

Construction des petits gros et résistance des matériaux

G. Chapillon

Les quatre abaques dont il est question dans ce chapitre ont déjà été publiés dans la 6^e partie de ce dossier technique (RCM n° 55, page 60). Prière de vous y reporter.

Chapitre 13

ABAQUE DE FLAMBEMENT

13-1 - Présentation

Ces abaques sont la traduction graphique des formules que je vous ai exposés au chapitre précédent. Pourquoi ces instruments, tout simplement pour se simplifier l'existence. C'est réel qu'il est fastidieux de passer en revue 10 ou 20 barres avec pour chacune d'elle 1 à 3 calculs. Ceci comporte aussi pas mal de risques d'erreurs.

L'avantage d'une courbe est donc double :

- gain de temps et d'efforts,
- baisse du risque d'erreur.

Il est évident que lorsque qu'on trace ces courbes les éventuelles anomalies de calcul apparaissent immédiatement de manière visuelle (ceci concerne surtout celui qui les trace). Pour l'utilisateur, la lecture est directe et permet d'apprécier si l'on est proche ou pas de la limite admissible pour une section donnée, ce sans autres calculs que les calculs d'efforts.

9^e partie

13-2 - Composition

La partie haute de chaque abaque indique horizontalement la longueur de la barre à dimensionner.

La ligne horizontale correspond à $l_f = l_0$ coef. 1

La ligne oblique ayant pour origine le point 0 des longueurs représente les coefficients de longueur de flambement pour $l_f < l_0$ avec les valeurs suivantes : $l_f = 0,9 l_0$; $l_f = 0,8$; $l_f = 0,7 l_0$; $l_f = 0,6 l_0$; $l_f = 0,5 l_0$.

Les lignes obliques (de gauche à droite) ayant pour origine les différentes longueurs déterminent automatiquement, lorsqu'elles coupent une des premières, la longueur l_f en fonction de " l_0 " et du coefficient de longueur de flambement.

13-3 - Lecture

La lecture se fait donc en partant de la longueur l_0 . De là, on remonte sur la ligne oblique allant vers la droite jusqu'à couper la ligne correspondant au coefficient de longueur de flambement. A la verticale du point de croisement des

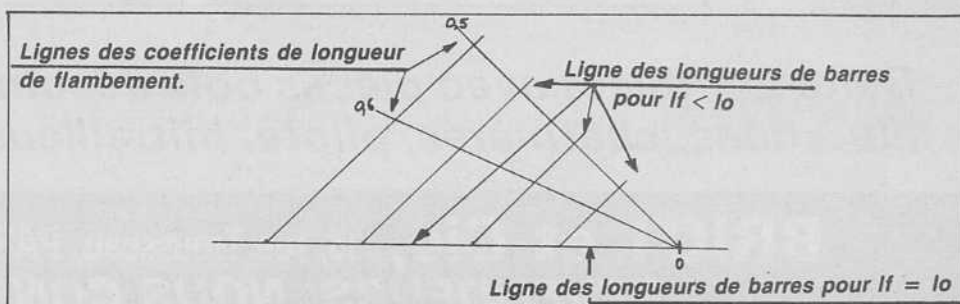
deux obliques on trouve la longueur de flambement correspondante.

Ceci étant fait on recherche dans la ligne verticale située à gauche l'effort auquel est soumis la barre. De ce point on mène une horizontale (parallèle à la ligne des longueurs coef. 1) et une verticale qui passe par la longueur de flambement de la dite barre. Le point de croisement des deux, va nous donner la section à utiliser.

Exemple $l_0 = 50 \text{ cm}$ } $l_f = 40 \text{ cm}$
(abaque N° 1) $l_f = 0,8$ }
 $N = 300 \text{ kg}$

Le point de croisement se trouve entre les courbes des baguettes 16 x 16 et 15 x 15. Comme chaque courbe représente pour chaque longueur l'effort capable maximum de la section considérée nous seront amené à toujours prendre la courbe située à gauche (non je ne fais pas de politique) du point de croisement. Donc dans notre cas une section de 16 x 16.

Toutes ces opérations se font sans calcul, et demande seulement l'aide d'une équerre de dessinateur ou moins cher d'un calque sur lequel vous tracerez deux droites perpendiculaires. Par la méthode inverse on peut obtenir pour une section donnée soit l'effort en fonc-



tion de la longueur soit la longueur de flambement en fonction de l'effort.

13-4 - Matériaux

Pour le bois, les calculs ont été faits pour des élancements compris entre 56 et 200. Pourquoi ces valeurs ?

La première parce qu'elle correspond à la $\sqrt{3100}$ qui est un des termes du calcul de K, quand à la seconde, il n'est pas intéressant de la dépasser pour des raisons d'économies mais plus encore de rigidité des pièces donc de vibration de celles-ci.

Pour les élancements inférieurs à 56 on peut pratiquement négliger le phénomène du flambement du fait de la rigidité des attaches.

Pour l'acier, les abaques prennent en compte les élancements depuis 30 avec un maximum de 200. Au valeur près, les raisons sont les mêmes que pour le bois.

Pour l'aluminium, pitié ne lui faites pas cette mauvaise farce il n'apprécie absolument pas.

Le dural, peut travailler sous cette forme de sollicitation. Néanmoins il est très difficile de se le procurer en tube, pratiquement insoudable et ses performances sont d'environ le 1/3 de celles de l'acier. Vue les quantités mises en œuvre dans nos modèles, ce n'est pas la petite différence qui procurera un gain de charge alaire appréciable. Pour des raisons pratiques, il vaut donc mieux utiliser l'acier en section plus fine.

13-5 - Abaques présentés (RCM 55)

Abaque N° 1 = spruce sections carrées de 2 x 2 à 16 x 16

Abaque N° 2 = spruce sections rectangulaires de 2 x 5 à 8 x 15 Axe X

Abaque N° 3 = spruce sections rectangulaires de 2 x 5 à 8 x 15 Axe Y

Abaque N° 4 = acier E24, tubes ronds $\varnothing$ 6 à 15 épaisseur 1 à 2 mm

Chapitre 14

CALCUL DES NERVURES

14-1 Généralités

La technique du longeron caisson impose pratiquement de réaliser les nervures en construction treillis.

Cette technique est en fait à peine plus longue que les traditionnelles nervures en planche. En effet, si l'on réalise un ou deux gabarits précis, il est possible de préparer à l'avance les différents com-

posants en série. Après ce n'est plus que de la pose.

De plus, une construction astucieuse nous permettra une réalisation très légère et offrant pour la pose de l'entoilage une surface de collage très importante. Si le train d'atterrissage doit être fixé dans l'aile il y aura tout intérêt à ce qu'il soit lié directement au longeron comme décrit au chapitre 10.

14-2 Charges sollicitants les nervures

Elles sont essentiellement dues au poids de l'avion en vol et au facteur de charge apparaissant dans les diverses évolutions pilotées ou involontaires.

Notre valeur de base sera donc la charge alaire que nous transformerons en charge pratique pour tenir compte des "G" positifs et négatifs. Cette charge sera répartie sur la longueur de la nervure, c'est-à-dire sa corde. Donc nous devons dans un premier temps transformer une charge par unité de surface en une charge par unité de longueur. Sur ce point, il est utile de se rappeler que les courbes de pression et de dépression que l'on relève sur un profil d'aile placé en soufflerie présente des valeurs très variables entre le bord d'attaque et le bord de fuite. Ces valeurs varient avec :

- le profil de l'aile
- sa vitesse
- son incidence par rapport à la veine d'air

Pour simplifier les choses, les professionnels de l'aviation ont défini des répartitions conventionnelles. Ce du moins pour les avions dit légers, il ne doit pas en être de même pour un 747 ou un Mirage 2000.

