1)-2V(X_1+Y_1)\right]+E_2\left[X_2^2+Y_2(2H-Y_2)-2V(X_2+Y_2)\right]\right\} = 0 \quad (1)$$

Une expression du même type donne la valeur de M où seul R est inconnu.

$$M = \frac{B}{3R}\left\{E_2\left[(-V+X_2)^3-(-V)^3\right]+E_1\left[(-V+X_2+X_1)^3-(-V+X_2)^3\right]+E_1\left[(H-V-Y_2)^3-(H-V-Y_2-Y_1)^3\right]+E_2\left[(H-V)^3-(H-V-Y_2)^3\right]\right\} \quad (2)$$

On reste dans le domaine élastique tant que les fibres les plus éloignées de la fibre neutre n'atteignent pas la limite élastique soit :

$$\frac{E_1}{R}(H-V-Y_2) \leq R_{c1} \; ; \; \frac{E_2}{R}(H-V) \leq R_{c2} \; ; \; \frac{E_1}{R}(V-X_2) \leq R_{t1} \; ; \; \frac{E_2}{R}V \leq R_{t2}$$

Le moment limite est alors calculé en reportant dans l'expression (2) la plus grande des valeurs.

$$R_1 = \frac{E_1}{R_{c1}}(H-V-Y_2) \; ; \; R_2 = \frac{E_2}{R_{c2}}(H-V) \; ; \; R_3 = \frac{E_1}{R_{t1}}(V-X_2) \; ; \; R_4 = \frac{E_2}{R_{t2}}V$$

Si la plus grande des valeurs est R3 ou R4, il y a rupture en traction d'une des lamelles intrados.

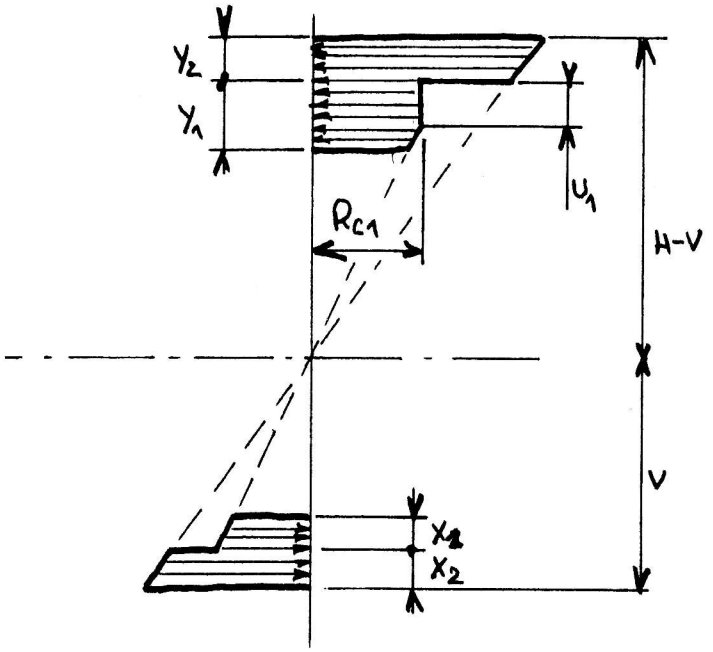
M calculé correspond à la charge de rupture par traction d'un des deux matériaux de la semelle intrados.

Si la plus grande des valeur est R1 ou R2, la semelle comprimée se plastifie et l'on se trouve confronté à deux cas

R1 > R2 ou R1 < R2

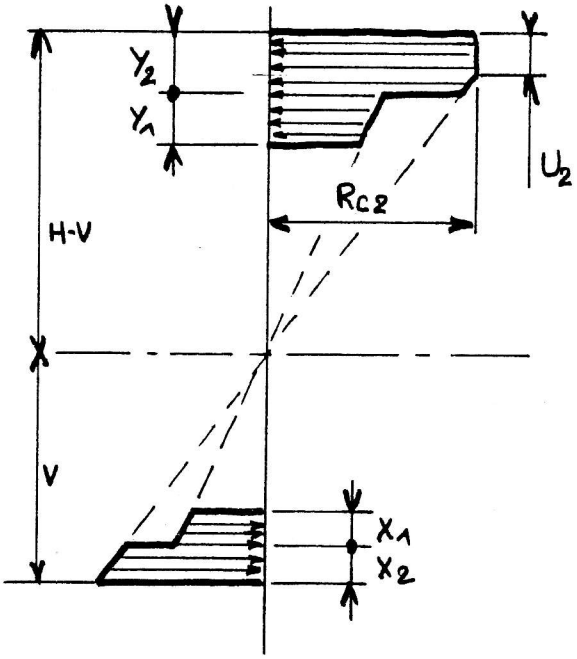
3.3.2 - Plastification de la semelle comprimée : 2 cas

