

InterAction

**ÉTUDE STRUCTURALE D'UNE AILE D'AVION LEGER
ESSAI EN FLEXION STATIQUE D'UN LONGERON DE
LUCIOLE MC30**

Matthieu BARREAU

Professeur de construction mécanique
IUT de Cachan

Marie **CHABROUX**, Emile **TOUMLILT**
Étudiants GMP IUT de Cachan



AÉRODYNE
<http://aero.dyne.free.fr>



**KEEP
CALM
AND
CARRY
ON**

ÉTUDE STRUCTURALE D'UNE AILE D'AVION LÉGER

1 - DESCRIPTIF DE LA LUCIOLE MC 30

2 - STRUCTURE DE L'AILE

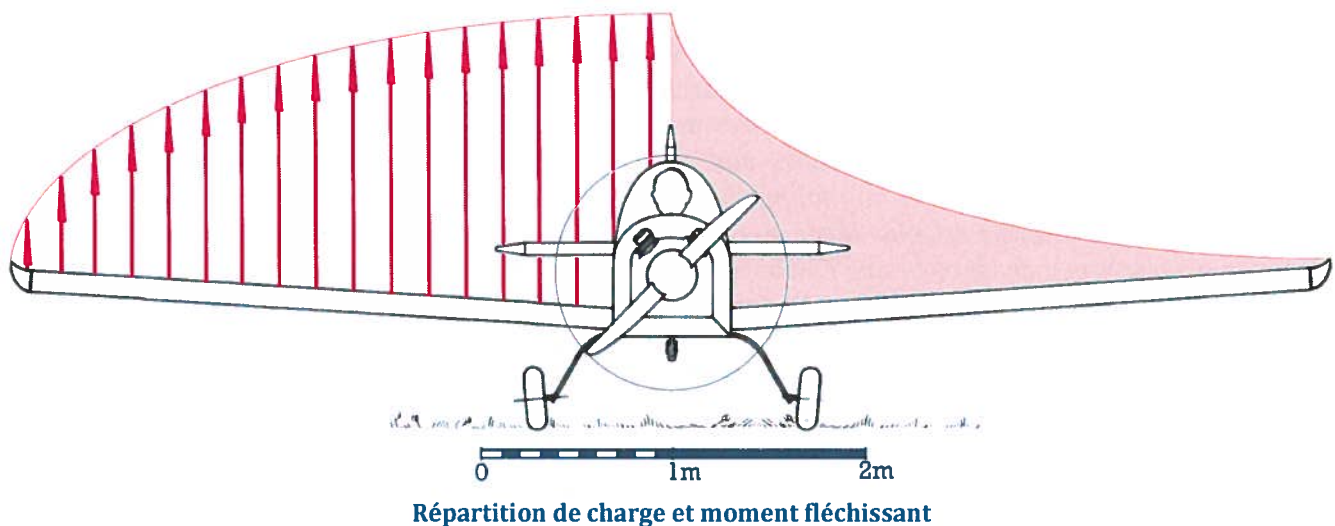
3 - CHARGES APPLIQUÉES

4 - DIAGRAMME V-N

5 - MODÉLISATION DES CHARGES APPLIQUÉES SUR L'AILE, SUR LE LONGERON

6 - REPORTS DE CHARGEMENT SUR LA STRUCTURE DE L'AILE

7 - FONCTIONNEMENT MÉCANIQUE DU LONGERON



ESSAI EN FLEXION STATIQUE D'UN LONGERON DE LUCIOLE MC30

1 - OBJECTIF DE L'ESSAI

2 - DISPOSITIF D'ESSAI

3 - PRÉPARATION & PROCÉDURES D'ESSAI

4 - L'ESSAI & LES RÉSULTATS

ÉTUDE STRUCTURALE D'UNE AILE DE LUCIOLE MC30

1 - DESCRIPTIF DE LA LUCIOLE MC 30

La Luciole MC 30 est un ULM monoplace de sport de construction bois et toile « modernisée » conçu par Monsieur Colomban et destiné au vol de loisir économique. Motorisée par un bicylindre 4 temps de 25 chevaux cette avionnette jouit de performances très honorables.

La technique de construction fait appel à des matériaux « modernes » là où ils amènent une simplification de fabrication (klégécell pour les nervures) et/ou une amélioration des masses (semelles de carbone pour les longerons, alliages d'aluminium pour les cadres forts de fuselage).

Michel COLOMBAN, son concepteur, a été particulièrement attentif à la chasse aux grammes. Cela transparaît dans la liasse de plans parsemée de remarques savoureuses :

« Ne dites jamais : « c'est pas lourd ». Mais dites vous que tout ce qui doit voler économiquement est toujours trop lourd » ; « Plus léger et mieux caréné vous permettra de voler plus vite avec moins de carburant » ; « Bien enlever toutes les bavures de colle est un indice de construction soignée. Ne pas oublier, 22 grammes de bavures de colles non enlevées c'est un kilomètre d'autonomie en moins » ; « Attention, la dérive du poids est un mal insidieux, soyez vigilant sur chaque détail » ; « Pour les freins, ne pas oublier que le câble est plus léger que l'hydraulique » ; « Inutile d'augmenter les sections ou les densités, il y a très peu de chances que l'avion soit plus solide car vous ne savez pas où est situé le point le plus faible. Une seule chose est certaine : l'avion sera plus lourd ».

Son programme minceur frise presque l'obsession mais porte ses fruits puisque la Luciole à vide affiche une masse de 97 kg pour une masse en charge (pilote + pétrole + brosse à dent et carte bleue) de 200 kg.

La faible puissance de la motorisation impose un soin particulier à la conception de l'aéronef. Cela était noté dès 1973 par Michel COLOMBAN dans un article « Note sur le vol à petite puissance » :

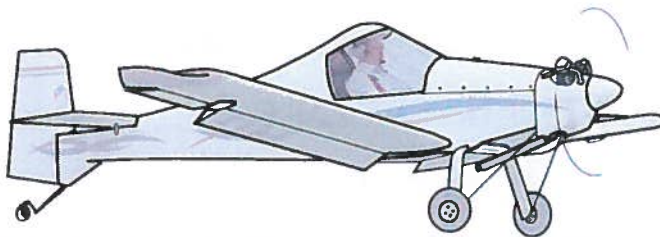
« L'amateur doit être mis en garde : si la construction proprement dite d'un avion très léger est, en effet, très abordable, un avion de petite puissance pardonnera beaucoup moins les erreurs de conception qu'un appareil plus motorisé ».

Ceci est particulièrement sensible au décollage et en montée initiale où la faible motorisation ne permettra une vitesse verticale correcte, gage de sécurité, qu'à la condition d'une **masse** et d'une **charge en envergure** les plus réduites possibles et d'un rendement propulsif correct.

Le comparatif avec le bébé Jodel est édifiant :

Avec 63% de la puissance du Bébé, la Luciole croise 24% plus vite et monte 42% plus rapidement tout en allant presque deux fois plus loin !

Le concepteur a donc soigné le devis de masse et pourvu la voilure de la Luciole d'un allongement conséquent de 10,5 tout en conservant une bonne rigidité de la structure.



Fraction de masse :

$$Q = M_{\text{vide}} / M_{\text{max}} = 97/200 = 0,485$$

Coefficient de frottement équivalent plaque plane :

Cfe = 8/1000 (Luciole sans carénages de roues).

Cfe estimé à 7,5/1000 (avec carénages de roues).

SMT Cfe = 0,144 m² (soit un carré de 0.38x0.38 m)

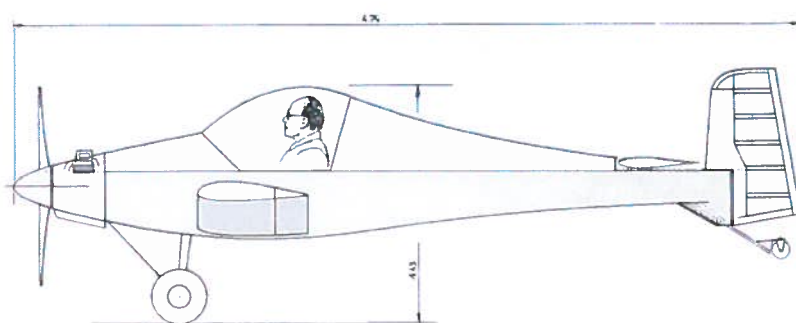
Rendement hélice :

Rh = 0,83



COMPARATIF	Luciole MC30	JODEL D9 Bébé
Envergure [m]	6,90	7,00
Surface [m ²]	4,60	9,00
Allongement [-]	10,5	5,45
Puissance [cv]	25	40
Capacité réservoir [l]	29,5	25
Masse à vide [kg]	97	190
Masse max [kg]	200	320
Vitesse max [km/h]	200	160
Vitesse croisière [km/h]	170	137
Vitesse verticale Vz [m/s]	4,25	3,00
Vitesse mini [km/h]	65	65

- COLOMBAN LUCIOLE - MC30 -



Une modernisation très performante de la technique de construction bois. Une référence pour la qualité massive et donc pour la qualité de conception de la structure

COLOMBAN LUCIOLE MC30

Monoplace Sport - Caractéristiques -

DIMENSIONS :

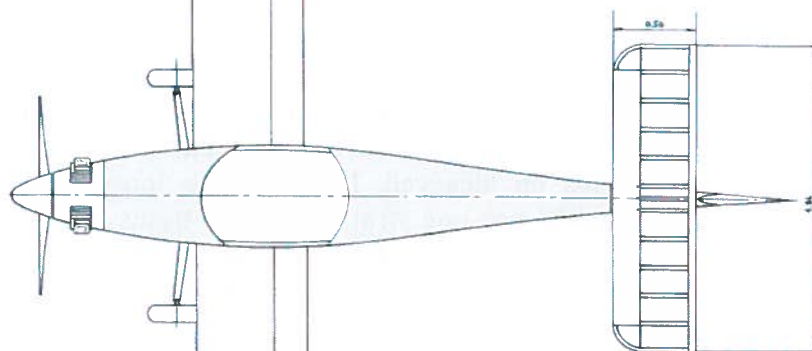
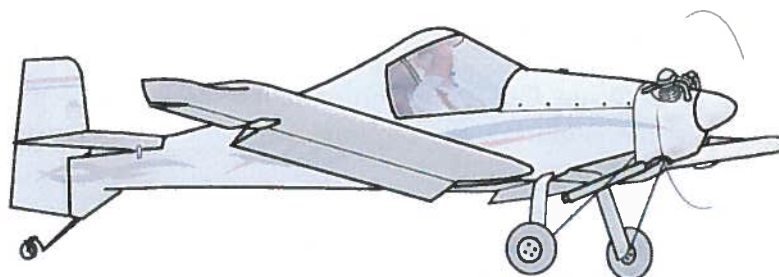
Envergure : $b = 6.90$ m
Surface alaire : $S_a = 4.60$ m²
Allongement : $A = 10.35$
Largeur fuselage : $bf = 0.62$ m

MOTEUR :

Briggs & Stratton Vanguard
Bicylindre 4 temps
Puissance : $P = 25$ cv à 3600 t/min
Cylindrée : 627 cm³
Masse à sec (sans échappement) : 23 kg

HELICE :

Bipale Arplast
Diamètre : $D = 1.16$ m (pas réglable)

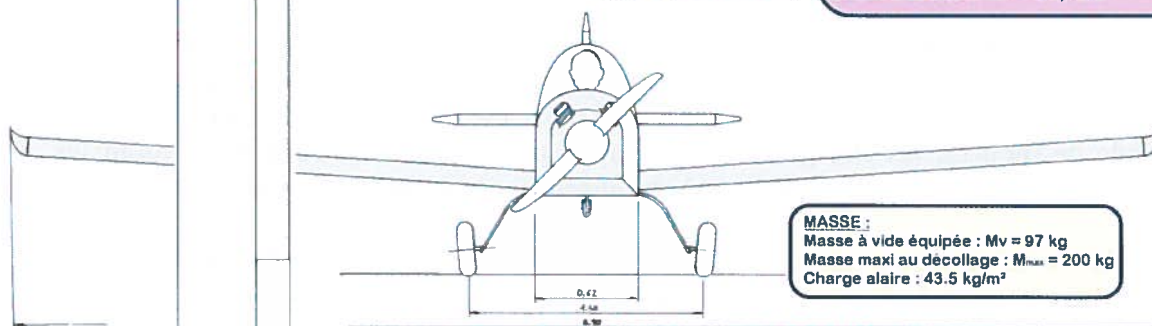


PERFORMANCES :

Vitesse maxi en palier à $z=0$: $V_{max} = 200$ km/h
Vitesse de croisière : $V_{cr} = 170$ km/h
Vitesse de décrochage : $V_{s_{45}} = 65$ km/h
Finesse max (volets à 0°) : $f = 13$ à 90 km/h
Finesse max (volets à 45°) : $f = 6.5$ à 75 km/h
Roulement au décollage sur dur : 100 m
Roulement atterrissage sur herbe : 100 m
Vitesse verticale à $z=0$: $V_{Z_{max}} = 4.2$ m/s à 110 km/h
Consommation à 150 km/h : 3.0 l/100 (4.5 l/h)
Consommation à 170 km/h : 3.6 l/100 (6.1 l/h)
Distance franchissable à 150 km/h : 900 km
Distance franchissable à 170 km/h : 700 km
Temps de mise en remorque : 5 min

FACTEURS de CHARGE :