Là encore, n'inventons pas, recherchons ce qui existe, ce qui a été analysé et éprouvé, c'est plus sûr et plus simple. Donc en théorie, mais aussi en réalité, les charges aérodynamiques sur l'aile devraient être réparties le long de la corde donc de la nervure en faisant la sommation des pressions et dépressions. Ceci nous donnerait une courbe de charge valable uniquement pour une incidence précise par rapport à l'air et suppose que la pression statique de l'air emprisonné dans la structure soit identique à la pression atmosphérique extérieure. Cette dernière hypothèse n'étant pas systématiquement vraie.

En pratique, si l'on consulte un précis d'aérotechnique (il en existe même en français), on découvre qu'il est proposé une répartition schématique standard dont il est précisé que l'exactitude est suffisante pour les calculs de résistance.

Il est admis que :

- la charge résultant de la dépression sur l'extrados de l'aile est égale au deux tiers de la charge totale sur l'aile ;
 - la charge résultant de la suppression sur l'intrados de l'aile est égale au tiers de la charge totale sur l'aile.
- La figure ci-dessous indique la répartition admise sur un profil d'aile.

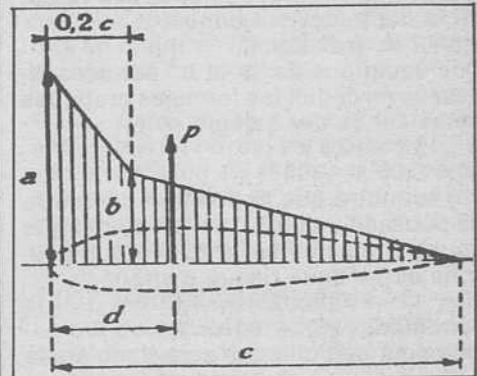
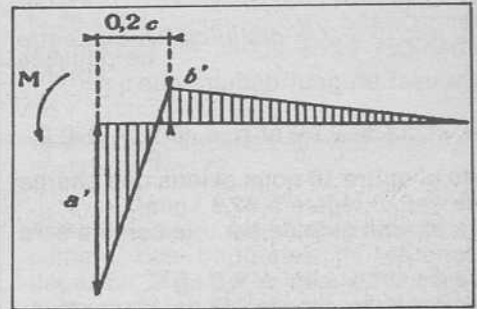


Fig. 67

Sur cette figure, l'aire hachurée représente à une échelle adaptée à la charge normale sur une tranche d'aile de profondeur ou corde déterminée et de largeur égale à l'unité de calcul de la nervure soit la distance séparant deux nervures.

Valeur de la charge normale supportée par une nervure.

Cette charge dépend de :

- la charge par mètre carré ;
- la corde de l'aile ;
- l'écartement des nervures.

Toutes unités devant bien sûr être homogène soit :

charge en kg/m^2
corde en mètre

écartement des nervures en mètre.

La charge par unité de surface multipliée par la corde, nous donne la charge au mètre linéaire d'envergure. Cette dernière multipliée par l'écartement régnant entre les nervures nous permet de connaître la charge totale qui s'applique sur la nervure.

Nous avons au chapitre 10 calculé le longeron d'aile d'une semi-maquette. Reprenons donc cet exemple et calculons les différentes nervures de cette aile.

14-3 Nervure courante

Par nervure courante il faut comprendre nervure non placée dans les zones de l'aile suivantes :

- zone des ailerons ;
- zone des volets ou aérofrein ;
- zone d'appui sur fuselage.

14-31 Reprenons la figure 67

L'aile hachurée figure à une échelle arbitraire la charge normale

$$p = q \times C \times E \text{ ou}$$

q = charge par unité de surface

C = corde de l'aile

E = espacement des nervures.

Ce sur une tranche d'aile de profondeur C et de largeur unité donc égale à la charge par nervure examinée. La position de cette charge est définie par la relation suivante :

$\frac{d}{C} \approx \frac{C_m}{C_z} = X \approx$ distance BA au centre de poussée
De ceci on peut déduire que :

$$a = (12 - 30 \frac{d}{C}) \frac{p}{C} \text{ et } b = (6 \frac{d}{C} - 0,4) \frac{p}{C}$$

Au chapitre 10 nous avons une charge de calcul légale à 42,9 kg/m².

La charge globale sur une nervure sera donc de

$$42,9 \times 0,7 \times 0,15 = 4,5 \text{ kg}$$

pour une tranche de 15 cm d'envergure d'aile. Cette charge ramenée à la valeur de la corde devient donc :

$$4,5/0,7 = 6,44 \text{ kg/ml.}$$

Des équations de "a et b" données ci-dessus on déduit les formules pratiques de calcul de ces valeurs soit :

$$a = 12 - 0,3 x$$

$$b = 0,06 x - 0,4$$

x n'est autre que la position du centre de poussée du profil. Si l'on admet que pour notre cas il est à 25 % nous pouvons écrire sans risque d'erreur :

$$a = 12 - (0,3 \times 25) = 4,5$$

$$b = (0,06 \times 25) - 0,4 = 1,1$$

La valeur des charges sera donc égale à :

$$a = 4,5 \times 6,44 \times 0,7 = 20,29 \text{ kg}$$

$$b = 1,1 \times 6,44 \times 0,7 = 4,96 \text{ kg}$$

D'où le diagramme de charge suivant :

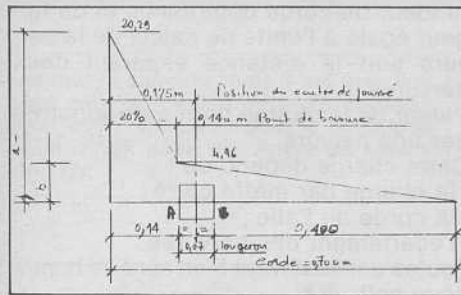


Fig. 68

14-32 Calcul des sections

Si l'on traduit la figure 68 d'un point de vue résistance des matériaux nous aurons le schéma suivant :

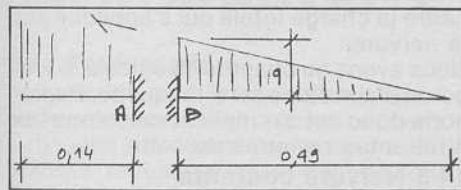


Fig. 69

Rappelez-vous le chapitre 7, nous avons les mêmes schémas. Notre nervure est donc décomposable en deux poutres cantilever que nous savons calculer. La partie bec (en avant du longeron) est plus sollicitée que la queue. Pour des raisons de construction cette dernière sera construite avec les mêmes sections que le bec, nous nous intéresserons uniquement à celui-ci.

Effort tranchant en A =

$$\frac{20,29 + 4,96}{2} \times 0,14 = 1,72 \text{ kg}$$

Moment de flexion en A :

$$\frac{20,29}{3} + \frac{4,96}{6} \times 0,14^2 = 0,15 \text{ m/kg}$$

Effort dans les semelles de mesure au droit du longeron

0,15/hauteur du longeron plus 2 demi-épaisseurs de semelle

soit si l'on adopte

Épaisseur longeron = 0,07 m

Épaisseur semelle = 0,002 m

Entraxe semelles = 0,07 + 0,002

= 0,072 m

d'où un effort de $\pm 0,15/0,072$

= $\pm 2,07 \text{ kg}$

Nous savons que le spruce peut supporter un effort de compression de 3,5 kg/mm². Les barres constituant la nervure travaillent soit en traction, soit en compression.

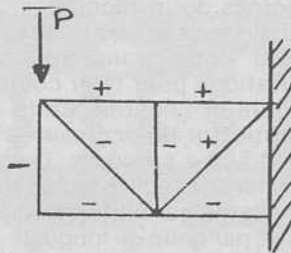


Fig. 70

14-33 Schéma de principe

Les signes + indiquent les barres tendues

Les signes - indiquent les barres comprimées

Ceci dépend du sens de la charge ($\downarrow$ ou $\uparrow$) donc du cas de vol (droit ou inversé).