R1 > R2



U1 = épaisseur plastifiée

R2> R1



U2=épaisseur plastifiée

De manière analogue au 3.3.1, avec un paramètre supplémentaire U1 ou U2 on résoud les mêmes types d'équations :

$$N = 0 \quad \text{d'où} \quad V = f(U_1) \quad \text{ou} \quad V = f(U_2)$$

$$\text{et} \quad M = \frac{B}{3R} \left[\text{fonction de } E_1, E_2, H, V, U_1 \text{ ou } U_2 \right]$$

Ainsi R,V,M s'expriment en fonction de U1 ou U2 et en exprimant les quatre conditions de contraintes limites sur les fibres éloignées on obtient des critères de :

Rupture par compression de (1)
Plastification de (2) → 3.3.3
Rupture par traction de (1)
Rupture par traction de (2)

ou

Plastification de (1) → 3.3.3
Rupture par compression de (2)
Rupture par traction de (1)
Rupture par traction de (2)

3.3.3 - Les deux matériaux de la semelle comprimée sont partiellement dans le domaine plastique

La méthode est identique (les expressions mathématiques sont plus longues) et on obtient 4 critères :

Rupture par compression de (1)
" " de (2)

Rupture par traction de (1)
" " de (2)

IV - ESSAI STATIQUE D'UN LONGERON

1 - Objet et description de l'essai

1.1 - Objet

Valider la méthode de calcul et la conception générale de l'ensemble par un essai en flexion sous facteur de charge positif (semelle la plus épaisse comprimée) d'un longeron représentatif (échelle 1) de la section la plus chargée (liaison voilure-fuselage).

1.2 - Description de l'éprouvette

L'éprouvette dont la section est constante est composée de :

- une semelle extrados composée de 7 lamelles de fibre de carbone pultrudée de 1.7 mm d'épaisseur comprises entre 2 épaisseurs de spruce : 5 mm à l'extérieur et 8.1 mm à l'intérieur, soit une épaisseur totale de 25 mm ;

- une semelle intrados composée de 4 lamelles de fibre de carbone pultrudée de 1.7 mm d'épaisseur comprises entre 2 épaisseurs de spruce : 5 mm à l'extérieur et 12.9 mm à l'intérieur, soit une épaisseur totale de 25 mm ;

- deux âmes en contreplaqué bouleau d'une épaisseur de 5 mm chacune

- deux cales représentant la liaison voilure-fuselage ;

- deux cales d'introduction des efforts situées aux extrémités de l'éprouvette.