Limites d'utilisation : $n = +4.4 ; -2.0$



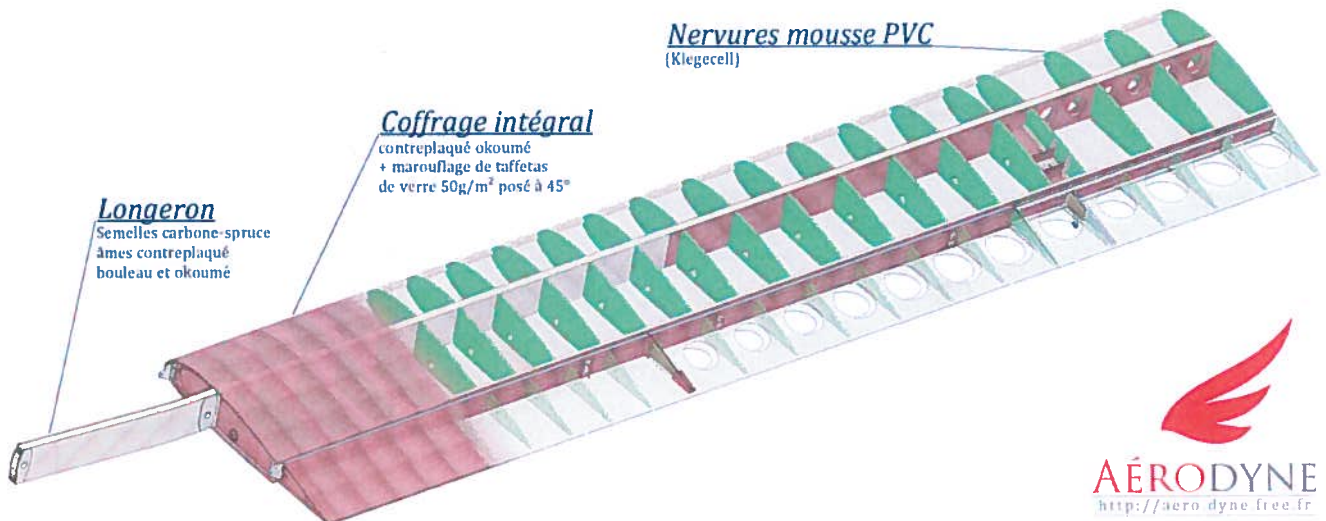
MASSE :

Masse à vide équipée : $M_v = 97$ kg
Masse maxi au décollage : $M_{max} = 200$ kg
Charge alaire : 43.5 kg/m²

0 1m 2m

COLOMBAN MC30 LUCIOLE	
TITRE : DIMENSIONNEL 2 VUES	
Échelle : 1/10	Projeté par : [Signature]
Revisé par : [Signature]	000
Date : 2000	

2 - STRUCTURE DE L'AILE



M. Colombari a cherché à simplifier la construction de l'aile : forme en plan rectangulaire, nervures identiques, vrillage installé avant coffrage et maintenu par le collage du revêtement.

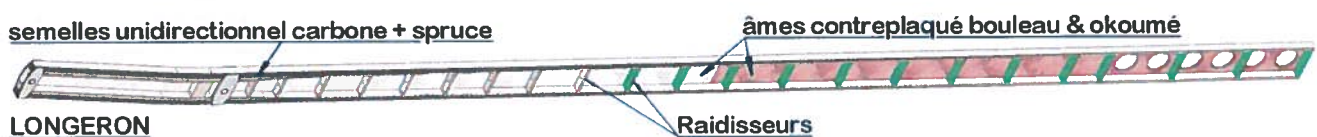
L'aile en porte à faux (cantilever) de forme en plan rectangulaire (tous les angles sont à 90°) est constituée d'un longeron caisson, de nervures en mousse de Polychlorure de vinyle (Klégecell) et d'un revêtement de coffrage. L'optimisation en masse est obtenue par un travail sur la structure interne : d'une part par une évolution des sections des semelles de longeron, d'autre part par un espacement progressif des nervures.

Le longeron caisson est composé de semelles en matériau composite unidirectionnel carbone/époxy flanquées côté extérieur, de lattes de spruce de protection et en intérieur de lattes de spruce (ou de hêtre vers l'emplanture) un peu plus épaisses chargées de fournir une surface de collage suffisante aux âmes en contreplaqué.

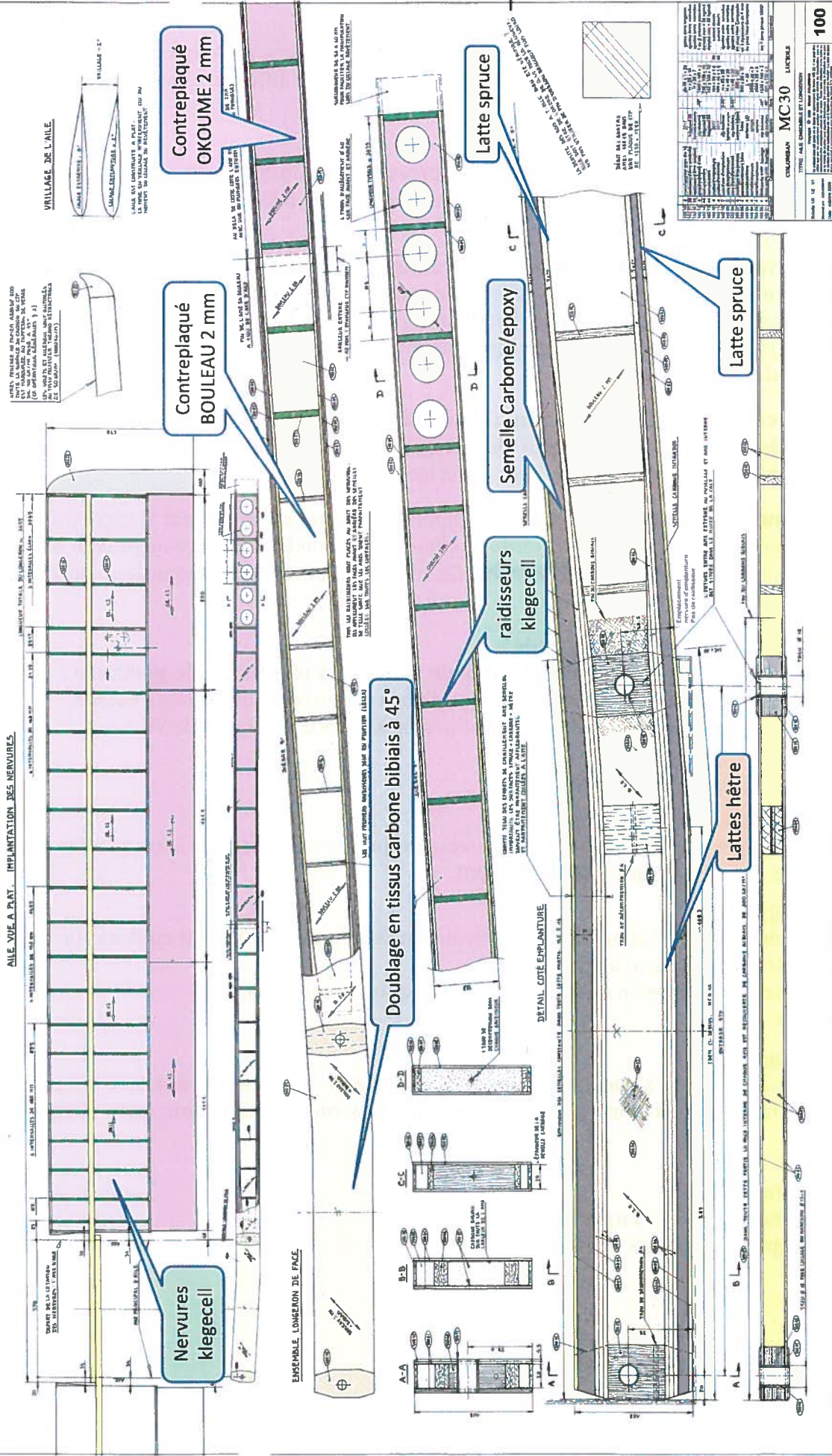
Les semelles sont de sections dégressives (largeur constante, épaisseur dégressive) de l'emplanture au saumon afin de suivre l'évolution des contraintes dans la poutre. L'écartement entre les semelles est maintenu par des entretoises en spruce, puis en klégécell. Les âmes du longeron sont en contreplaqué de bouleau (ép : 2 mm fil à 45°) rigidifié par une stratification de tissus de carbone bi biaux à 45° entre les axes de fixation de l'aile au fuselage. De l'emplanture à mi-envergure en bouleau puis au delà, en okoumé plus léger (Finalement on a donc trois parties d'épaisseurs constantes : L'optimisation en masse est obtenue par le choix des matériaux).

Les nervures en mousse de PVC donnent la forme aérodynamique à l'aile (profil NACA 43016.4 de 16,4% d'épaisseur relative modifié sur l'avant pour reculer le point de transition, et un peu sur l'arrière pour obtenir des lignes droites en arrière de 55% de la corde) et ont pour fonction structurale de reporter les chargements qui s'appliquent sur les coffrages d'aile pour les introduire dans le longeron. Elles servent également à stabiliser le caisson de torsion formé par le revêtement.

L'ensemble de la structure est coffrée par un revêtement de contreplaqué d'okoumé 12/10 (fil apparent dans le sens de l'envergure) marouflé par taffetas de verre de 50g/m² posé à 45° dont la fonction est d'augmenter la rigidité en torsion du coffrage.



AILLE VUE A PART. IMPLANTATION DES NERVOURES



COLUMBIAN MC30 LUCIFER	
TYPE: AILE ENSEMBLE ET LONGERON	
Date: 10/01/2010	
Dessiné par: [Nom]	
Vérifié par: [Nom]	
Approuvé par: [Nom]	
100	

3 - CHARGES APPLIQUÉES

La CS-VLA (Certification Spécifications for Very Light Aircraft), règlement de calcul européen, des avions légers ($MTOW^1 = 750 \text{ kg}$; $V_{SO} \leq 83 \text{ km/h}$), définit les différents cas de charges de calcul des avions légers :

Charges au sol.

- Forces d'impact, Forces d'inerties, Forces sur le train principal (le cas échéant), Forces exercées sur les points d'amarrage, Forces résultant des manipulations.

Charges en vol.

- **Portance lors de la ressource et la rafale** : forces perpendiculaires au vecteur vitesse. Cette force est maximale en cas de ressource sous facteur de charge ou en cas de rafale.
La portance « charge » en flexion et en torsion l'aile. Le facteur de charge $n = F_z / m \cdot g$ de calcul (n_1) ou de rafale (n_3) sont dimensionnant pour le longeron, le longeronnet et la baguette de bord d'attaque.
- **Forces d'inertie qui résultent du facteur de charge.** Ces forces d'inertie délestent l'aile du poids multiplié par le facteur de charge de celle-ci mais surcharge évidemment les autres éléments de l'avion (bâti moteur, fuselage...).
- **Moment ou couple de torsion.** Ce moment à piquer engendré par la répartition des champs de pression sur un profil cambré, augmente lorsque la cambrure augmente et donc lors des braquages de volets ou d'ailerons. Ce couple de torsion est dimensionnant pour le caisson constitué du coffrage d'aile.
- **Charges dans le plan de l'aile :**
 - **Projection dans le plan de l'aile de la résultante de portance :**
Cette force est maximale lors d'une ressource ou une rafale positive.
 - **Traînée :** Cette force est maximale lors d'un piqué à la VD.

Les charges sont de quatre natures :

Charges limites élastiques (Cle) :

Ce sont les charges que l'aérodyne doit pouvoir supporter statiquement sans qu'elles provoquent de déformations résiduelles après déchargement.

Charges extrêmes (Ce) :

Ce sont les charges que l'appareil doit pouvoir supporter sans qu'il y ait rupture ou instabilité d'un élément quelconque de la structure.

Ces charges sont obtenues en multipliant les charges limites par 1,5.

$$Ce = 1,5 \times Cle$$

Charges de rupture (Cr) :

Charge pour laquelle la structure est détruite. La charge de rupture doit être au moins égale ou supérieure à la charge extrême ($Cr \geq Ce$). De plus, la structure doit tenir cette charge au moins 3 secondes.

Charges limites = 1

Charges extrêmes = 1,5 x charges limites

Charge de rupture \geq charges extrêmes

¹ Max take off weight

4 - DIAGRAMME V-n

La lecture du règlement de calcul JAR-VLA permet de tracer l'enveloppe de vol définie par des vitesses caractéristique (V_S , V_A , V_C , V_D ...) et les facteurs de charge de calcul et de rafale.