14-34 Schéma de construction des nervures

Sur le tracé, on constate que :

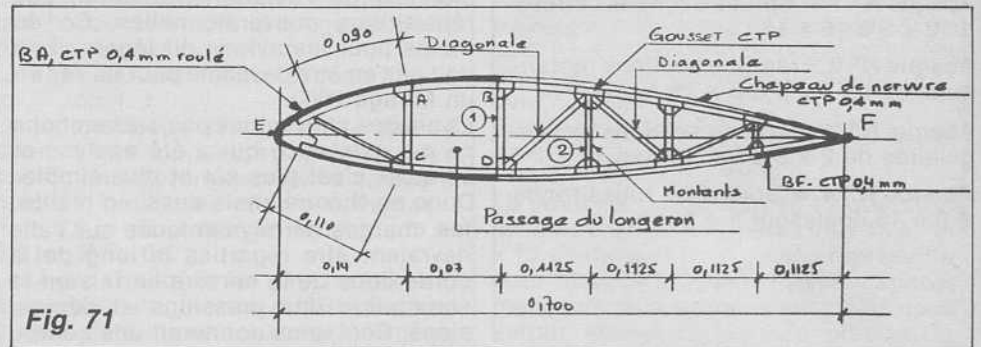


Fig. 71

La membrure la plus longue a en l'absence de coffrage une longueur de 9 cm.

La diagonale la plus longue, une longueur de 11 cm.

Ces deux barres peuvent être considérées encastées à chacune de leurs extrémités. L'ensemble peut cependant admettre une déformation dans le plan vertical. De ce fait, le coefficient de longueur de flambement peut être pris égale à 0,7 (voir chapitre 11).

A l'aide des abaques nous pouvons rechercher la section convenant à notre problème (première approximation).

Abaque n° 1 (section carrée).

N = - 2,07 kg

If = 0,7 x 9 = 6,3 cm

Une baguette de 2 x 2 est suffisante.

Abaque n° 3 (section rectangulaire axe YY).

Une baguette de 2 x 5 est suffisante.

Si l'on examine l'aspect poids, il est évident que la baguette de 2 x 2 convient mieux du fait de sa section plus faible 4 mm² pour 10 mm², soit un poids

$$1 - \frac{4}{10} = 0,6 \text{ soit } 60 \% \text{ de moins.}$$

Deux autres aspects du problème doivent être considérés.

14-35 Charge sur la barre

En 14-31 nous avons calculé que la charge sur une nervure était de 6,44 kg/ml.

Ceci nous introduit donc une flexion dans la barre considérée. Qui dit flexion dit contrainte et bien sûr les contraintes sont des choses qui se cumulent. Il va donc falloir calculer ce moment de flexion, calculer la contrainte de flambement et les additionner l'ensemble ne devant pas bien sûr être supérieur à 3,5 kg/mm².

14-36 - Nous avons vu au chapitre du flambement qu'il fallait toujours examiner les barres qui y sont soumises, soit suivant leur plus petit axe de résistance soit suivant leur plus grande longueur libre.

Si on examine le dessin (fig. 71) de notre nervure deux possibilités d'offrent à nous, pour tenir la nervure dans le plan qui lui est perpendiculaire.

14-36-1 Partie avant

La nervure est tenue au bord d'attaque (point E).

La nervure est tenue au passage du longeron (points A, B, C, D)

Partie arrière

La nervure est tenue au bord de fuite (point F)

14-36-2 Partie avant

Dito 14-36-1

Partie arrière

La nervure est tenue latéralement au droit de chaque montant.

CONSÉQUENCES

Dans le premier cas (14-36-1) la longueur de flambement de la queue de nervure est e 49 cm (9,8 x 5).

Dans le second cas (14-36-2) elle devient (49/5) = 9,8 cm.

Le rapport est donc de 1 à 6 entre les deux solutions.

Comment tenir les queues de nervures entre elles, plusieurs solutions sont possibles :

14-36-3 des bandes de pongé de 5 à 10 mm de large disposées suivant fig. 72 et collées à la colle ou à l'enduit sur les nervures.

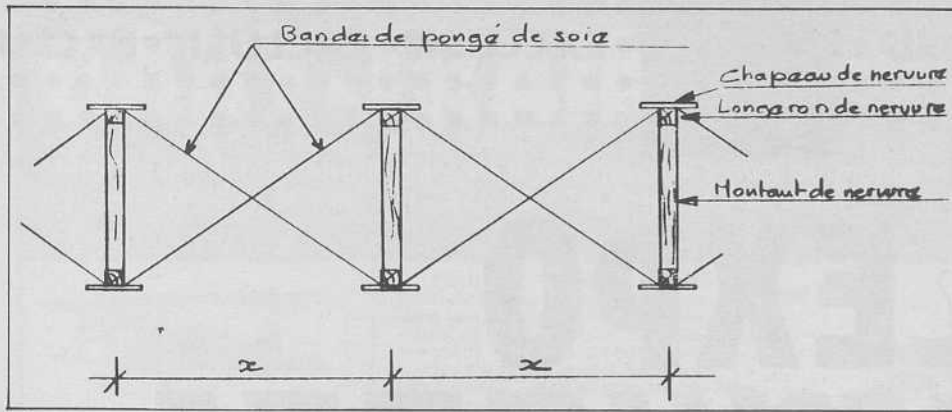


Fig. 72

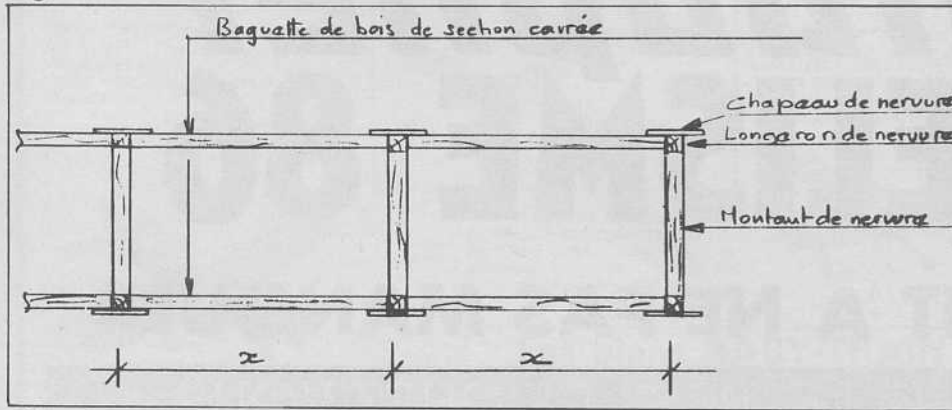


Fig. 73

14-36-4 Des baguettes disposées comme les bandes de pongé et ce au même endroit.

14-36-5 Des baguettes carrées disposées suivant la fig. 73.

Attention, dans cette disposition l'élanement des baguettes ne doit pas dépasser 200. Cette valeur élevée est permise du fait des efforts extrêmement faibles en latéral mais elle est pratiquement indépassable. De plus elle concourra en maintien du recouvrement donc au respect du profil.

Nota : Dans le cas d'une construction entièrement coffrée, les queues de nervures sont bien sûr tenues latéralement par celui-ci. Dans ce cas la longueur l_0 des membrures correspond à la longueur entre montants.

14-37 Moment de flexions

Le but de cette étude n'est pas du tout de démontrer, et ou d'utiliser la mathématique à tout bout de champ. Aussi je vous livre les formules de calcul des différents paramètres en vous demandant de bien vouloir me croire sur parole et expérience (je les utilise depuis 17 ans sans déboire).