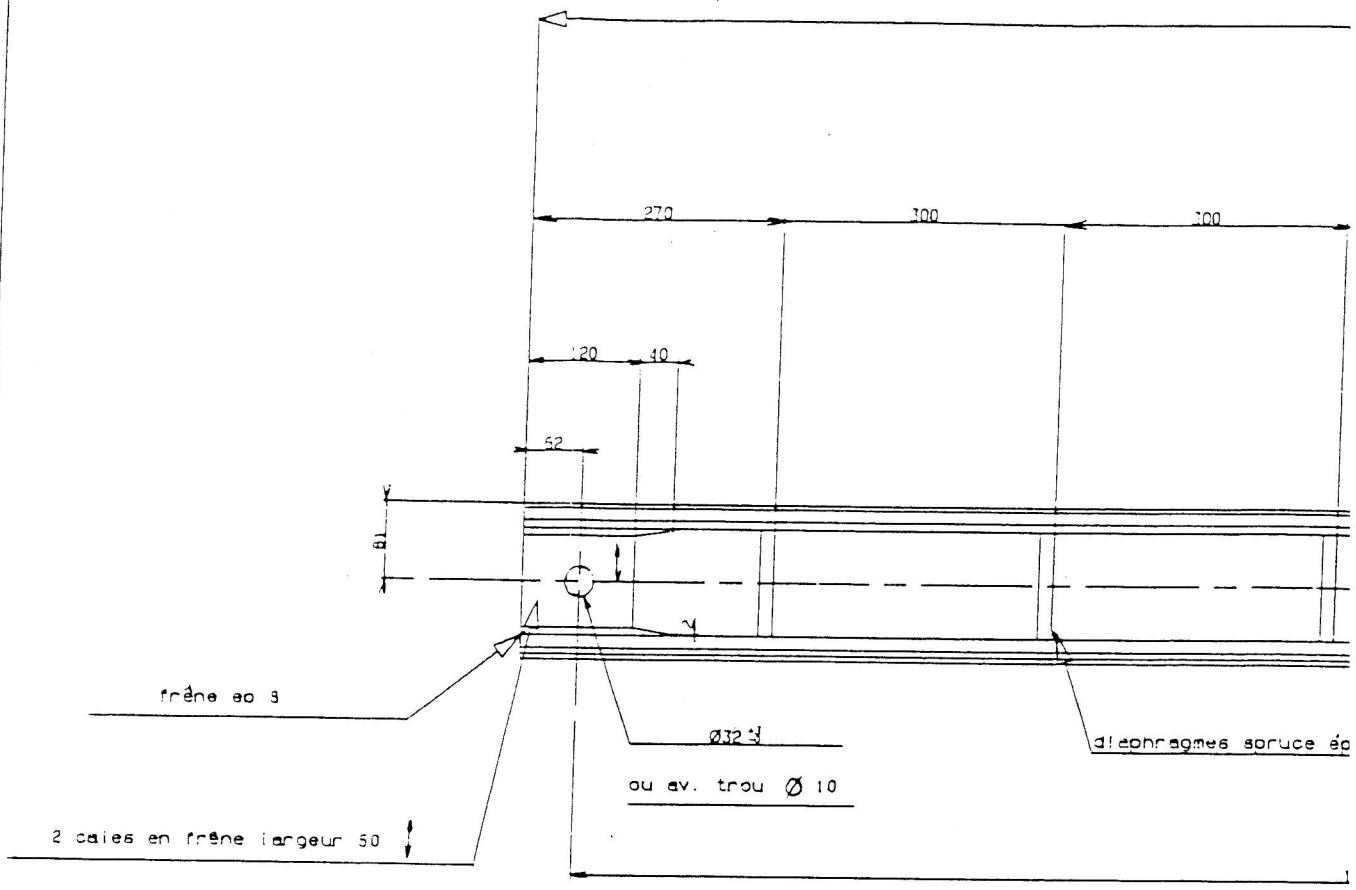
La largeur des semelles est de 50 mm, la hauteur de l'éprouvette 162 mm, sa longueur 4120 mm.

Description de l'éprouvette page 13.