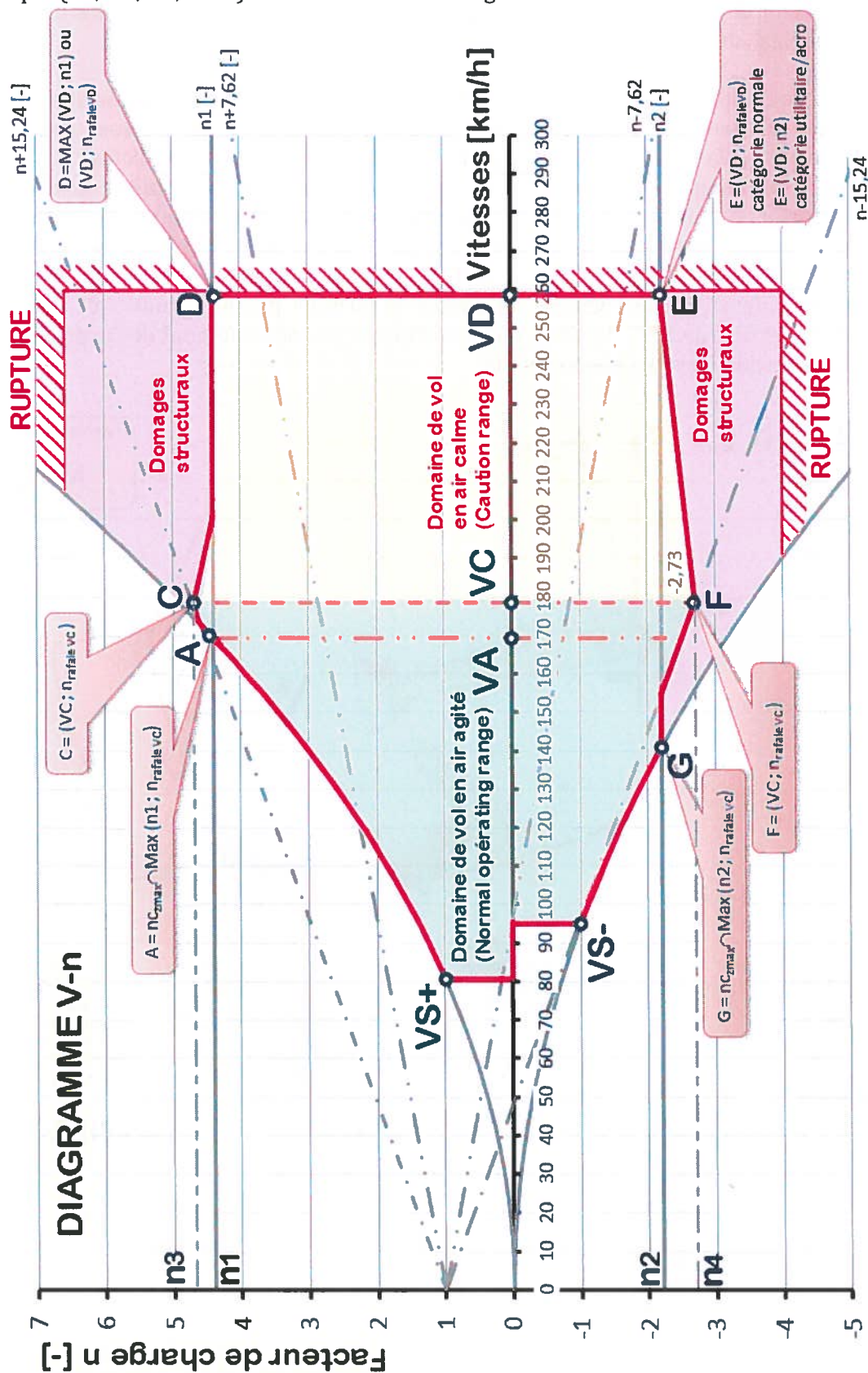


Diagramme V-n (définition des points singuliers)

CAS DE CHARGES DIMENSIONNANT POUR L'AILE

Le cas le plus sévère pour le longeron est généralement la ressource, avec facteur de charge maxi et positif, effectuée à l'incidence maxi et à la vitesse maxi permise par les contraintes admissibles.

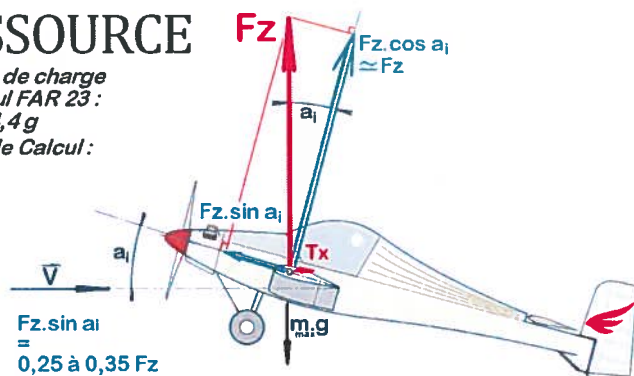
Le facteur de charge est donné par la réglementation en fonction des différentes catégories d'utilisation (normal, utilitaire, acrobatique) ou par la rafale.

Il est une petite subtilité dont il faut tenir compte pour le dimensionnement d'une aile : l'incidence de décrochage. Lors de la ressource ou de la rafale, cette incidence peut atteindre une valeur élevée d'une vingtaine de degrés. Cela ne change pas vraiment la valeur de l'effort perpendiculaire au plan de l'aile (effort qui entre en compte dans le calcul en flexion du longeron) par contre, la projection de la résultante de portance dans le plan de l'aile engendre une flexion vers l'avant de l'aile dont il faut tenir compte pour le dimensionnement du longeronnet, de la baguette de bord d'attaque et des reprises d'efforts sur les cadres de fuselage (cf dessin ci-dessous).

Pour calculer l'incidence de décrochage, on adopte la formule passe-partout : $\alpha^\circ = (10 + 20/A) \cdot C_z$ avec décrochage retardé de $1,5^\circ$. Le $C_{z_{\max}}$ en lisse est inconnu, certainement de l'ordre de 1,4 à 1,5. On obtient donc une incidence maxi d'environ 20° .

RESSOURCE

Facteur de charge
de calcul FAR 23 :
 $N1 = +4,4g$
Masse de Calcul :
 M_{\max}

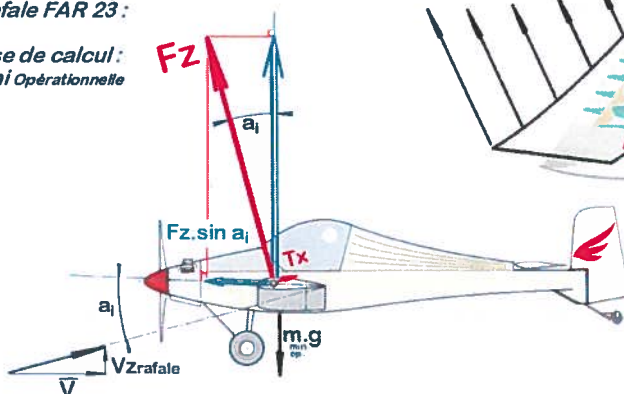


Facteur de charge

$$N = \frac{Fz}{m.g}$$

RAFALE

Facteur de charge
de rafale FAR 23 :
 $N3$
Masse de calcul :
 $M_{\min \text{ opérationnelle}}$



Flexion de l'aile
autour de l'axe X
engendré par la
force de portance

Flexion de l'aile
autour de l'axe Z
engendré par la
projection dans le
plan de l'aile de la
force de portance

DÉFORMÉES

² Voir Pierre ROUSSELOT, *Avions Légers*

5 - MODÉLISATION DES CHARGES APPLIQUÉES SUR L'AILE, LE LONGERON

"Une bonne approximation vaut mieux qu'une mauvaise précision"!

MODÉLISATION DE LA RÉPARTITION DE PORTANCE EN ENVERGURE :

Une fois la résultante maximum de portance définie (par le cas de charge le plus contraignant) il faut faire des hypothèses sur la répartition en envergure des charges de portance.

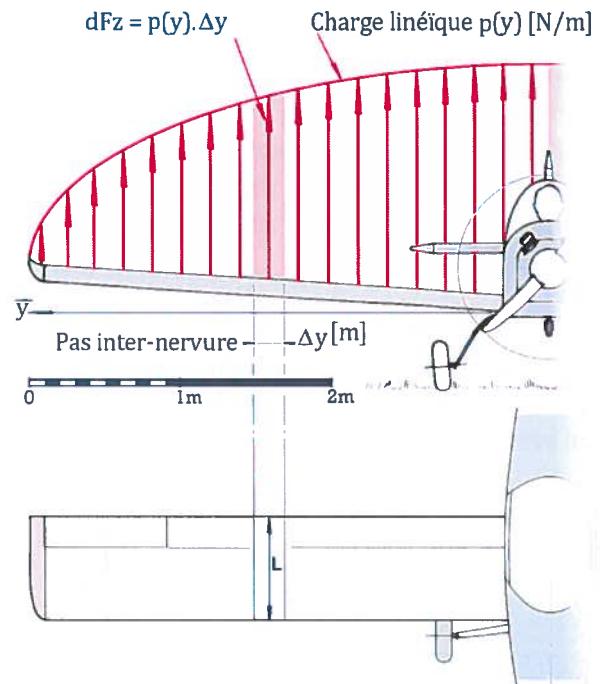
Seule une étude expérimentale en soufflerie peut donner la répartition réelle (par exploration de sillage ou par mesure des pressions locales). Les différentes méthodes décrites ci après ne sont que des modèles de la réalité, avec évidemment leurs incertitudes et approximations. Nous ne discuterons que de leurs pertinences et limites.

On recherche donc l'évolution de la charge linéique locale p :

$$p(y) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_{z_{loc}} \cdot L$$

avec :

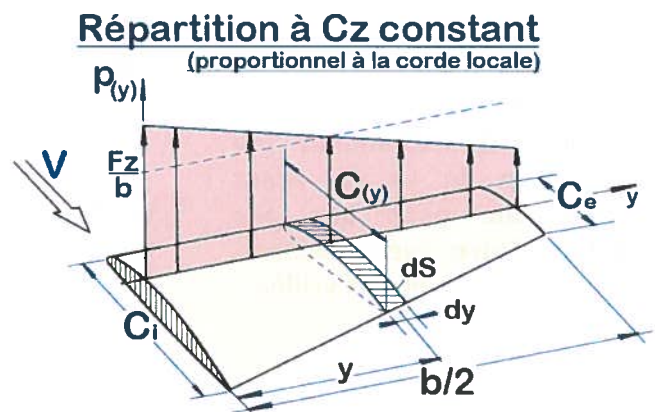
$P(y)$:	Charge linéique locale	[N/m]
ρ :	Masse volumique de l'air. $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$	[kg/m ³]
V :	Vitesse de vol	[m/s]
$C_{z_{loc}}$:	Coefficient de portance local	[-]
L :	Corde locale	[m]



RÉPARTITION À C_z CONSTANT (PROPORTIONNELLE À LA CORDE)

Pour un calcul d'avant projet d'avion léger on peut admettre que le C_z est le même en chaque tranche de l'aile. Cette hypothèse n'est rigoureusement exacte que pour l'aile elliptique non vrillée. Dans les autres cas elle est plutôt défavorable (i.e : majorante) donc sûre pour un calcul de longeron.

On notera cependant que pour un appareil à fort vrillage d'aile, le cas du vol sur le dos reporte les charges vers les saumons de l'aile. Cette modélisation redevient donc pertinente.



Pour une aile rectangulaire ou trapézoïdale, l'expression de la charge linéique locale est :

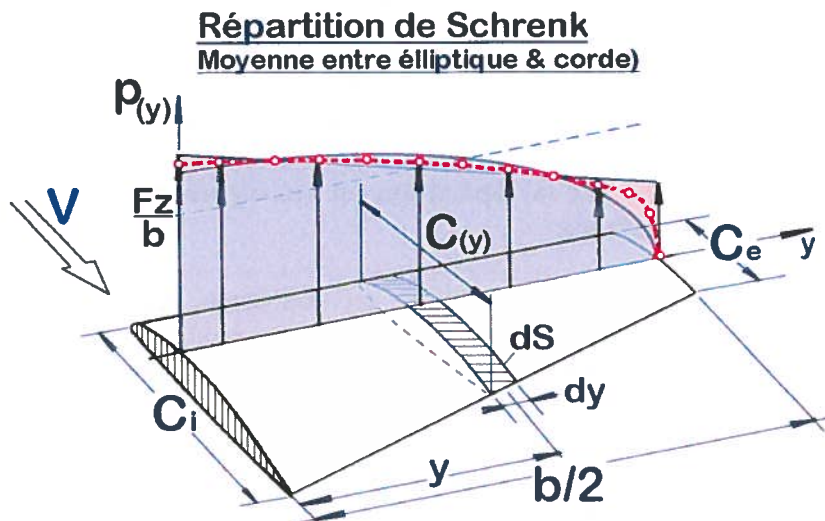
Avec :

$p(y) = \frac{2 \cdot F_z}{b^2} \cdot \frac{[b \cdot C_i - 2 \cdot (C_i - C_e) \cdot \bar{y}]}{(C_i + C_e)}$	$P(y)$:	Charge linéique locale	[N/m]
ou	F_z :	Résultante de portance totale $F_z = n \cdot m \cdot g$	[N]
$p(y) = \frac{2 \cdot F_z}{b} \cdot \left[\frac{(E - 1) \cdot \bar{y} + 1}{(E + 1)} \right]$	b :	Envergure	[m]
	C_i :	Corde interne (emplanture)	[m]
	C_e :	Corde externe (saumon)	[m]
	\bar{y} :	Envergure réduite ou normalisée $\bar{y} = y / (b/2)$	[-]
	E :	Effilement $E = C_e / C_i$	[-]

SCHRENK : INTERPOLATION ENTRE UNE PORTANCE ELLIPTIQUE ET UNE PORTANCE PROPORTIONNELLE À LA CORDE.

Oscar Schrenk (1901- ?) a démontré que pour une aile trapézoïdale non vrillée (géométriquement, aérodynamiquement, ou par déformation sous charges) la répartition de la charge aérodynamique est proche de la moyenne entre une répartition elliptique et une répartition trapézoïdale.

C'est très certainement le type de répartition qui s'approche au mieux de la répartition réelle tout en restant assez simple à manipuler.