CAS DE CHARGE			
RÉACTIONS D'APPUIS	$R_A = R_B = \frac{P}{2}$	$R_A = \frac{Pb}{l}$ $R_B = \frac{Pa}{l}$	$R_A = R_B = \frac{Pl}{2}$
EFFORTS TRANCHANTS	$T_x = R_A$ de A à C $T_x = -R_B$ de C à B	$T_x = R_A$ pour $x \leq a$ $T_x = -R_B$ pour $x \geq a$	$T_x = R_A - px$
MOMENTS de FLEXION	$M_x = R_A x$ de A à C $M_x = R_B (l - x)$ de C à B $M_{max} = \frac{Pl}{4}$ pour $x = \frac{l}{2}$	Pour $x \leq a$ $M_x = R_A x$ Pour $x \geq a$ $M_x = R_B (l - x)$ $M_{max} = \frac{Pl^2}{8}$	$M_x = R_A x - \frac{px^2}{2}$ $M_{max} = \frac{Pl^2}{8}$

$R_A = R_B = \frac{Pl}{2}$	$R_A = R_B = \frac{Pl}{4}$
$T_x = R_A - px$	$T_x = R_A - \frac{Px^2}{l}$
$M_A = M_B = -\frac{Pl^2}{12}$ $M_x = \frac{P}{12} (6lx - 6x^2 - l^2)$ au milieu $M_{\frac{l}{2}} = \frac{Pl^2}{24}$ $M = 0$ Pour $x = 0,211l$	$M_A = M_B = -\frac{5Pl^2}{96}$ $M_x = \frac{P}{96l} (24l^2x - 5l^3 - 32x^3)$ $M_{max} = \frac{Pl^2}{32}$ $M = 0$ pour $x = 0,233l$

CAS de CHARGE		
REACTIONS D'APPUIS	$R_A = R_B = \frac{P}{2}$	hypothèse $a > b$ $R_A = \frac{Pb^2}{l^2} (l + 2a)$ $R_B = \frac{Pa^2}{l^2} (l + 2b)$
EFFORTS TRANCHANTS	$T_x = R_A$ pour $x < \frac{l}{2}$	$T_x = R_A$ pour $x < a$
MOMENTS de FLEXION	$M_A = M_B = -\frac{Pl}{8}$ $M_C = \frac{Pl}{8}$ $M = 0$ pour $x = \frac{l}{4}$	$M_A = -\frac{Pa^2b^2}{l^2}, M_B = -\frac{Pa^2b^2}{l^2}$ $M_x = R_A x + M_A$ pour $x < a$ $M_x = R_B (l - x) + M_B$ pour $a < x < l$ $M_{max} = \frac{2Pa^2b^2}{l^3}$ pour $x = a$

Les indications et notations de ce tableau sont identiques à ceux du chapitre 7 - vous pouvez donc vous y reporter.

14-38 Valeur du moment de flexion
Fig. 79 du tableau, notre barre étant continue au droit des montants Rep. 1 et 2.

$$\text{Moment} = \frac{6,44 \times 0,098^2}{12} = 0,01 \text{ mkg}$$

Charge en compression - 2,07 kg
Caractéristique de la section

$$I_{0,2} = \frac{0,00013}{12} = 0,00013 \text{ cm}^4$$

$$I/V = \frac{0,00013}{0,1} = 0,0013$$

$$A = 0,2 = 0,04 \text{ cm}^2 = 4 \text{ mm}^2$$

Construction des petits gros et résistance des matériaux

G. Chapillon

$$i_x = i_y = \frac{0,00013}{0,04} = 0,057 \text{ cm}$$

$$\text{Avec } I_f = 0,7 I_o \quad I_f = 9,8 \text{ cm} \times 0,7 = 6,86$$

$$\text{Élancement} = 6,86 / 0,057 = 121$$

$$K = \frac{1}{12} = 4,72$$

$$\frac{3100}{12/2}$$

$$\text{Contrainte} = \frac{4,72 \times 2,07}{4} + \frac{0,01}{0,0013}$$

$$= 2,44 + 7,69 = 10,13 \text{ kg/mm}^2 > 3,5$$

$$\text{Avec une section de } 3 \times 3$$

$$I = 0,3 / 12 = 0,00067 \text{ cm}^4$$

$$I/v = 0,00067 / 0,15 = 0,0045$$

$$A = 0,3 = 0,09 \text{ cm}^2$$

$$IX = IY = \frac{0,00067}{0,09} = 0,09 \text{ cm}$$

$$= 6,86 / 0,09 = 80$$

$$K = \frac{1}{2} = 2,06$$

$$\frac{3100}{2}$$

$$= \frac{2,06 \times 2,07}{4} + \frac{0,01}{0,045}$$

$$= 1,29 \text{ kg/mm}^2 < 3,5$$

Une baguette de 3 x 3 spruce est donc satisfaisante.

Une autre solution consiste à utiliser des chapeaux de nervure large que l'on prendra dans du CTP le plus fin possible. Dans ce cas on crée un profil en T qui a une bonne tenue latérale et qui présente une surface importante pour le collage du revêtement. Dans ce cas, on calculera (voir chapitre 6) les caractéristiques de la section composée et l'on fera ensuite les vérifications.

14-4 Nervures placées dans la zone des volets ou des ailerons

Nos ailes comportent du moins en gros modèle toujours des ailerons et parfois

10^e partie

en plus des volets. A moins que les deux fonctions ne soient reconnues sur une seule gouverne.

Le braquage d'un volet conduit (s'il est modéré) à une augmentation de la portance donc des coefficients qui la caractérise (sauf bien sûr si le braquage est négatif). De même les coefficients de moment sont modifiés.

Ceci se traduit par :

K_1 et K_2 = constantes, B = angle de braquage

Δ = différence de portance existant entre l'aile lisse et l'aile avec volets braqués.

$$\Delta C_z = K_1 B$$

$$\Delta C_m = K_2 B$$

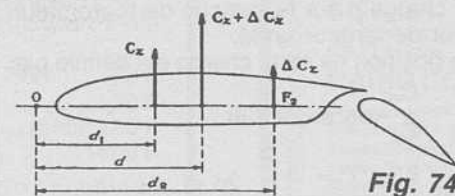


Fig. 74

Le braquage du volet se traduit bien sûr par un effort supplémentaire A qui passe par le foyer secondaire F_2 situé à la distance d_2 du point "O" qui est le point d'origine des moments.

$$d_2 = \frac{K_2}{K_1} = C$$

La distance "C" étant la longueur de la corde de référence des moments.

En réalité, la position de F_2 est une variable fonction de l'allongement de l'aile. Cependant et sauf cas particulier on considère que dans les cas courants elle

se situe (F_2) à 55 % de la valeur de la corde du profil ce en prenant comme origine le bord d'attaque.

De ceci on peut donc déduire la position de la charge global correspondant à la somme de :

$$C_z + \Delta C_z$$

La aussi, le règlement "Français" admet une répartition "réglementaire" des charges sur un profil à volet dont la profondeur est égale à :

$$Y \frac{C'}{C} = \frac{\text{corde du volet}}{\text{corde du profil}}$$

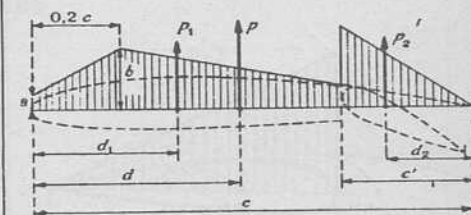


Fig. 75

Sur une portion d'aile dont la largeur est égale à l'unité de calcul soit égale à l'entraxe des nervures et de corde égale à "C" la charge est égale à la somme $P = P_1 + P_2$ avec P_1 agissant sur la partie fixe et P_2 agissant sur le volet. Il faut donc déterminer la valeur de cette charge P_2 de même que les valeurs de

$$P \text{ et } d = \frac{C_m}{C_z}$$

On en déduit :

$$d_1 = \frac{P d - P_2 (C - d_2)}{P_1}$$

$$b = \frac{6 \frac{d_1}{C} - 0,4}{1 - 3,5 y^{-2} + 2,5 y^{-2} \frac{P_1}{C}} - 2$$

$$a = 10 \frac{P_1}{C} - b (5 - 6,25 y)$$

Dans le cas d'un couple pur ayant une action sur l'élément considéré.

$$b' = \frac{6 \frac{M}{C} - 2}{1 - 3,5y^{-2} + 2,5y^{-2}} \text{ et } a' = \frac{6 \frac{M}{C} - 2}{1 - 3,5y^{-2} + 2,5y^{-2}}$$

b' (5 - 6, 25 y^{-2})

Dans ces équations, les valeurs de : $\frac{P}{C}$, $\frac{M}{C}$, a , b , a' , b'

C C_2

sont des pressions qui bien sûr s'exprime en KG/M².