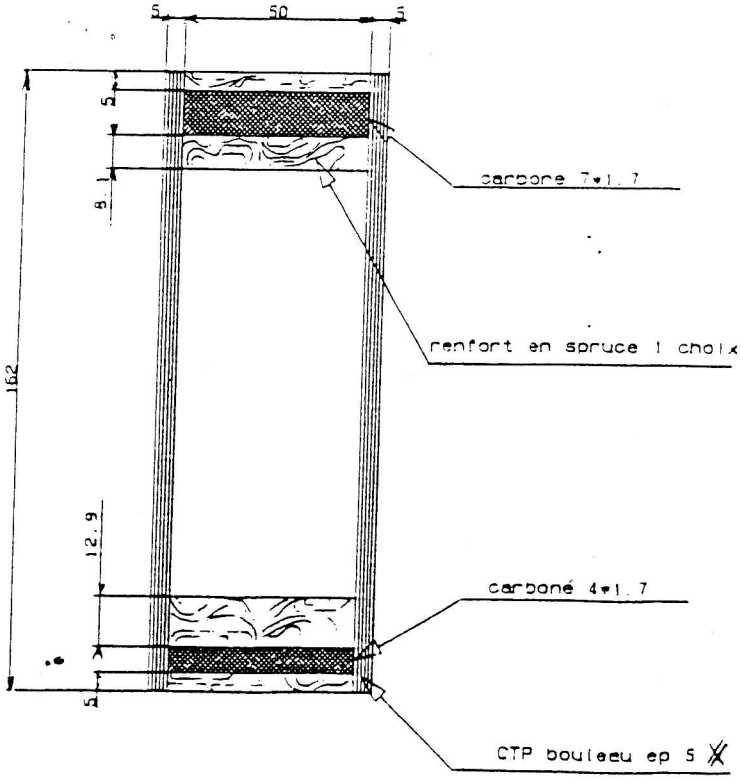
1.3 - Montage d'essai

Le longeron est installé inversé (extrados vers le bas) sur un bâti auquel il est lié par deux axes de liaison voilure-fuselage. Le chargement est appliqué aux extrémités. La section de l'éprouvette étant constante,pour simplifier sa fabrication, les contraintes maximales sont situées dans la section des deux axes de liaison longeron-bâti.