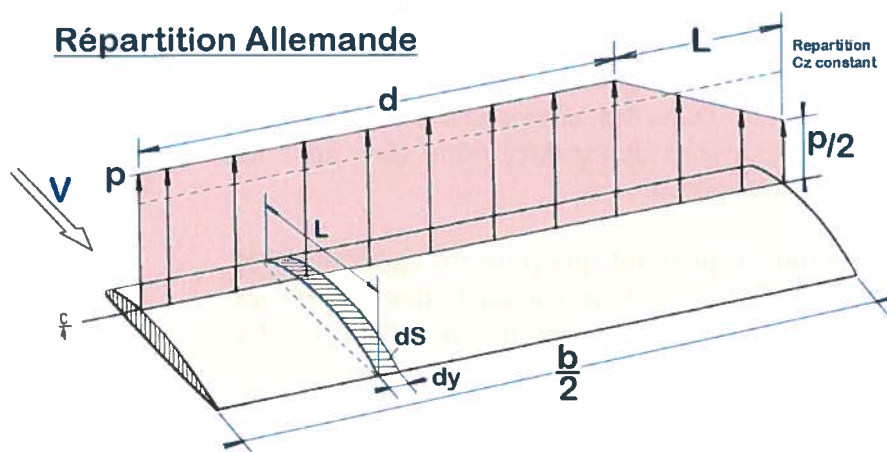
Avec :

$$p(y) = \frac{Fz}{b} \cdot \left[\frac{(E-1) \cdot \bar{y} + 1}{(E+1)} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \bar{y}^2} \right]$$

$P(y)$:	Charge linéique locale	[N/m]
Fz :	Résultante de portance totale $Fz = n.m.g$	[N]
b :	Envergure	[m]
\bar{y} :	Envergure réduite ou normalisée $\bar{y} = y / (b/2)$	[-]
E :	Effilement $E = C_e / C_i$	[-]
C_i :	Corde interne (emplanture)	[m]
C_e :	Corde externe (saumon)	[m]

MÉTHODE ALLEMANDE

La méthode allemande de répartition du C_z est assez intéressante pour une aile **rectangulaire** avec saumons, arrondis ou non et non vrillée.



Avec :

$$p = \frac{2 \cdot Fz}{4.d + 3.L}$$

p :	Charge linéique à l'emplanture	[N/m]
Fz :	Résultante de portance totale $Fz = n.m.g$	[N]
d :	Longueur de chargement constant $d = b/2 - L$	[m]
L :	Corde	[m]
b :	Envergure	[m]

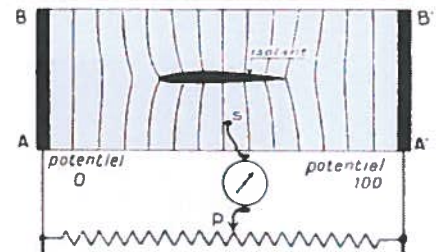
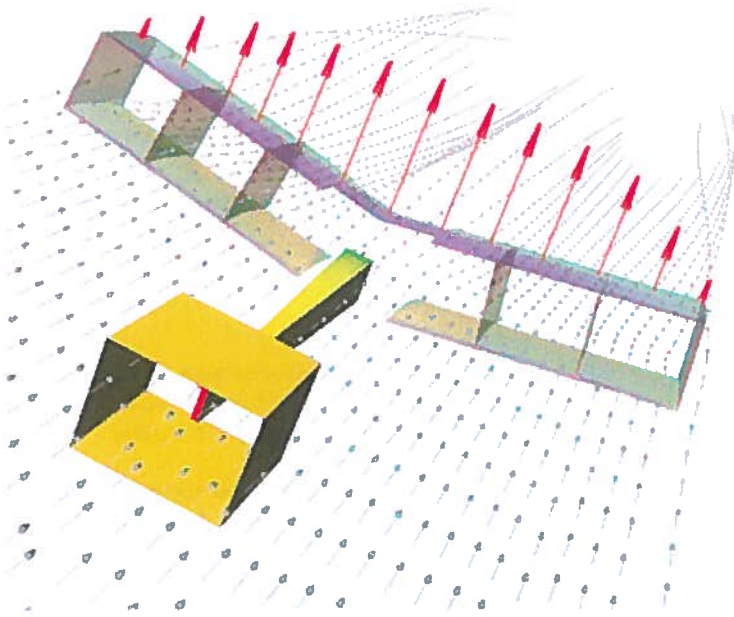
MÉTHODE DE PERES & MALAVARD³

Les tables établies par Joseph PÉRÈS et Lucien MALAVARD permettent de déterminer la répartition de portance par analogie rhéoelectrique (Simulation physique des phénomènes électriques et aérodynamiques par analogie).

Ces tables sont établies pour différentes familles d'aile : allongement, effilement, forme en plan, Vrillage/calage, braquage de gouvernes.

Elles permettent de tenir compte des braquages de volets et/ou d'aileron etc ...

Très précises, elles sont cependant d'un usage fastidieux.



ET LES « SOUFFLERIES NUMÉRIQUES » ?

Il existe également des méthodes numériques de modélisation de la répartition de la portance en envergure. Nous ne saurions trop insister sur les précautions à prendre avec ces « souffleries numériques ». Très, voir même, trop, précises, elles permettent rarement à l'utilisateur de se former un sens physique critique.

Ces logiciels démultiplient les possibilités d'un bon concepteur/expérimentateur mais il est fondamental de pouvoir contrôler les ordres de grandeurs des résultats. Pour cela, un petit calcul de coin de table avec une modélisation simplifiée sera toujours indispensable.

Remarque très importante :

Pour des voilures d'allongement 6 à 10 et d'effilement 0,6 à 1, l'écart entre toutes ces modélisations est assez faible (10%) sur la prévision des efforts intérieurs au longeron (moment fléchissant et effort tranchant) à l'implanture. Il est donc raisonnable d'adopter la méthode qui assure le meilleur rapport efficacité/complexité.

Tout l'art de l'ingénieur consiste alors à choisir le modèle le mieux adapté au calcul en cours.

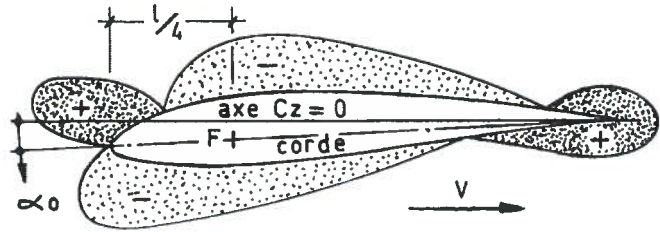
Pour le calcul des semelles de longeron : La répartition à C_z constant, ou la méthode Allemande sont souvent majorantes et donc sûres.

Pour le calcul des nervures, la méthode de Schrenk est plus adaptée.

³ Tables numériques pour le calcul de la répartition des charges aérodynamiques suivant l'envergure d'une aile.
Joseph Pérès et Lucien Malavard, G.R.A. rapport technique n°9

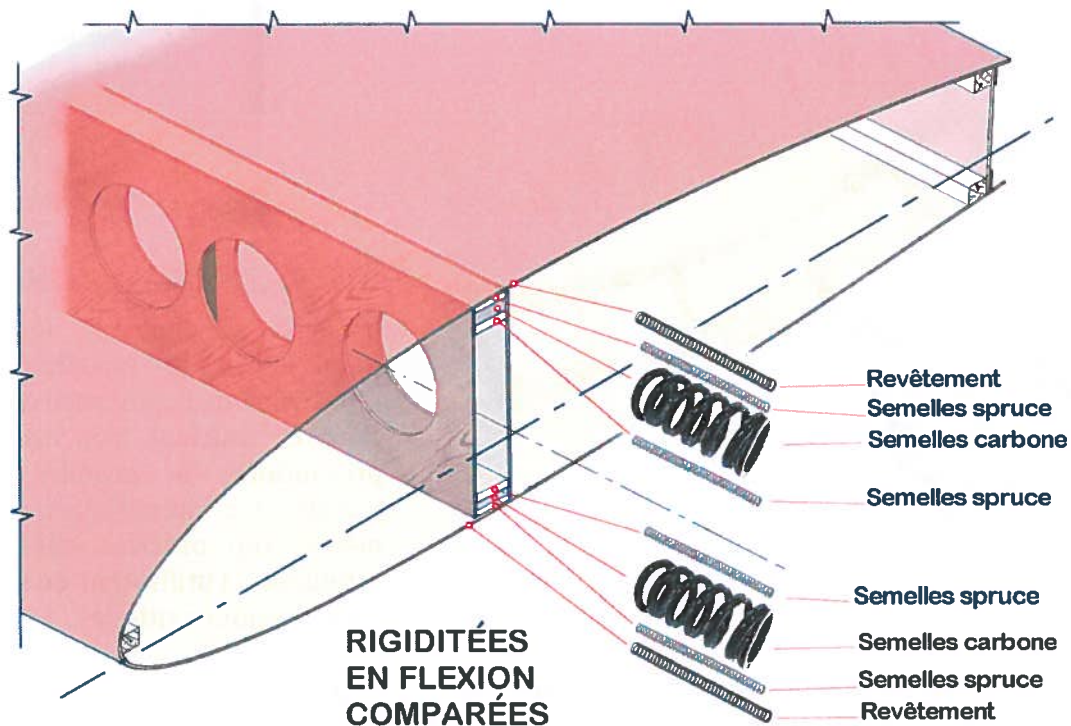
6 - REPORTS DE CHARGEMENT SUR LA STRUCTURE DE L'AILE

Le revêtement (ou l'entoilage) reprend les efforts engendrés par les champs de pression sur l'aile (portance, traînée, moment de torsion) pour les transmettre au coffrage puis aux nervures et au longeron.



Champs de pression sur une aile à incidence nulle

- La flexion de l'aile est donc supportée par le longeron ce qui dimensionne les semelles et les âmes de ce dernier. En effet, les semelles de longeron en carbone/spruce ont une rigidité en flexion ($E.I_{gx}$) dix fois plus grande que le revêtement. Les semelles sont alors assimilables à des ressorts de forte raideur qui vont reprendre l'essentiel de la charge.

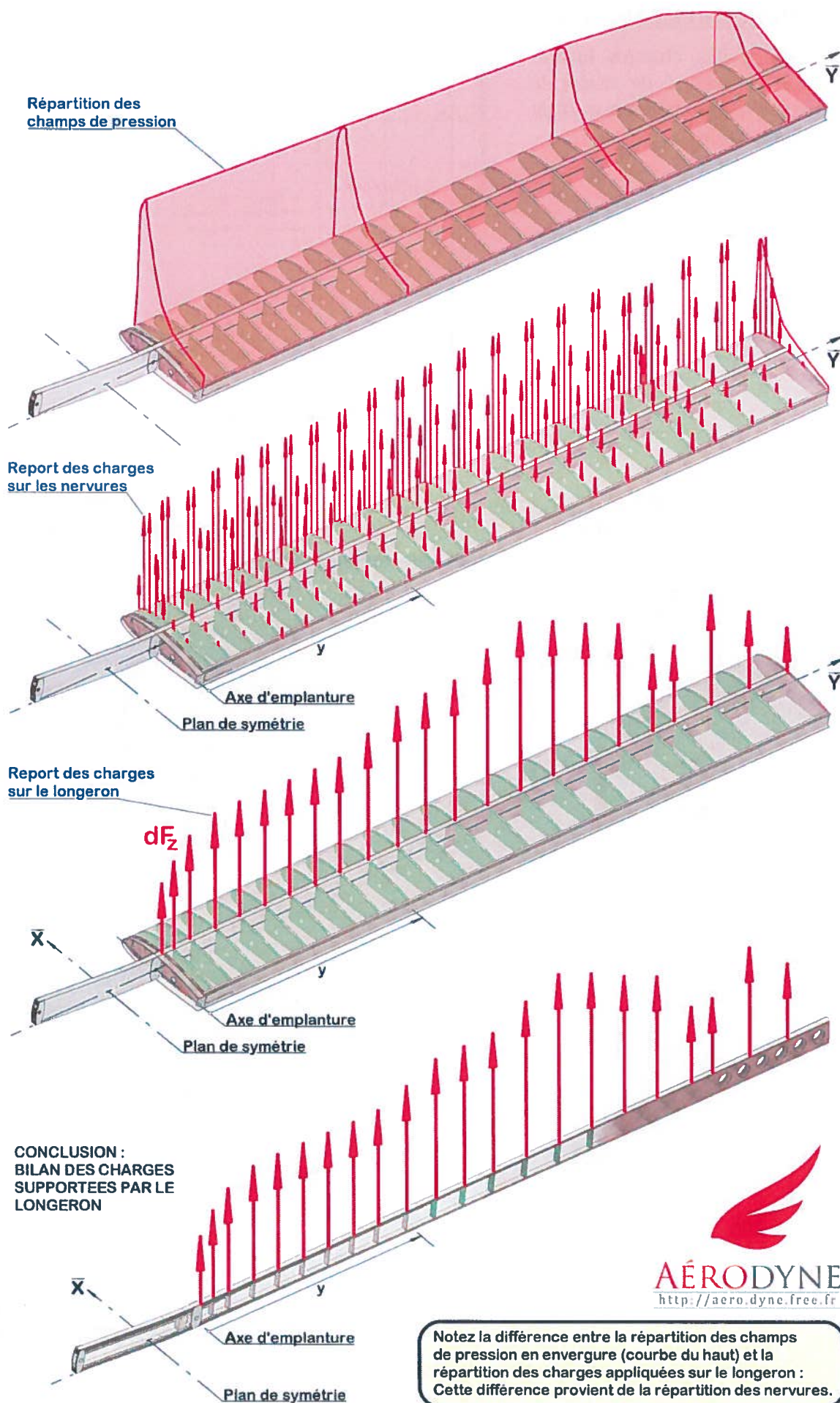


- La torsion de l'aile est reprise par le contreplaqué de coffrage et dimensionne l'épaisseur du coffrage et l'espacement des nervures/raidisseurs.
- La flexion dans le plan de l'aile engendrée par de la ressource et/ou la traînée est reprise par le coffrage/baguette de bord d'attaque et le longeronnet qui avec le revêtement de l'aile forme un gros (de grande hauteur) longeron-caisson travaillant dans le plan de l'aile.