Les charges agissant uniquement sur les volets sont-elles définies par les valeurs :

C'_n , C'_1 et C'_m $\frac{d'}{C}$ (voir figure n° 76)

Dans le cas de volets de courbure dont le braquage induit une élévation de la portance égale à ΔC_Z - Attention, ceci n'implique pas que l'augmentation de la portance se localise sur le volet.

Pour les ailerons sans fente dont la profondeur relative voisine avec 20 % et sous réserve que leur braquage n'excède pas $\pm 20^\circ$ on admet que

$$C'_n = 0,4 \frac{BP}{15}$$

Dans le cas d'ailerons à fente et bien sûr dans les mêmes conditions nous aurons :

$C'_n = 0,05 \times 8^\circ$ pour un braquage négatif
 $C'_n = 0,04 \times 8^\circ$ pour un braquage positif

Dans tous les cas de volets soit : ailerons et ou volet de courbure, on admettra :

$$\frac{d'}{C} = 1/3 \text{ et on négligera } C_t$$

$$\frac{a'}{C} = 1/3 \text{ et on négligera } C_t$$

Nous obtenons donc une charge par unité de longueur conforme à la figure 76 dont la valeur s'exprime par $= q \cdot c' \cdot C'_n$

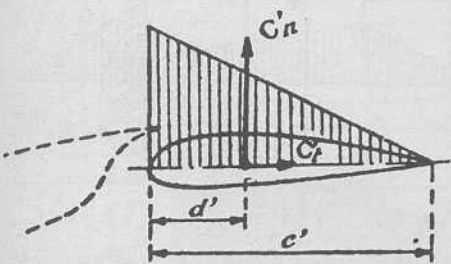


Fig. 76

Ceci fait, il reste à redéfinir les valeurs des charges et à calculer les sections nécessaires comme nous l'avons fait pour la nervure courante.

14-5 Répartition des charges aérodynamiques sur les empennages

14-5-1 Empennage simple dérive

Sur un profil biconvexe symétrique, on admettra que :

$C_{Z \max} = 0,72$ à $1,44$ (suivant le nombre de Reynolds)

et $C_m = 0,25$

Les charges de manœuvre sur les empennages correspondent à un angle d'incidence de $\pm 10^\circ$ environ par rapport aux parties fixes, les gouvernails étant braqués à fond dans un sens ou dans l'autre. Dans ces conditions, l'empennage se trouve à son maximum de portance positif ou négatif ou en portance nulle.

Faute de résultats d'essais, on peut admettre pour des empennages dont la profondeur de la partie mobile est comprise entre 30 et 50 % de la profondeur totale, le braquage étant de 15 à 25° : $C_{Z \max} = 1,0$ à $1,62$ (suivant le nombre de Reynolds), avec $C_r = 0,2$ et $C_m = 0,2C_{Z \max}$, $C_z = 0$ avec $C_x = 0,04$ et $C_m = \pm 0,18$.

Dans le cas de la charge d'équilibre sur l'empennage horizontal, on détermine le C_x d'équilibre, soit C_z .

On suppose alors : $C_x = 0,2 C_{ze}$ et $C_m = 0,4 C_{ze}$.

Les efforts de traînée sont répartis entre parties fixes et parties mobiles proportionnellement aux surfaces.

La figure 11 donne la répartition en profondeur, admise par le règlement français, de la charge sur un profil avec gouvernail dont la profondeur relative est

$$T = \frac{C'}{C}$$

comptée à partir de l'articulation.

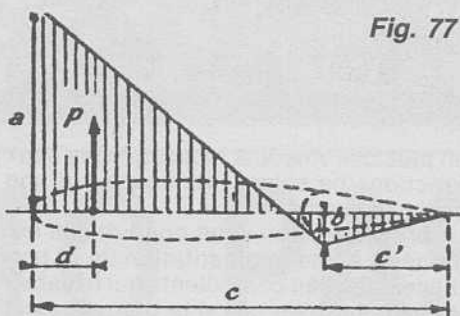


Fig. 77

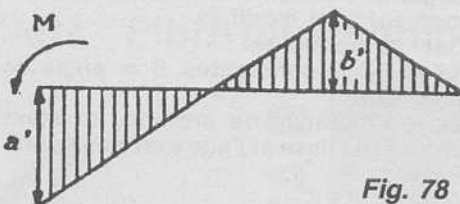


Fig. 78

L'aire hachurée sur la figure 77 représente la charge p sur la tranche de profondeur c et de largeur unité.

La position de cette charge est définie par

$$d = \frac{C_m}{C_z} \text{ (on en déduit :)}$$

$$a = \frac{2 - Y - 3 \frac{d}{c}}{1 - Y} \frac{2p}{c} \text{ et}$$

$$b = (3 \frac{d}{c} + Y - 1) \frac{2p}{c}$$

Dans le cas d'un couple pur de moment M agissant sur la même tranche (fig. 78).

$$a' = \frac{6}{1 - Y} \frac{M}{C^2} \text{ et } b' = 6 \frac{M}{C^2}$$

Les quantités $\frac{P}{C}$, $\frac{M}{C}$, a , b , a' , b' sont

des pressions que l'on exprime en KG/M²

14-52 Empennage à deux dérives

Les dérives sont placées soit aux extrémités de l'empennage horizontal (fig. 79) soit à distance de ces extrémités (fig. 80).

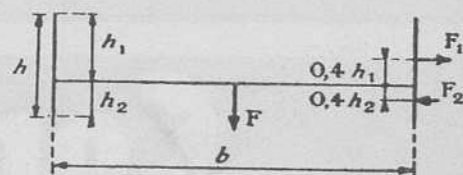


Fig. 79

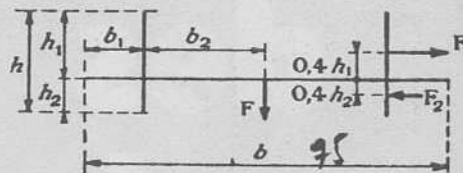


Fig. 80

Leur présence agit sur l'empennage horizontal, qui se comporte comme si son allongement λ était devenue $\lambda' > \lambda$.

Quand la charge sur l'empennage horizontal est F , les charges sur les dérives en vol symétrique, gouvernails de direction non braqués, sont F_1 et F_2 .

Dans le cas de la figure 81, le tableau suivant donne $\frac{\lambda'}{\lambda}$ en fonction de $\frac{h}{b}$

$\frac{h}{b}$	0,1	0,2	0,3
$\frac{\lambda'}{\lambda}$	1,20	1,39	1,56

Le tableau suivant donne $\frac{F_1}{F}$ ou $\frac{F_2}{F}$

en fonction de $\frac{h}{b}$ et de $\frac{h_1}{h_2}$ ou $\frac{h_2}{h_1}$

$\frac{h}{b}$	0,1	0,2	0,3
$\frac{h_1}{h_2}$ ou $\frac{h_2}{h_1}$			
0,5	0,007	0,015	0,022
1	0,015	0,030	0,045
2	0,020	0,045	0,070
	0,035	0,080	0,130

A SUIVRE...



Construction des petits gros et résistance des matériaux

G. Chapillon

Chapitre 15

NOTIONS SUR LES SYSTÈMES HYPERSTATIQUES

15.1 - Généralités

Dans les différents chapitres qui ont précédés, nous avons à juste titre toujours supposé les éléments calculés comme étant en appuis simples sur leurs deux extrémités ou en appui fixe sur une extrémité.

Ceci définit ce que l'on appelle en résistance des matériaux des systèmes "isostatiques". On peut par les méthodes qui ont été exposées déterminer beaucoup de choses, ce que nous avons d'ailleurs fait en calculant successivement un longeron d'aile, un fuselage et en suivant la même méthode que pour le longeron d'aile, les longerons de stabilisateur et de dérive.