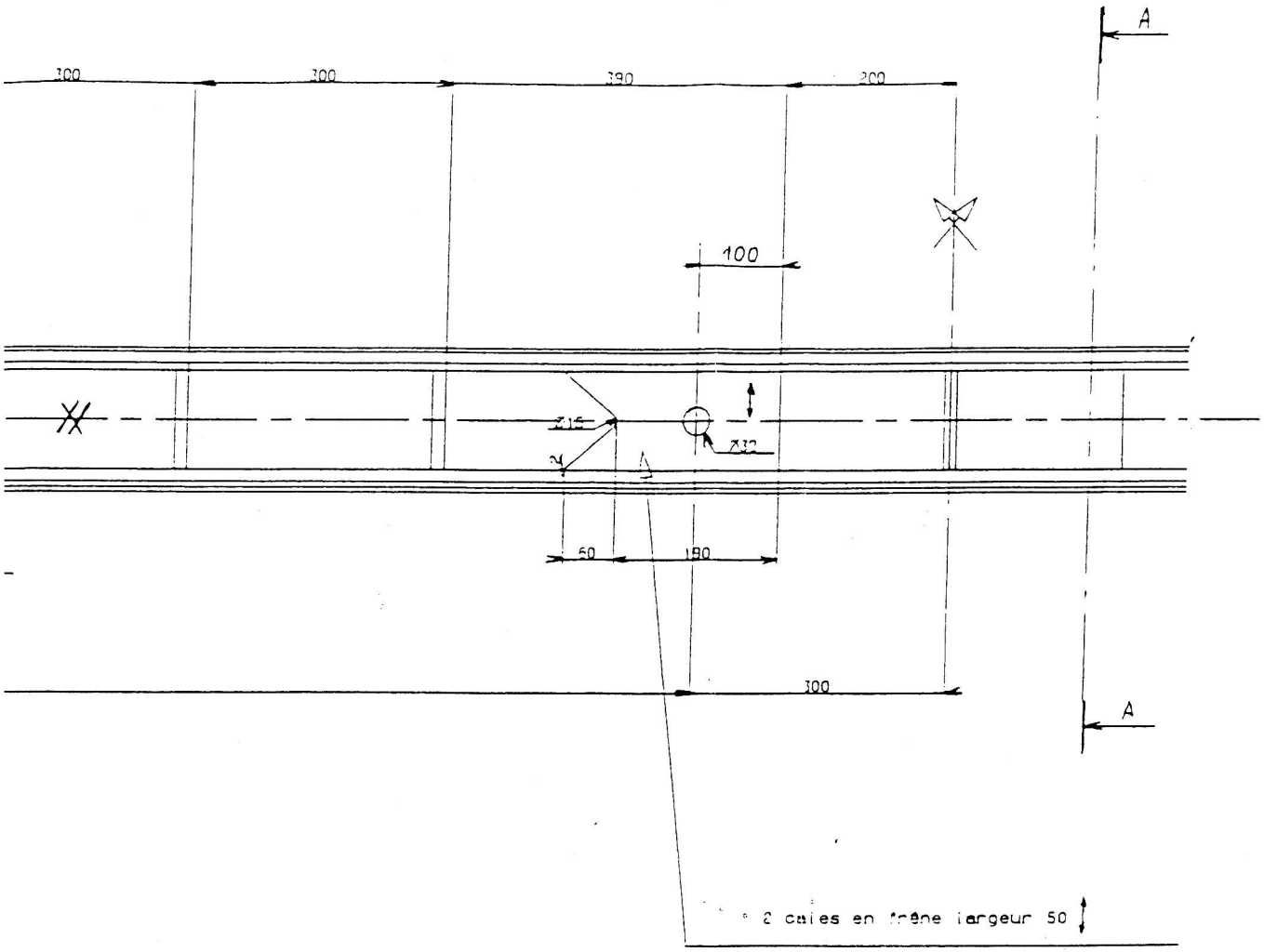
BATCHV22 FRAME 1 JULY 12, 1988 09.29.51

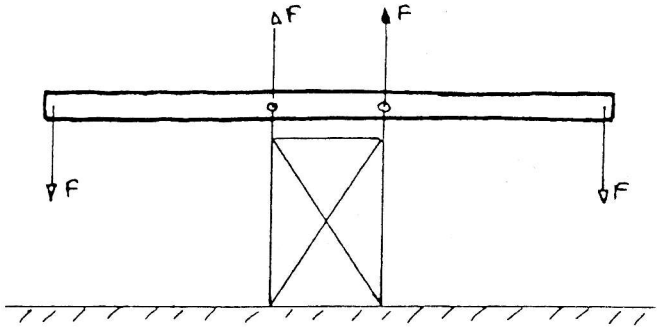


COUPE A-A Ech 1/2



longueur totale 4120

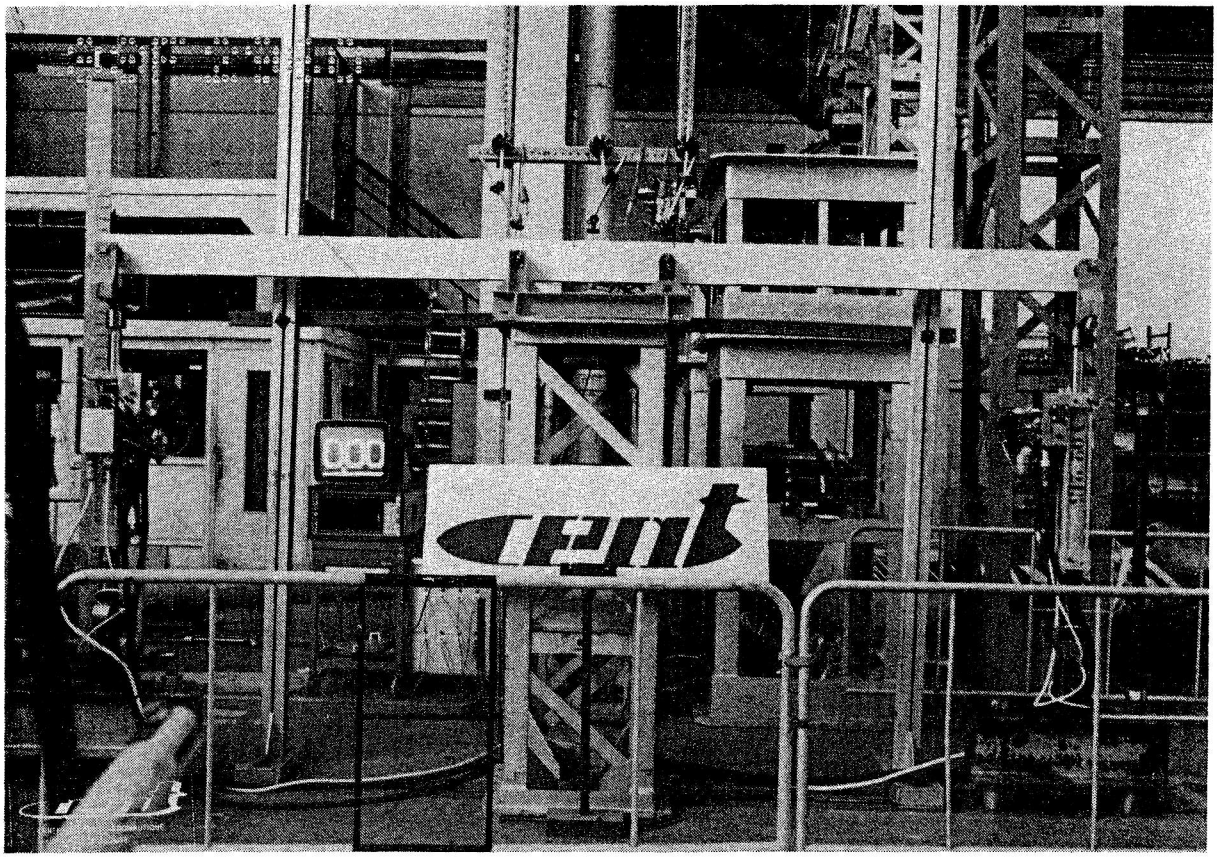




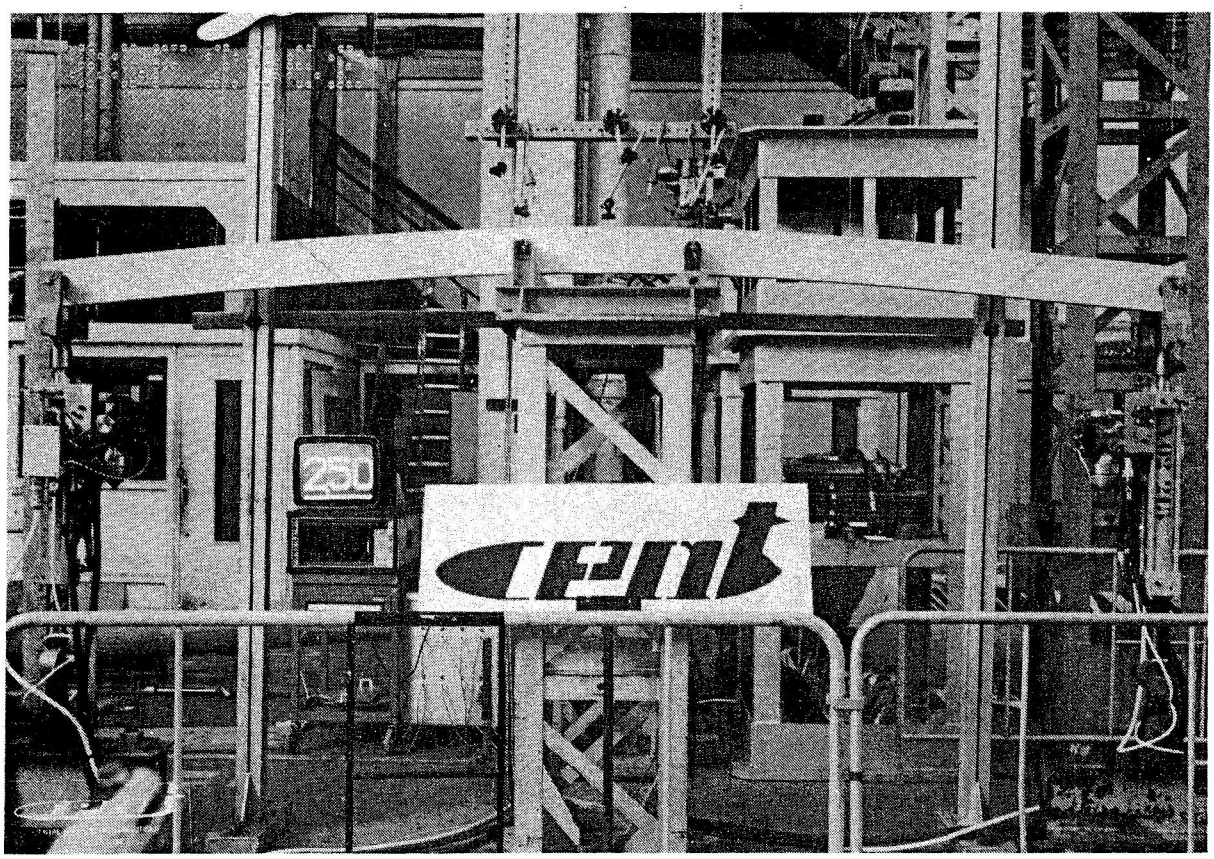
Montage d'essai

EPROUVETTE DE LONGERON CARBONE

Ech 1/8



LONGERON A CHARGE NULLE



LONGERON A CHARGE 2.5 (Moment de Flexion Mf = 50 925 mN)

2 - Conditions d'essai

2.2 - Chargement

Le chargement est réalisé au moyen de deux vérins hydrauliques pilotés en traction et compression et asservis en effort par deux voies analogiques et servo-valves. Les capteurs d'efforts sont deux bielles dynamométriques équipées de deux ponts de mesure et montés en série sur la ligne d'effort. Les ordres sont envoyés par un programmateur à sortie analogique. Le premier pont de mesure d'effort est utilisé pour le pilotage du vérin, le deuxième pour la surveillance de l'effort appliqué.