Les nervures participent à la stabilisation du revêtement du caisson de coffrage en retardant son plissement (« flambage local ») lors de la torsion. Elles permettent également le report des charges de portance vers le longeron.

L'emplacement des nervures (pas d'inter-nervures variable) résulte alors de deux conditions :

- Report de la charge aérodynamique vers le longeron (Chaque nervure reporte les charges appliquées de part à d'autre d'elle même).
- Stabilisation du revêtement sous les efforts de torsion.

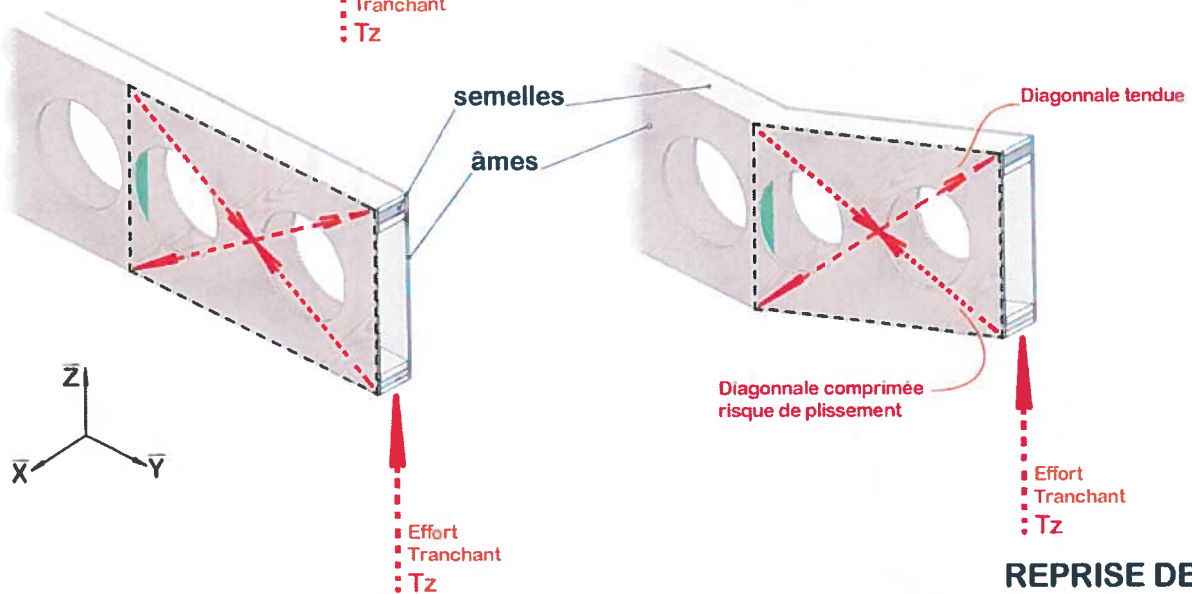
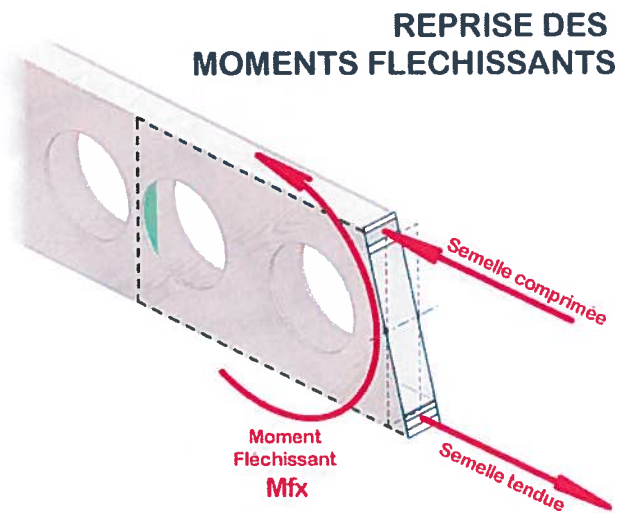
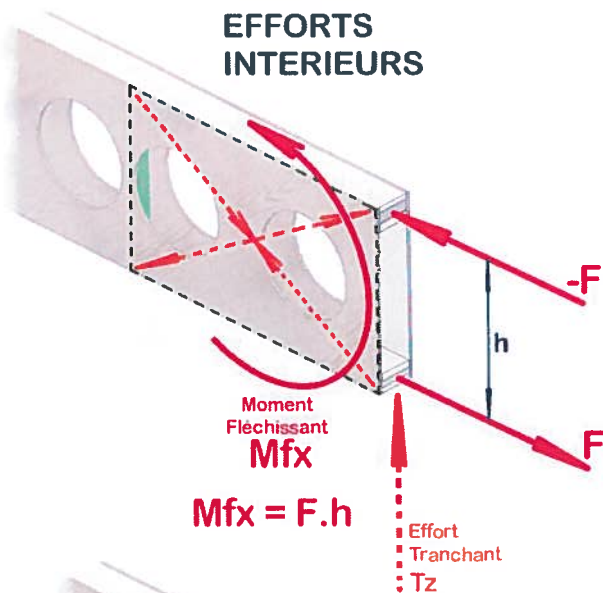
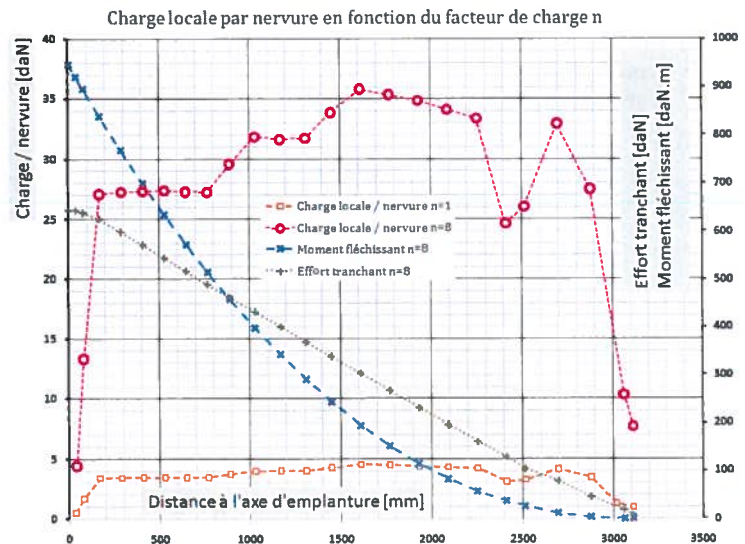


7 - FONCTIONNEMENT MÉCANIQUE DU LONGERON

La connaissance des charges locales sur le longeron permet de tracer le diagramme des moments fléchissant et des efforts tranchants :

$$T_{(n)} = \sum_{i=n}^{24} dFz_i$$

$$Mf_n = \sum_{i=n}^{24} dFz_i \cdot Y_i$$



REPRISE DES EFFORTS TRANCHANTS

Fonctionnement mécanique du longeron

En résumé :

Dimensionnement des semelles

Les semelles d'extrados (comprimées) et d'intrados (tendues) du longeron vont « bloquer » le mouvement de pivotement de la section droite et vont donc reprendre le moment fléchissant

Mode de ruine : contraintes de compression, ou de traction

Calcul : Les semelles sont donc dimensionnées en traction/compression

Dimensionnement des âmes :

Les âmes reprennent les efforts tranchants en bloquant le « glissement » des semelles l'une par rapport à l'autre (selon Y). Ces âmes sont raidies par les raidisseurs et les cales.

Mode de ruine :

Plissement des âmes, contraintes de cisaillement.

Calcul : Les âmes sont dimensionnées au cisaillement et au plissement.

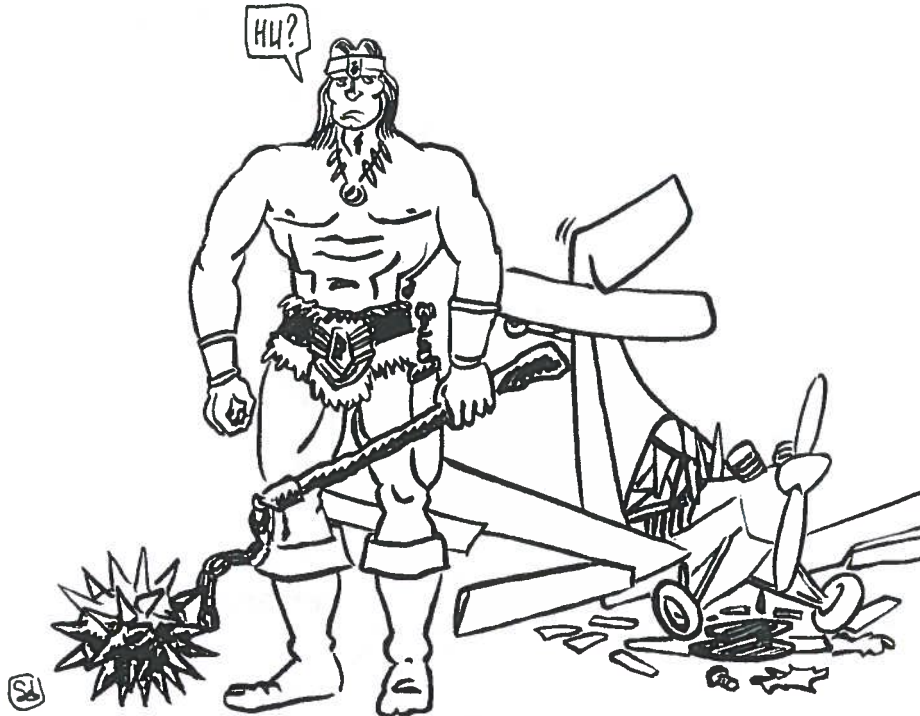
Caractéristiques mécaniques des principaux bois utilisés en construction aéronautique

BOIS EN PLATEAUX												
Désignation			Densité	Retractable transversale	Contrainte admissible à rupture					Module d'élasticité	Indications d'emploi	
Catégorie	Appellation usuelle	Provenance			Compression		Traction		Cisaillement			
						⊥		⊥				
					(1)	(2)	(3)	(4)				(5)
MPa ou N/mm²												
Résineux	spruce	Amerique	0,46	7,4	35	6,5	80	1,3	3,3	10000	Mâts, semelles de longerons ou de caissons, baguettes de nervures.	
	sapin blanc	Suisse	0,45	6,0	35	6,5	80	1,3	3,5	10000		
	pinsylvestre	France	0,53	7,4	42	8,0	90	1,4	4,0	10000		
Feuillus tendres	peuplier	France	0,44	7,1	31	4,0	70	1,5	3,4	8000	Chapeaux de nervures, lisseaux, lisses, cales.	
	aune	France	0,45	7,0	34	4,5			3,5	9000		
Feuillus durs	bouleau	Norvège	0,70	8,5	41	11		2,5	5,0	11000	Cales, quilles d'angle, helices, plaques d'appuis, semelles comprimées.	
	noyer	France	0,65	7,1	39	12		2,7	5,0	10000		
	frêne	France	0,72	6,8	44	14	100	3,0	6,5	12000		
	hêtre	France	0,70	10,6	42	13	110	3,5	7,0	11000		
Feuillus très durs	hickory	Norvège	0,81		61	22			10,2	13000	Plaques d'appui, patins.	
Remarques												
(1) Les densités et les caracteristiques mécaniques correspondant à une humidité de 15%												
(2) Retractable (dans le sens tangentiel aux couches annuelles) entre bois vert et étuvé												
(3) : Sollicitation dans le sens des fibres												
(4) ⊥: Sollicitations perpendiculaires aux fibres (valeurs minima radiale ou tangentielle)												
(5) Cisaillements tangentiels (valeurs minima) à considérer en glissement de flexion.												
(6) Modules d'élasticité longitudinaux E mesurés en flexion statique												
CONTREPLAQUÉS												
Désignation	Densité	Traction (MPaouN/mm²)						Cisaillement (MPaouN/mm²)				Indications d'emploi
		Contrainte de rupture			Module d'élasticité			Contrainte de rupt		Mod d'élast.		
			⊥	X		⊥	X	et ⊥	X	⊥	X	
		(1)	(2)	(3)	(1)	(2)	(3)			(4)	(4)	
okoumé bouleau peuplier	0,48	45	27	21	8800	820	1700	12	23	700	2000	Revêtements, âmes de longerons et de nervures.
	0,67	93	54	38	16000	1400	2700	22	45	850	2700	
	0,46	51	30	22	10100	770		13	24	600	1900	
Remarques												
(1) Effort dirigé suivant le sens des fibres extérieures												
(2) ⊥ Effort dirigé perpendiculairement au sens des fibres extérieures.												
(3) X Effort dirigé à 45° par rapport aux fibres extérieures												
(4) Valeurs déduites de la publication Americaine ANCS.												

Désignation	Densité [-]	Contrainte admissible [MPa ou N/mm ²]		Module d'élasticité E [MPa]
		σ Traction	σ Compression	
Composite carbone époxy unidirectionnel	1,49	+1000	1000	118 000

ESSAI EN FLEXION STATIQUE D'UN LONGERON DE LUCIOLE MC30

Ça a beau être destructif, ça reste quand-même instructif !