Néanmoins, certains éléments ne sont pas analysables par les méthodes qui ont été utilisées. Ces brutes qui nous résistent sont les systèmes dits "Hyperstatiques".

Bien que plus complexe, leur résolution n'est pas insurmontable. Une fois de plus, bien poser le problème est capital, la suite pouvant être solutionnée par des équations simples ou par des tableaux que les gens qui ont à en résoudre à long terme d'année ont établis se simplifier la vie.

Néanmoins, à l'attention de ceux qui veulent courageusement creuser un peu

11^e partie

le problème et comprendre, je ferai un exposé théorique qui leur permettra de toujours s'y retrouver.

15.2 - Théorie (simplifiée au maximum)

Tout d'abord, je vous demande d'admettre sans restriction car je ne veux pas me lancer dans une démonstration longue et imbuvable à lire que :

15.21 - l'effort tranchant "T" est l'intégrale du cas de charge Q et P (charge répartie ou ponctuelle)

15.22 - la rotation "θ" est l'intégrale du moment de flexion due aux charges Q ou P.

Donc nous pouvons, ceci admis, écrire que :

"si l'on considère le moment comme cas de charge, l'effort tranchant (fictif) qui en découle représente la rotation de la poutre sur son appui.

15.23 - Exemple

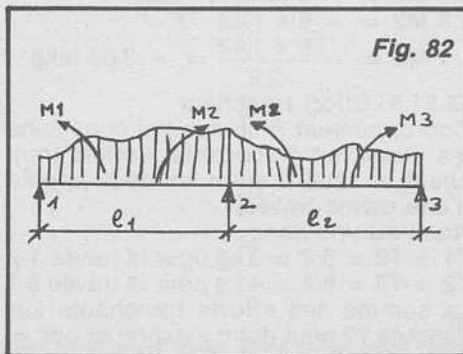


Fig. 82

Soit une poutre continue sur 3 appuis dans laquelle M1, M3 et le cas de charge sont connus.

Il suffit de déterminer M2.

Imaginons que notre poutre est coupée en deux parties soit :

15.23.1 - la travée comprise entre les appuis 1 et 2,

15.23.2 - la travée comprise entre les appuis 2 et 3.

Notre schéma devient le suivant :

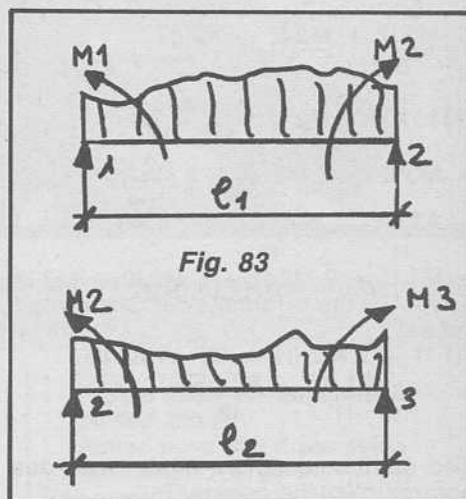
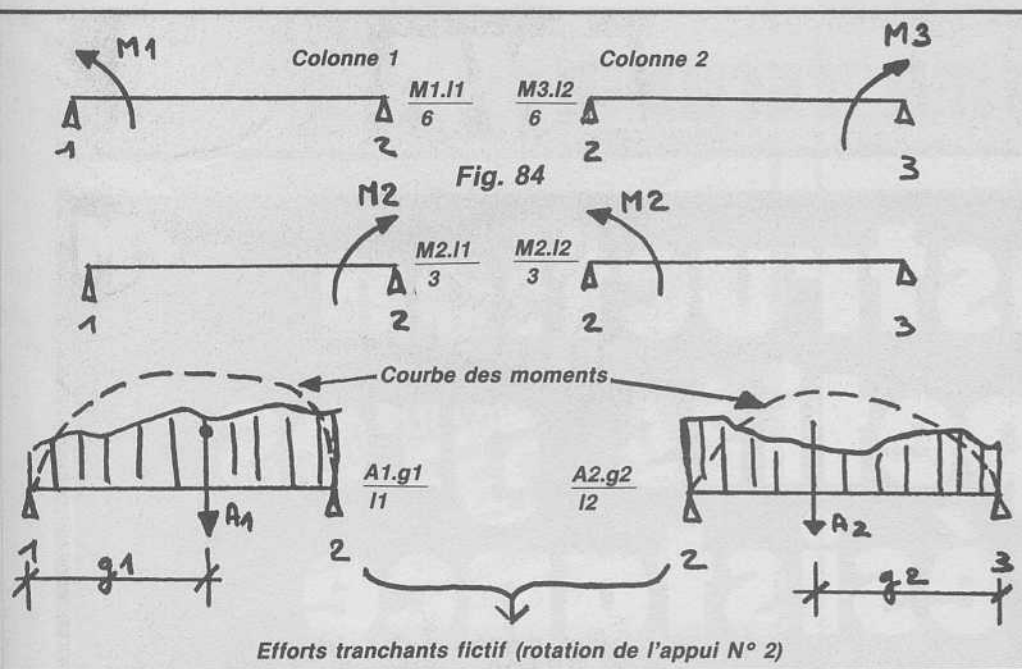


Fig. 83

Dans ce cas, on calcule la rotation de la poutre sur l'appui N° 2 (c'est l'effort tranchant fictif) de chacun des deux tronçons.

Or, on constate que la dite rotation est la même au signe près de part et d'autre de l'appui. En conséquence, il suffit d'égaliser les rotations.



A1 et A2 résultantes de la surface limitée par la courbe des moments en assimilant cette surface à une force. La somme des équations de chaque colonne nous donne :

$$15.23.3 - \text{Colonne 1} \\ \frac{M1.I1}{6} + \frac{M2.I1}{3} + \frac{A1.g1}{l1}$$

$$15.23.4 - \text{Colonne 2} \\ \frac{M3.I2}{6} + \frac{M2.I2}{3} + \frac{A2.g2}{l2}$$

Les deux équations représentent les rotations aux coefficients E et I près (voir chapitre 1).

Égalons ces deux rotations en procédant au changement de signe de l'une d'entre elles. Nous obtenons :

$$-(\frac{M1.I1}{6} + \frac{M2.I1}{3} + \frac{A1.g1}{l1})$$

$$= \frac{M3.I2}{6} + \frac{M2.I2}{3} + \frac{A2.g2}{l2}$$

$$-M1.I1 - 2.M2.I1 - 6.\frac{A1.g1}{l1}$$

$$= M3.I2 + 2.M2.I2 + 6.\frac{A2.g2}{l2}$$

$$-6.\frac{A1.g1}{l1} - 6.\frac{A2.g2}{l2} =$$

$$= M1.I1 + 2.M2.I1 + 2.M2.I2 + M3.I2$$

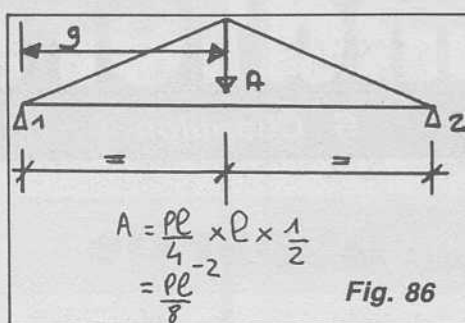
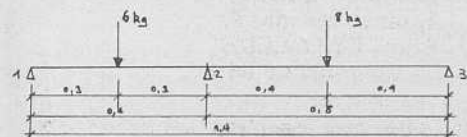
$$\text{De ceci on tire la formule de "Clapeyron" qui est :}$$

$$M1.I1 + 2.M2.(l1 + l2) + M3.I2$$

$$= -6.\frac{(A1.g1)}{l1} + \frac{A2.g2}{l2}$$

Ceci étant uniquement valable avec des poutres d'inertie constante.

15.3 - Exemple pratique Fig. 85



15.31 - Résolution du problème

15.31.1 - M1 = M3 = 0 puisque la poutre est un appui libre.