Trois sécurités sont mises en oeuvre sur l'installation :

- sécurité électrique avec limiteur de déplacement ;
- sécurité pression par réglage de la pression génératrice ;
- sécurité sur l'effort appliqué avec seuil de déclenchement sur la lecture du deuxième pont du capteur d'effort.

2.3 - Paliers de charge

Charge limite de référence CL	F = 12 000 N Mf = 20 400 m.N
Charge extrême CE =1.5 CL	F = 18 000 N
Charge de rupture prévue CR = 2CL	Mf = 42 000 m.N

1ère phase : chargement de l'éprouvette jusqu'à 0,6 CL en 6 paliers successifs de 0.1 CL, puis retour à 0 par paliers de 0.2 CL.

2ème phase : chargement de l'éprouvette jusqu'à CL en 10 paliers successifs de O.1 CL, puis retour à 0 par paliers de 0.2 CL.

3ème phase : chargement de l'éprouvette jusqu'à CE par paliers successifs de 0.1 CE

4ème phase : si bon comportement à CE (18 000 N) retour à 0 puis reprise de l'essai jusqu'à rupture par paliers de 0.2 CE.

2.4 - Mesures

La déformée de la poutre est mesurée à l'aide de neuf capteurs potentiométriques.

Les déformations sur les semelles sont mesurées en 4 points différents par des jauges simples.

3 - Résultats d'essai

Le détail des charges et déformées est donné dans un compte rendu où il est possible d'exploiter :

les allongements relatifs sur les semelles,
les efforts de chargement,
les déplacements linéaires,
les déplacements en rotation, en différents points de la poutre.

Le programme d'essai a été respecté jusqu'à la charge 2.5 CL de référence. Un incident (rupture d'une cale) n'a pas permis d'atteindre la rupture des semelles de carbone. L'essai a été interrompu pour un moment de flexion de : 52 600 m.N

Les délais impartis pour la rédaction de ce rapport n'ont pas permis de poursuivre l'essai après réparation de l'éprouvette.

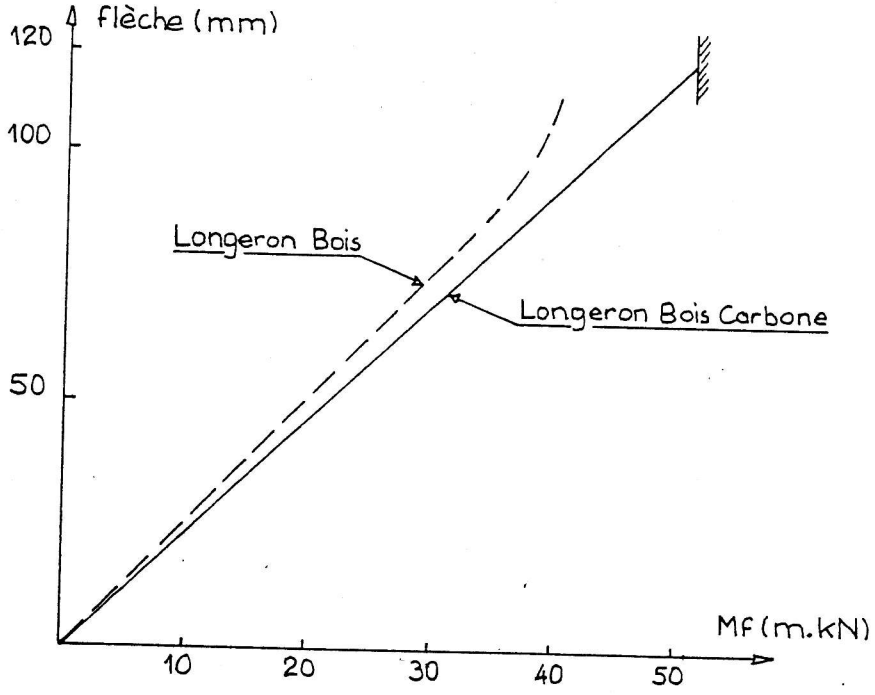
4 - Conclusions de l'essai

4.1 - Contraintes dans le carbone : elles peuvent être estimées à 600 MPa en compression, soit à 35 % de sa valeur de rupture en compression pure sur éprouvette, à la charge 2,5.