1 - OBJECTIF DE L'ESSAI

2 - DISPOSITIF D'ESSAI

LE BÂTI

LES CHARGES

L'ATTELAGE

LES SYSTÈMES ANTI-DEVERS ET ANTI FLAMBAGES

LES MESURES

3 - LES PROCÉDURES D'ESSAI

4 - L'ESSAI & LES RÉSULTATS

1 - OBJECTIF DE L'ESSAI

L'objectif de l'essai est de vérifier la tenue structurale aux charges de calcul d'un longeron fabriqué par des étudiants non spécialistes.

DONNÉES

M. Colombar nous a transmis le fichier des charges appliquées sur le longeron. Les charges par nervures ont été estimées à partir de la répartition de portance en envergure calculée par les tables de Joseph Pérès et Lucien Malavard. On calcul la charge transmise au longeron par chaque nervure en effectuant le produit de la charge linéique locale par le pas inter nervures local (intégrale par la méthode des trapèzes ou les rectangles).

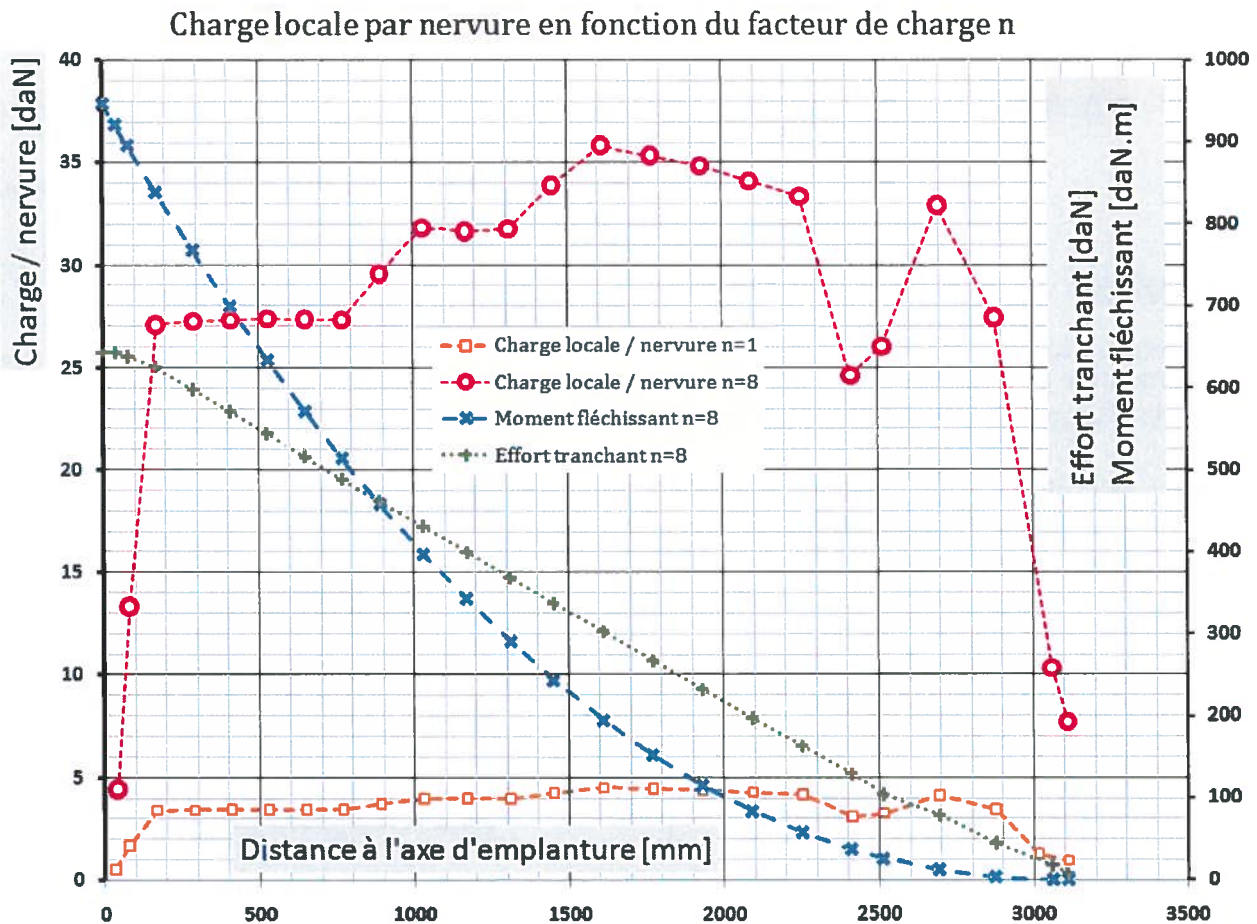
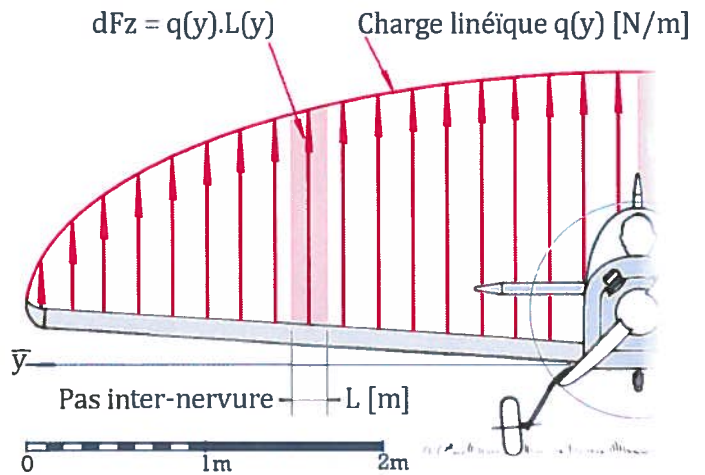
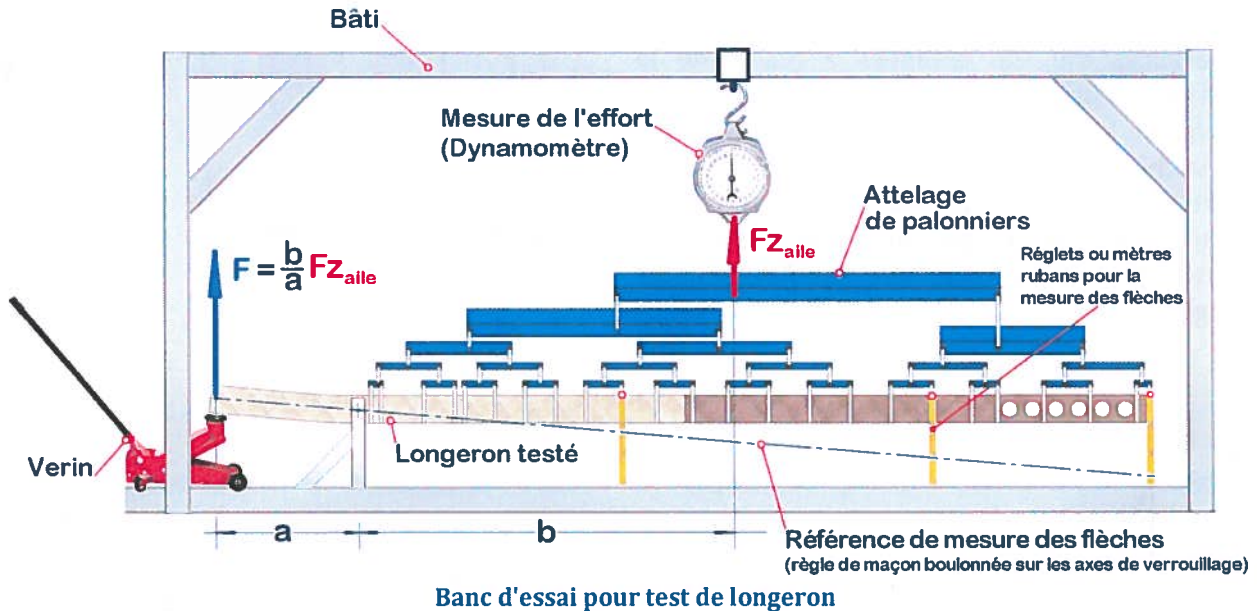


Figure 1 : Charges locales par nervure ($n=1$ & $n=8$), Moment fléchissant & efforts tranchants

2 - DISPOSITIF D'ESSAI

LE BÂTI

Le banc d'essai doit permettre la mise sous charge du longeron, la mesure de l'effort et des déformées, le tout en reproduisant le plus fidèlement possible le chargement aérodynamique. Le bâti doit être rigide et tenir compte de la déformation du longeron.



LES CHARGES

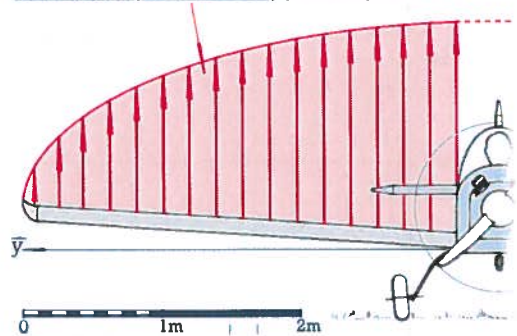
Valeur maxi de la charge

Il est souhaitable de disposer d'une installation qui permette d'installer une charge égale à au moins 150% de la charge de rupture prévue par le concepteur afin d'être sûr de pouvoir atteindre la rupture.

Lors d'un vol au facteur de charge de $n=1$ (vol à l'horizontale à vitesse constante) l'aile est soumise aux efforts suivants :

- Poids apparent de l'aile $= n \cdot M_{aile} \cdot g$
- Portion de la résultante de portance F_z appliquée sur l'aile. (dans le cas d'une aile cantilever, la portance qui agit sur la portion d'aile qui traverse le fuselage n'est pas prise en compte. Ce serait le cas pour une aile parasol).

Portion de portance supportée par l'aile



Pour un facteur de charge de 1, la portance équilibre le poids et chaque aile supporte la moitié de la charge (soit 100 daN) diminué de la portion de portance du fuselage ($p_{moy} \cdot bf/2$) et diminué du poids de l'aile externe au fuselage

La charge linéique $P_{moy} = F_z/b$ ou la charge linéique locale issue de l'hypothèse de répartition de portance choisie.

Pour un facteur de charge n , chaque aile supporte n fois les charges ci-dessus.

La portance équilibre le poids apparent de l'avion ($n \cdot M_{max} \cdot g$) et chaque aile supporte la moitié de la charge diminué de la portion de portance du fuselage ($p_{moy} \cdot bf/2$) et diminué du poids apparent de l'aile externe au fuselage (poids apparent de l'aile $= n \cdot M_{aile} \cdot g = M_{aile} \cdot g$ si $n=1$).

$$Tz_{aile} = \frac{M_{max} \cdot n \cdot g}{2} - M_{aile} \cdot n \cdot g - \frac{M_{max} \cdot n \cdot g}{b} \cdot \frac{bf}{2}$$

$$Tz_{aile} = \frac{M_{max} \cdot n \cdot g}{2} \cdot \left(1 - \frac{bf}{b}\right) - M_{aile} \cdot n \cdot g$$

Pour la Luciole :

$Tz_{aile} = 81 \text{ daN}$ pour $n = 1$

Avec :

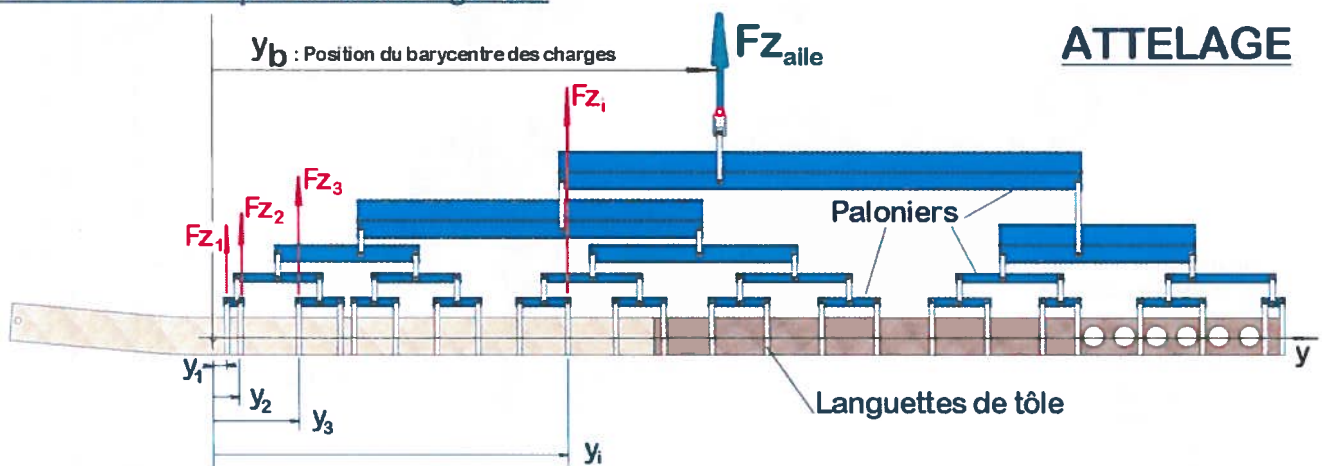
Tz_{aile} :	Charge supportée par la demi-aile	[N]
M_{max}	Masse max de la Luciole $M_{max} = 200 \text{ kg}$	[kg]
n :	Facteur de charge $n = Fz/M_{max} \cdot g$	[-]
g :	Accélération de la pesanteur $g = 9,81 \text{ N/kg}$	[N/kg]
M_{aile}	Masse max de la demi-aile externe au fuselage de la luciole. $M_{aile} = 10,3 \text{ kg}$	[kg]
b :	Envergure	[m]
bf :	Largeur fuselage	[m]

Dans notre cas, la Luciole est dimensionnée pour un facteur de charge limite de 4,4 soit un facteur de charge extrême de $1,5 \times 4,4 = 6,6$

Il faut donc un dispositif de chargement qui permette d'appliquer une charge majorée d'au moins 150 % soit : $1,5 \times 6,6 \times Tz_{aile} = 1,5 \times 534,6 = 801,9 \text{ daN}$ soit environ 800 daN (ou 800 kg force)

Charge minimum du dispositif d'essai = 800 daN

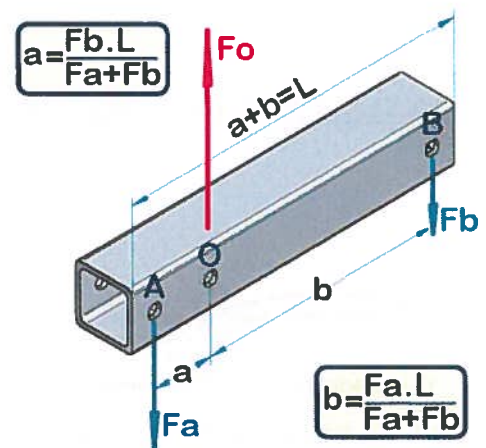
L'ATTELAGE : Reproduire le chargement



Afin de reproduire fidèlement le chargement du longeron on utilise un attelage constitué de cinq niveaux de palonniers. Un palonnier est constitué d'une barre métallique (ex 20x20x2 mm) percée de deux alésages qui permettent de boulonner les languettes d'introduction d'efforts et d'un alésage permettant de « tirer » dessus.