15.31.2 - Recherche de A (résultante de l'aire du moment).

15.31.3 - Recherche de G, position de A par rapport à l'appui n° 1

$$G = \frac{l}{2} \quad \frac{Ag}{l} = \frac{Pl}{8} \times \frac{1}{2} \times \frac{1}{l} = \frac{Pl}{16}$$

15.31.4 - Nous pouvons donc résoudre le système soit :

$$2.M2.(l1 + l2) = -6.\frac{(P1.l1)}{16} + \frac{P2.l2}{16}$$

$$2,8.M2 = -6.\frac{(6 \times 0,6)}{16} + \frac{8 \times 0,8}{16}$$

$$2,8.M2 = -6.\frac{1,5 \times 0,36}{4} + \frac{8 \times 0,64}{4}$$

$$2,8.M2 = -6.(0,14 + 1,28)$$

$$2,8.M2 = -6 \times 1,42$$

$$M2 = -\frac{6 \times 1,42}{2,8} = -3,03 \text{ mkg}$$

15.31.5 - Effort tranchant

Conformément à ce que j'ai écrit dans les chapitres précédents, l'effort tranchant se répartit entre les deux appuis d'une même travée.

Nous aurons donc :

$$T1 = T2 = 6/2 = 3 \text{ kg pour la travée 1-2}$$

$$T2 = T3 = 8/2 = 4 \text{ kg pour la travée 2-3}$$

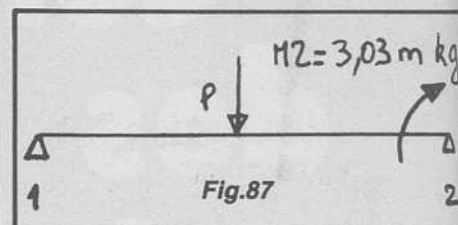
La somme des efforts tranchants sur l'appui T2 peut donc s'exprimer par = T2W + T2E = 3 + 4 = 7 kg.

Ceci est malheureusement trop simple pour être totalement vrai.

En effet, il faut tenir compte en plus de la présence du moment qui tend dans notre cas à soulager une travée mais comme dans la nature rien ne se perd n'est-ce pas, il charge d'autant l'autre travée.

Il faut donc considérer le schéma suivant :

15.31.5 - 1 - Travée 1-2

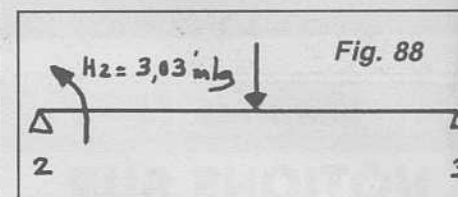


$$T1 = P/2 + \frac{MA + MB}{l}$$

$$= \frac{6}{2} + \frac{-3,03 + 0}{0,6} = -2,05 \text{ kg}$$

$$T2 = \frac{6}{2} - \frac{-3,03 + 0}{0,6} = +8,05 \text{ kg}$$

15.31.5 - 2 - Travée 2-3



$$T2 = \frac{8}{2} - \frac{-3,03 + 0}{0,8} = +7,79 \text{ kg}$$

$$T3 = \frac{8}{2} + \frac{-3,03 + 0}{0,8} = +0,21 \text{ kg}$$

Σ des efforts tranchants

$$-2,05 + 8,05 + 7,79 + 0,21 = 14 \text{ kg}$$

Σ des charges appliquées

$$8 + 6 = 14 \text{ kg}$$

$$\Rightarrow \Sigma ET = \Sigma \text{ charge}$$

vous voyez donc que :

l'appui 1 supporte une réaction négative égale à - 2,05 kg

l'appui 2 supporte une réaction positive égale à + 15,84 kg

l'appui 3 supporte une réaction positive égale à + 0,21 kg

Ces valeurs sont fortement éloignées des valeurs trouvées en 15.31.

Comme vous pouvez le constater, la continuité des éléments sur N appuis conduit à des phénomènes à priori non évidents mais relativement peut complexes.

DOSSIER

TECHNIQUE

A SUIVRE...

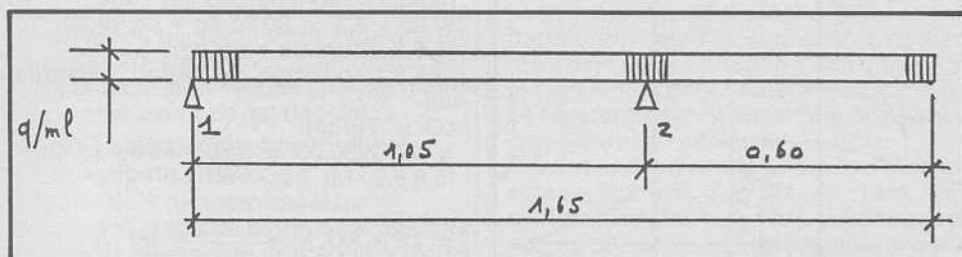
Construction des petits gros et résistance des matériaux

G. Chapillon

Chapitre 15

12^e partie

15.4 - Exemple d'une aile Fig. 89



15.4.1 - Généralités

Le schéma ci-dessus ne veut représenter une aile d'un appareil de type piper ou cessna. L'appui n° 1 représente la jonction de l'aile sur le fuselage et l'appui n° 2 l'attache du ou des haubans. Reportons-nous au chapitre 10 et considérons les mêmes dimensions et les mêmes charges soit :

Envergure = 3,3 mètres d'où 1/2 envergure = 1,65 mètres

Corde d'aile = 0,70 mètres

Charge à considérer au facteur de charge 10 = 42,9 kg/M2 soit 30,06 kg/ml.

15.4.2 - Moment de flexion

Cette poutre peut se décomposer de la façon suivante :

15.4.2.1 - une poutre contilever

15.4.2.1 - une poutre sur deux appuis simples

Adoptons cette méthode.

15.4.2.1.1. - Poutre contilever

15.4.2.1.2 - Poutre sur deux appuis

Effort tranchant

$$T1 = \frac{30,06 \times 1,05}{2} - \frac{5,41}{1,05} = 10,63 \text{ kg}$$

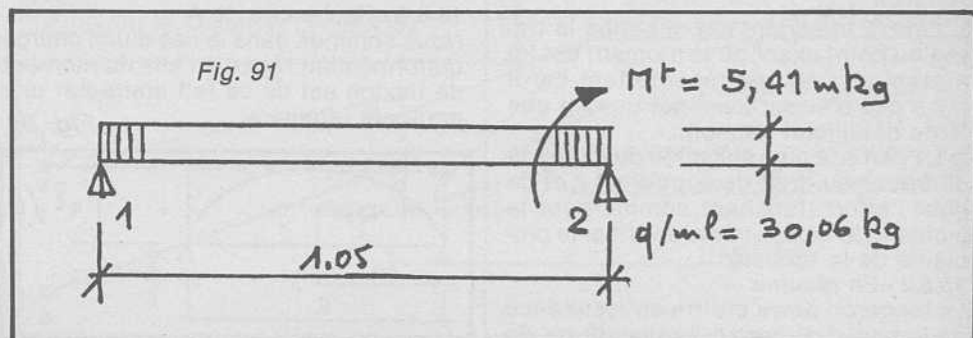
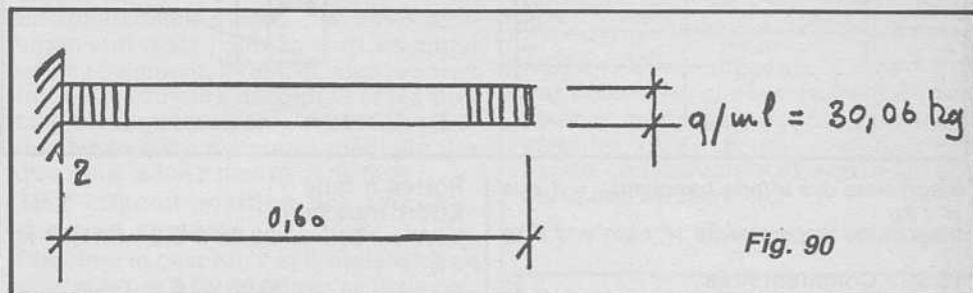
$$T2W = \frac{30,06 \times 1,05}{2} + \frac{5,41}{1,05} = 20,93 \text{ kg}$$

Moment de flexion M2

Sans changement, il est égal au moment de la partie en porte à faux.