4.2 - Comportement du renfort de spruce extérieur : des criques de rupture en traction ont été constatées après arrêt de l'essai. Celles-ci se sont créées entre la charge 1.5 et la charge 2.5.

4.3- Comportement des collages : la liaison contreplaqué/carbone, spruce/contreplaqué et spruce-carbone par résine époxy est excellente.

4.4 - Déformée : le calcul du module d'élasticité du carbone à partir de l'essai demande a être affiné en tenant compte de la participation des renforts de spruce et des âmes en contreplaqué bouleau mais il est sensiblement inférieur aux 130 000 MPa issus des essais de traction pure. Cependant à charge effective égale, le longeron bois-carbone à sensiblement la même déformée que le longeron bois.



flèche du longeron en extrémité/moment de flexion maxi

V - COMPARAISON LONGERON BOIS / LONGERON BOIS-CARBONE

La photo page 18 donne une assez bonne idée des sections de deux longerons aptes à remplir la même mission. La densité linéique hors diaphragmes des deux sections est de :

pour le longeron bois : 8.4 kg/m (dont 6.9 kg de spruce)
pour le longeron bois-carbone : 3,4 kg/m (dont 1.4 kg de carbone)

A titre indicatif

prix du spruce débité :	33 F/kg
prix du carbone pultrudé	700 F/kg.

Le prix linéique des semelles des deux sections est :

pour le longeron bois :	228 F
pour le longeron bois-carbone	1010 F

sections des longerons bois et bois-carbone

VI - CONCLUSION ET DEVELOPPEMENTS FUTURS

Le très bon comportement de l'ensemble semelles / âmes lors de l'essai statique ne peut qu'encourager la poursuite de cette étude.

1- Le gain de masse sur un longeron optimisé devrait atteindre au moins 50%. Ce gain est important dans ses sections à fort moment de flexion (60%) et l'est moins dans les sections peu chargées (extrêmités de voilure) où l'on atteint les minimas technologiques.

2 - Si l'on dimensionne le longeron en déformée, soit avec un coefficient de sécurité compris entre 2 et 3 par rapport à la rupture du carbone, les contraintes dans le carbone en utilisation seront relativement faibles ce qui est favorable à la tenue à la fatigue.

3 - Il faut s'assurer que cette technologie ne complique pas la fabrication (nombre d'heures et outillages).

4 - Le taux d'échange est voisin de 780 F/kg.

5 - La méthode de calcul demande à être développée (optimisation).

6 - Des essais statiques complémentaires seraient nécessaires pour valider chacun des critères de ruptures des différents matériaux (méthode Schneider).

7 - Nécessité d'effectuer une campagne d'essais de fatigue.

8 - Contrôle qualité (réception) :

La qualité du bois est caractérisée lors d'un essai de compression axiale et de rupture dynamique en flexion.

La fibre de carbone pourrait être caractérisée par deux essais simples sur éprouvette.

Essai de flexion plane sur lame mince : rupture de la fibre.

Essai de flexion plane sur lame épaisse : cisaillement interlaminaire.

9 - Cette technologie pourrait être appliquée à d'autres éléments tels que longerons de fuselage.

La conclusion essentielle est que, pour une technologie de fabrication donnée, un longeron à semelles bois-carbone est deux fois moins lourd, à rigidité égale, qu'un longeron à semelles en spruce.

VII - BIBLIOGRAPHIE

Résistance des matériaux appliquée à l'aviation - Paul VALLAT

Etude des longerons caissons en bois - cours ESTA(1972) - S. Shneider

Flexion pure des longerons caissons en bois renforcé - (1972) S. Shneider

Matériaux composites - Hermés 1987 - Daniel Gay

Programme d'essai d'un longeron composite bois-carbone -ENSICA 88.M. Gonzalès

Résistance des poutres en matériau composite (+ Programme) ENSICA.M.Gonzalès

Essai statique d'éprouvette de longeron CAP 10 - CEAT 1982

Mécanique du matériau bois et composites CEPADUES 1987 - D. Guitard