Les entraxes entre les boulons permettent la distribution des charges.

Les points d'accroche des palonniers doivent être impérativement identifiés avec le numéro de nervure correspondant.



Principe de calcul des palonniers

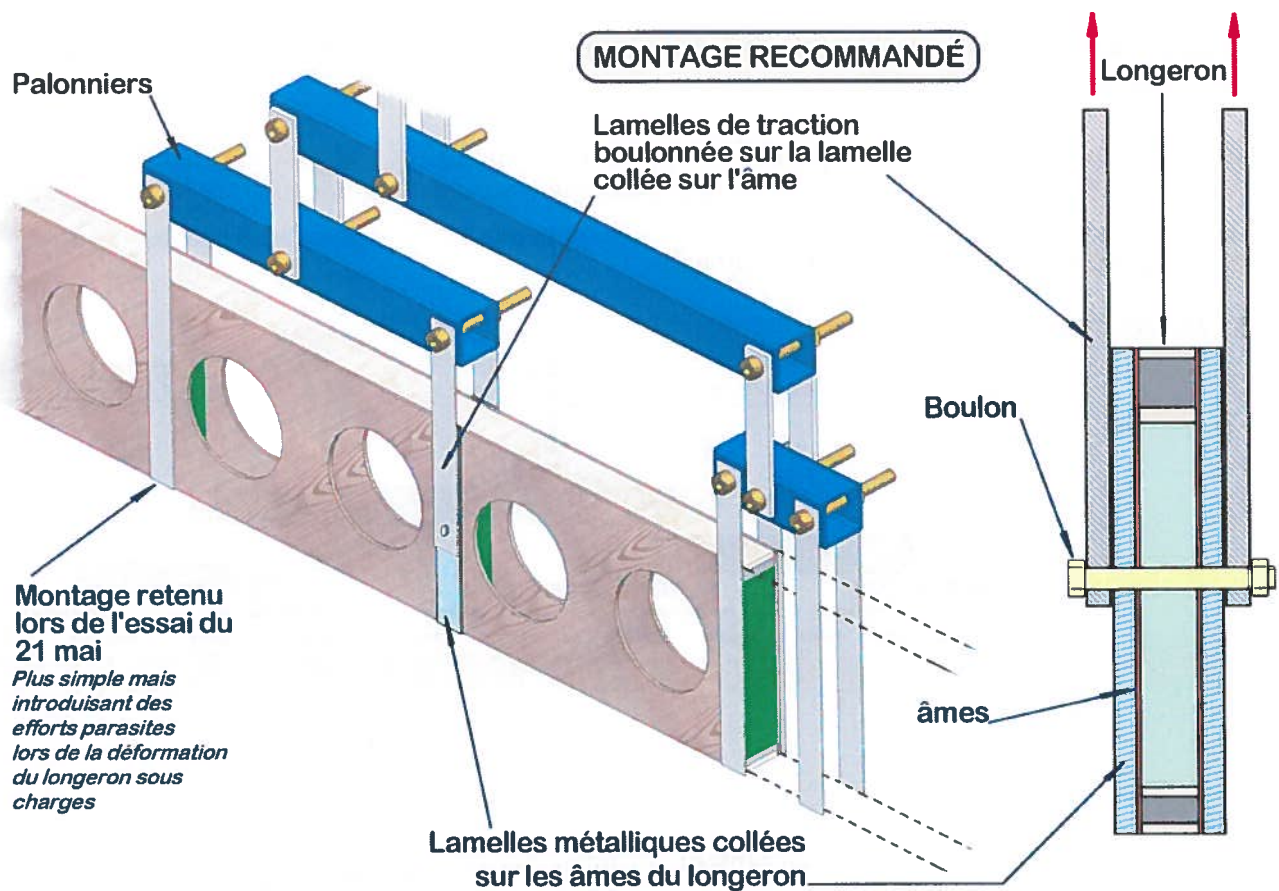
Détermination du point d'accroche de la résultante des forces de portance :

Il est donc nécessaire de calculer la position du barycentre des charges appliquées pour accrocher l'ensemble au capteur d'efforts.

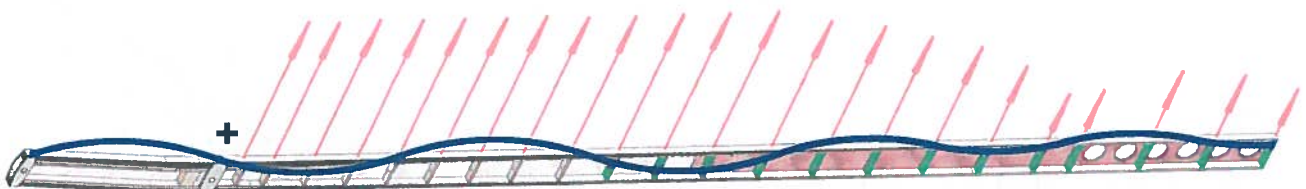
$$Fz_{aile} = \sum_{i=1}^{24} dFz_i \quad Moment_{emplature} = \sum_{i=1}^{24} dFz_i \cdot Y_i \quad Y_b = \frac{\sum_{i=1}^{24} dFz_i \cdot Y_i}{\sum_{i=1}^{24} dFz_i}$$

Introduction des charges locales dans le longeron :

Afin de reproduire le comportement de la jonction nervure/longeron, on utilise des languettes métalliques collées sur les âmes du longeron de part et d'autre afin d'introduire progressivement l'effort de cisaillement dans la peau des âmes, comme le ferait la nervure.



LES SYSTÈMES ANTI-DEVERS ET ANTI-FLAMBAGES



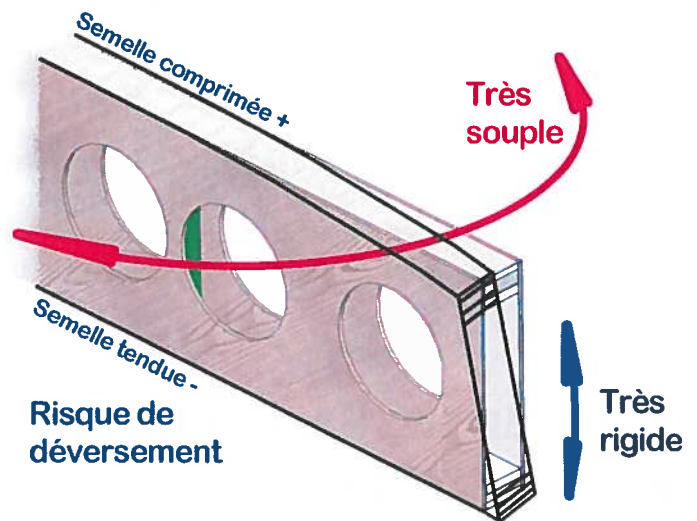
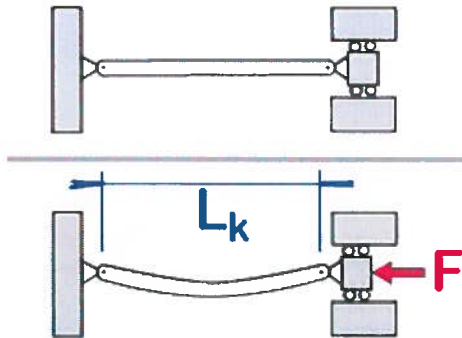
Flambage de la semelle supérieure comprimée et déversement du longeron

Lors de l'essai en flexion statique, le longeron n'est plus « bloqué » par le revêtement. La semelle d'extrados étant comprimée, elle ne demande qu'à flamber dans le plan de l'aile. La semelle d'intrados, elle, reste bien droite, en tension.

Ceci, combiné au fait que la souplesse en flexion du longeron dans le plan de l'aile est très grande comparativement à sa rigidité en flexion dans le plan perpendiculaire à l'aile, va provoquer le déversement et la ruine du longeron.

Ce phénomène ne peut pas apparaître en fonctionnement normal à cause du « blocage » très efficace procuré par le contreplaqué de revêtement qui forme un caisson très rigide.

Rappel sur le flambement des poutres



La charge critique de flambage théorique est donnée par la formule d'Euler:

Avec :

$F = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{L_k^2}$	F :	charge critique de flambage théorique (rotule - rotule)	[N]
	E :	module de Young du matériau (118 000 MPa pour le carbone)	[Pa]
$L_k = \sqrt{\frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{F}}$	I :	moment quadratique de la poutre	[m ⁴]
	L _k :	longueur de flambement de la poutre	[m]

Le montage d'essai doit donc reproduire ce « blocage » en empêchant le longeron de déverser.

Une attention particulière doit être portée aux guides qui réaliseront ce blocage : Ils doivent guider le longeron de manière TRÈS rigide sans pour autant introduire de frottements qui fausseraient les mesures.

De plus, il est pratique de garder l'extrados et l'intrados du longeron visible pour pouvoir détecter un éventuel début de flambage.

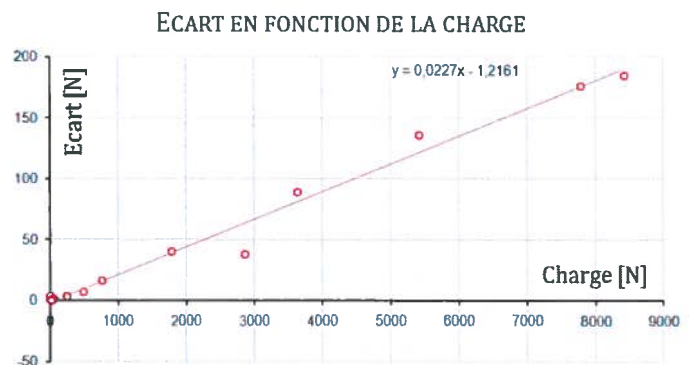
LES MESURES

Mesure de l'effort :

On utilise un capteur d'effort (il faut pouvoir monter en charge jusqu'à au moins deux fois la charge extrême calculée (6,6G x 2 = 13,2 G)

Le capteur d'effort fera l'objet d'un étalonnage précis dans la plage de mesure afin d'en vérifier la fidélité, la justesse et la précision.

Il est souvent difficile de trouver des capteurs de grande amplitude de mesures (plusieurs centaines de daN) précis et peu onéreux.

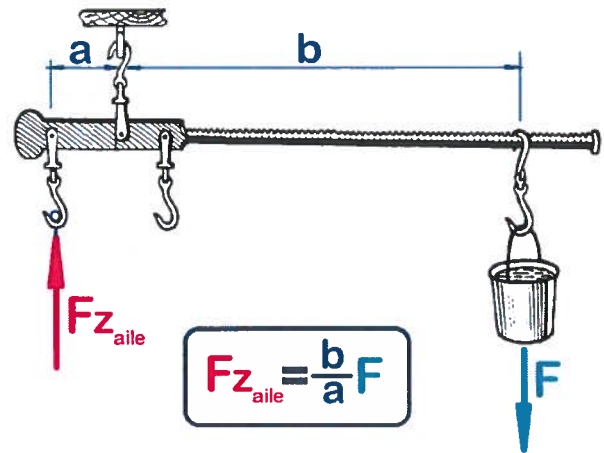


Étalonnage du capteur d'effort

Pour palier ce problème, il est possible d'utiliser le principe de la balance romaine ou du levier.

Mesure des déformations

Les mesures de déformées se font grâce à des mètres à rubans fixés sur le longeron (5 points de mesures)
Une référence (règle de maçon) solidaire des axes de fixation et non déformée permet la lecture des flèches.



3 – PRÉPARATION & PROCÉDURES D'ESSAI

PRÉPARATION DE L'ESSAI

RANGEMENT & PRÉPARATION DE LA ZONE D'ESSAI :

- Dégager l'espace entourant le banc d'essai.
- Placer un poster en arrière plan identifiant bien l'essai (logo, date de l'essai, titre de l'essai, noms des généreux donateurs...).
- Mettre en place un éclairage puissant pour s'affranchir d'une météo maussade (projecteurs de chantiers, sources multiples pour éviter les ombres)
- Mettre en place une horloge visible (très utile pour identifier les photos)



**ESSAI à RUPTURE
en flexion statique
Longeron LUCIOLE MC30
21 mai 2011**

MISE EN PLACE DU LONGERON DANS LE BANC D'ESSAI :

- Installer l'attelage d'introduction des charges
- Installer et tester le dispositif anti-flambage/anti devers.
- Installer et tester les systèmes de mesure de flèches.
- Placer l'afficheur du capteur d'effort en vue des systèmes d'acquisition photo/vidéo. (c'est fondamental pour une exploitation ultérieure des photos. Une simple ouaibecam filmant l'afficheur du capteur d'effort et retransmettant l'information par vidéoprojecteur sur le mur derrière la scène)
- Mise en place d'une cale qui permet d'indexer la position zéro du longeron. En effet, lors de la mise en place de l'attelage, le longeron ploie vers le bas sous le poids de ce dernier. Il est donc pratique d'identifier la position zéro par une cale.
- Numéroter chacune des nervures de manière visible.

MISE EN PLACE ACQUISITION PHOTO/VIDÉO :

- Charger les batteries
- Vider les cartes mémoire (prévoir des cartes en rab) tester leur durée de capture, et vider leurs mémoires.
- Placer les pieds d'appareils photos, repérer les emplacements des pieds par des adhésifs. Au minimum, une caméra filmant la scène de face (mesures des déformées) et de profil (détection d'un flambage éventuel). Les petites caméras sportives haute définition se sont révélées très pratiques à l'usage.
- Vérifier le fonctionnement et le réglage de tous les systèmes d'acquisition vidéo.
- S'assurer que les résolutions des appareils photo/video sont suffisantes pour pouvoir lire l'afficheur du capteur d'effort et les réglets du système de mesure de flèches.

MESURES :

- Mise en place de la règle de référence (règle de maçon), bridée au niveau des axes du longeron, et non contrainte
- Mise en place des réglés, mètres à rubans sur le longeron pour la mesure des flèches.
- Mise en place d'une règle de géomètre placée dans le plan du longeron (permet de donner une échelle).
- Préparer des affichettes avec les différentes valeurs de facteurs de charge. (n=1 ; n=2 ; n= ...)
- Préparer la liste et l'ordre des chargements que l'opérateur devra appliquer. Ce dernier rayera tous les chargements déjà effectués (prévoir un stylo feutre et des aimants pour fixer les affichettes).

CHARGE	
Facteur de charge n	charge [N]
0.00	0
1.00	810
0.00	0
2.00	1620
1.00	810
3.00	2430
1.00	810
4.00	3240
1.00	810
5.00	4050
1.00	810
6.00	4860
1.00	810
6.60	5346

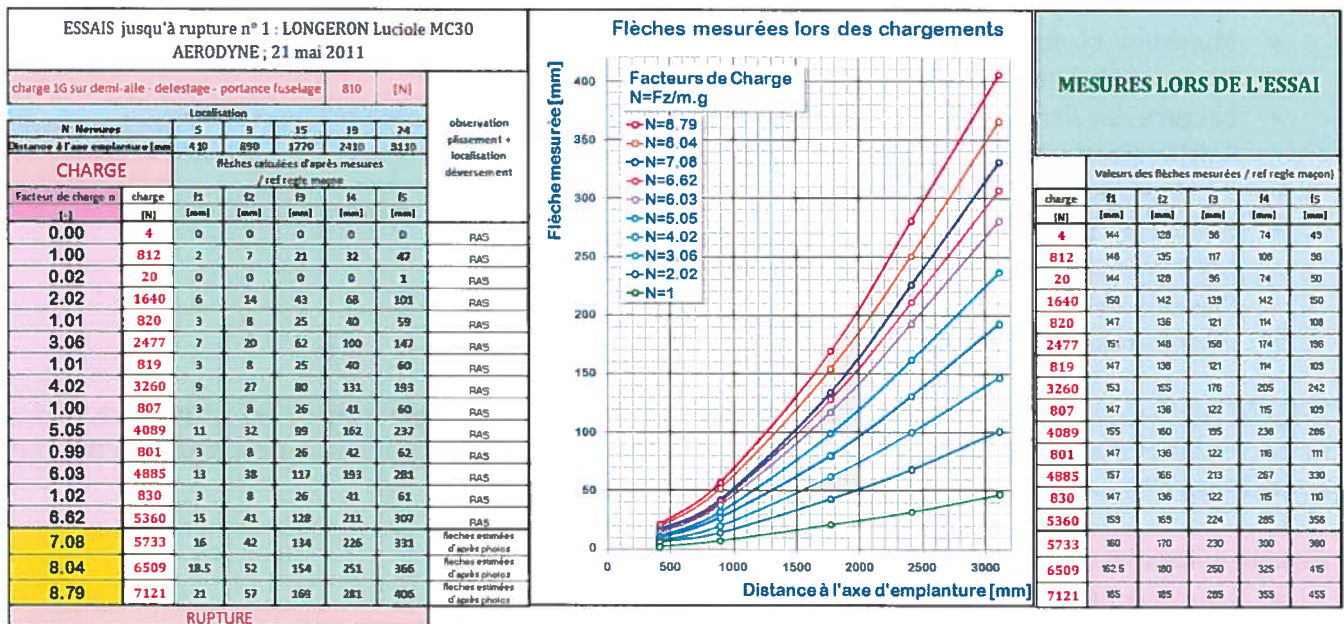


PROTECTIONS PERSONNELLES :

- Les lunettes de protections sont obligatoires pour les expérimentateurs qui iront lire les flèches.
- Blouses de protections.

ENREGISTREMENT DES DONNÉES :

Apporter un Pc. On prépare à l'avance un fichier Excel pour l'enregistrement des données (en particulier les charges et les flèches correspondantes).



Exemple de fichier de données.

4 - L'ESSAI & LES RÉSULTATS

Il est fondamental de préparer à l'avance des procédures d'essai écrites (check liste). Le jour de l'essai vous aurez beaucoup de choses en tête et on a vite fait d'oublier de mettre en route une caméra ou autre.

CHECK LISTE « PRÉVOL »

- Inspection du montage d'essai
- Mise à zéro du capteur.
- Mesure déformée (zéro des mètres rubans avec cale de zéro de longeron)
- Mise en route des caméras
- Faire un essai au facteur de charge $n=1$ avec tous les dispositifs de capture d'image afin de « tasser » un peu l'attelage.
- Délester.
- Vérifier que les systèmes d'acquisition photos/vidéos ont fonctionné.
- Noter les conditions de l'essai (température, hygrométrie)

DÉROULEMENT DE L'ESSAI :

Répartir les tâches entre les opérateurs

Domaine élastique - extrême:

- Placer l'affichette correspondant au facteur de charge
- Lancer les moyens d'acquisition vidéo
- Monter à un état de charge ($n = 1 ; n=2 ; n=3 ; n = 4 ; n=5 ; n=6 ; n=6,6$)
- Prise de photo
- Maintient la charge (mini 3s)
- Énoncer la charge à haute et intelligible voix
- Lecture des flèches à haute et intelligible voix (la vidéo enregistre ainsi les données).
- Saisies des flèches sur fichier informatique
- Vérifier lamelles/devers/flambage
- Décharger à $n=0$ ou $n=1$
- Lecture des flèches à haute et intelligible voix.
- Prise de photo
- vérifier état du longeron

A l'issu de l'essai jusqu'au facteur de charge extrême, Télécharger toutes les photos et vidéos et reconfigurer tous les moyens photos/vidéo. Prendre en photo l'écran de l'ordinateur avec les valeurs de charges et de flèches (double sauvegardes)

Domaine extrême - rupture :

- Lancer les moyens d'acquisition vidéo
- Dégager l'aire d'essai.
- Monter en charge de manière continue et rapide jusqu'à rupture ($n=7 ; n=7.5$ etc $n=rupture$)
- Annoncer à haute voix les charges pour enregistrement sur bande vidéo.
- Prise de photos en continu à chaque annonce de valeur de charge et ce jusqu'à rupture.
- **« RUPTURE »**
- Sécurité des abords et des personnes
- Arrêts des vidéos
- **SAUVEGARDE IMMÉDIATE EN TRIPLE SUPPORT DE TOUTES LES DONNÉES.**
- Ensuite seulement on peut discuter !

ESSAI DU 21 MAI 2011 – LONGERON LUCIOLE MC30 – IUT DE CACHAN

L'équipe au complet avant l'essai :

Émile TOUMLILT
Marie CHABROUX
Axel RIPPE
Moussa ARRHIQUI
Et votre serviteur
Matthieu BARREAU

Département GMP
IUT de CACHAN



Marie et Émile mettent en place l'attelage et les systèmes anti – devers.

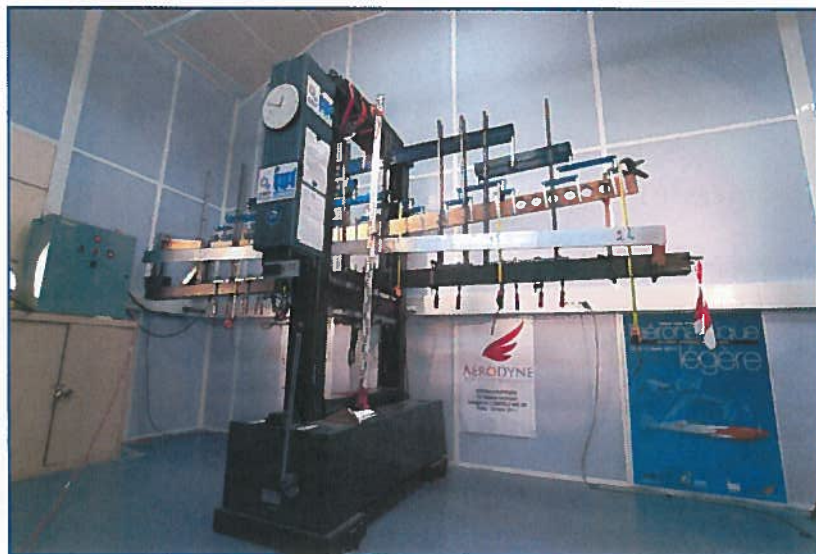
Notez :

- les mètres à rubans fixés sur le longeron et qui pendent derrière la règle de maçon qui sert de référence.
- L'horloge bien visible
- Les procédures affichées bien en vue.



L'ensemble du dispositif d'essai :

- Attelage
- Systèmes de mesures
- Systèmes anti devers (barres de guidage)
- Etc ...



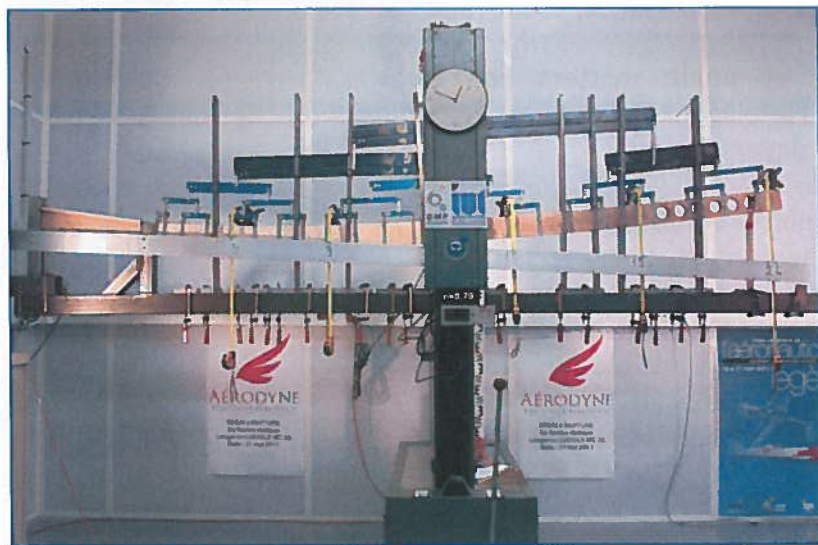
Longeron sans charge



Facteur de charge $n=8,79$ juste avant rupture.

La rupture est intervenue par flambage de la semelle d'extrados et déversement du longeron à la suite d'un maintien insuffisant par les barres anti-devers.

Flèche au saumon : 406 mm !



Le longeron cassé !

Si tu peux voir détruit l'ouvrage de ta vie

Et sans dire un seul mot te mettre à rebâtir ...⁴



⁴ Rudyard KIPLING

RÉFÉRENCES

Michel COLOMBAN

« Note sur le vol à petite puissance »

Revue Pilotes n° 5 (Juillet-août 2007)

S.BADEZ

Resistance des matériaux appliquée à l'aviation.

Cours de technique aéronautique

EASA CS-VLA. Certification Specification for Very Light Aircraft

<http://easa.europa.eu/>

SCHRENK O.

A Simple approximation method for obtaining the spanwise lift distribution

NACA technical memorandum 948, 1940

<http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1940/naca-tm-948.pdf>

Paul VALLAT

Cours de résistance des matériaux appliqué à l'aviation

Ménard éditeurs 1945

© Matthieu BARREAU

IUT de Cachan, juin 2011

L'auteur tient à remercier tout particulièrement Michel COLOMBAN qui a fait montre d'une grande patience et d'une disponibilité exemplaires. Merci également à Marie CHABROUX et Émile TOUMLILT pour leur formidable travail sur ce projet. Merci enfin à François BESSE pour sa couverture médiatique de l'événement et à Bernard BERTIN pour ses relectures pertinentes.

Composition & mise en page : Matthieu BARREAU

Illustrations : Matthieu BARREAU, Marie CHABROUX, Emile TOUMLILT, Sébastien EXTIER



d'après Lloyd R. Jenkinson: *Aircraft Design Projects*