Moment de flexion M2-3 (moment en travée)

Recherchons le point où l'effort tranchant s'annule. Ce point est fonction de deux choses, l'effort tranchant sur



l'appui 2 dû à la charge en travée 1-2 et la valeur de la charge par unité de longueur.

De notre cas nous avons :

Effort tranchant T2W = 20,93 kg

Effort par unité de longueur = 30,06 kg

Nous aurons donc $X_0 =$

$20,93/30,06 = 0,7$ mètre

Nous aurions pu tenir le même raisonnement en partant de l'appui 1 et écrire que $X_0 =$

$10,63/30,06 = 0,35$ mètre

Comme vous pouvez le constater la somme des deux cotes représente très exactement la portée entre les appuis 2 et 3.

Valeur du moment de flexion en travée 1-2. Elle est égale au produit de l'effort tranchant T2W par la distance X_0 moins le demi produit de la charge par unité de longueur par la distance X_0 moins le moment sur l'appui 2.

Moment travée 1-2 =

$$(20,93 \times 0,7) - \frac{(30,06 \times 0,7)^2}{2} - 5,41 = 1,88 \text{ mkg}$$

On peut aussi le calculer en partant de l'appui n° 1. Dans ce cas, seul les deux premiers termes subsistent soit :

$$(10,63 \times 0,35) - \frac{(30,06 \times 0,35)^2}{2} = 1,88 \text{ mkg}$$

Effort tranchant (T2 E)
 $30,06 \text{ kg} \times 0,6 = 18,04 \text{ kg}$
 Moment de flexion M2
 $30,06 \text{ kg} \times 0,6 \times 0,5 = 5,41 \text{ mkg}$

15.5 - Diagramme des sollicitations

Fig. 92

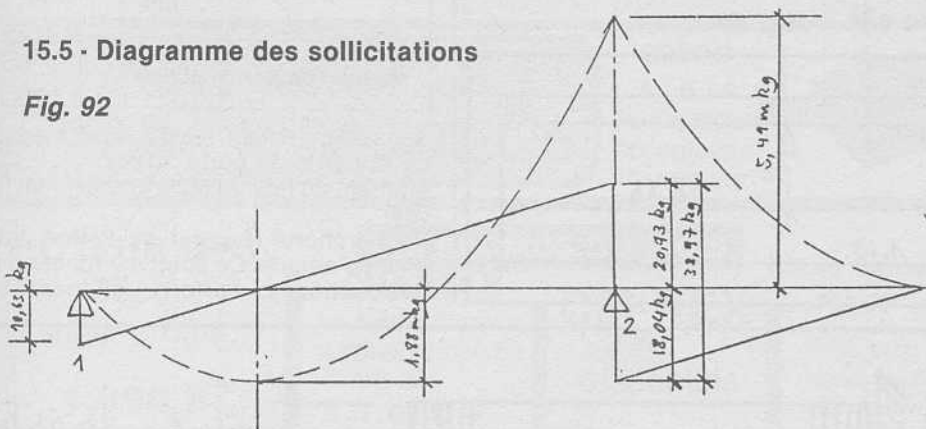


Diagramme des efforts tranchants = 1 mm = 1 kg

Diagramme des moments = 1 cm = 1 mkg

15.5.1 - Commentaires

Le diagramme montre plusieurs choses à savoir :

1) l'effort tranchant est nul dans la travée au point exact où le moment est lui maximum. Ceci est réconfortant car il n'y a pas d'erreur (ceci est une loi que je ne détaillerai pas ici).

2) La partie la plus sollicitée du longeron se trouve au droit de l'appui n° 2 et ce pour l'effort tranchant comme pour le moment de flexion (reste à vérifier le problème de la torsion).

15.5.2 - En résumé

Le longeron devra croître en résistance de l'appui 1 à l'appui 2 puis pourra de

nouveau décroître de l'appui 2 à l'extrémité du porte à faux. Avouez que ce n'est pas de prime abord évident et avis aux amateurs d'ailes haubannées ou de biplan.

Comparez ces valeurs à celles du chapitre 10 et vous serez édifiés sur l'action d'un hauban.

15.6 - Même cas avec une aile d'une pièce

Nous avons dans les paragraphes précédents supposé que notre aile était réalisée en deux parties soit :

1 poutre droite,

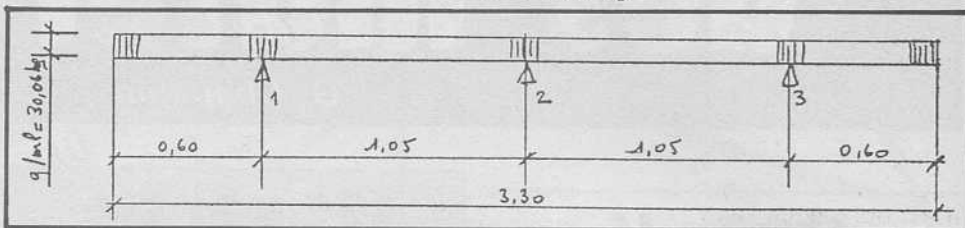
1 poutre gauche,

Souvent, les ailes d'appareil même important sont construites en un seul grand panneau. Si cette technique est valable pour des ailes non haubannées le résultat n'est pas aussi évident dans le cas d'un piper ou d'un biplan par exemple.

Restons dans le domaine de la continuité et avec le même exemple examinons la même aile mais construite en un seul panneau.

15.6.1 - Schéma

Fig. 93



$$A = \frac{2}{3} \times l \times \frac{gl}{8} = \frac{gl}{12}$$

$$g = \frac{l}{2} \times \frac{Ag}{2} = \frac{gl}{12} \times \frac{l}{2} \times \frac{1}{l} = \frac{gl}{24}$$

Comme en toute chose, les professionnels de ce genre de calcul ont établi des tableaux ou des abaques pour se simplifier l'existence. Je vous renvoie donc à celui qui figure en fin de chapitre pour trouver toutes les valeurs de coefficient pour les poutres de 1 à 10 travées.

Le résultat quand à lui est le suivant :

$$15.6.4 - \text{Moment de l'appui 2}$$

$$= \frac{gl}{8} - 0,5 M1$$

$$= \frac{30,06 \times 1,05}{8} - 0,5 \times 5,41$$

$$= -1,27 \text{ mkg}$$

15.6.5 - Effort tranchant

$$T1E = 0,5 \times 30,06 \times 1,05 + \frac{(5,41 - 1,27)}{8}$$

$$= 19,73 \text{ kg}$$

$$T2W = 0,5 \times 30,06 \times 1,05 - \frac{(-1,27 + 5,41)}{1,05}$$

$$= 11,84 \text{ kg}$$

15.6.6 - Σ des efforts tranchants

$$(18,04 + 19,73 + 11,84) 2 = 99,22 \text{ kg}$$

15.6.7 - Σ des charges sur l'aile

$$30,06 \times 3,3 = 99,20 \text{ kg} \neq \text{de } 99,22$$

15.6.8 - Moment en travée 1-2

15.6.8.1 - position de l'effort tranchant nul

$$XO = TE/qml$$

$$= 19,73/30,06 = 0,66 \text{ mètre}$$

15.6.8.2 - Mt 1-2 - Mt 2-3

$$= TE \times XO - \frac{q \times XO^2}{2} - Mt$$

Mt étant le moment sur l'appui gauche de la travée étudiée.

$$\text{Nous aurons donc : } \frac{30,06 \times 0,66^2}{2}$$

$$= 5,41 \text{ mkg} = +1,06 \text{ mkg}$$

15.6.9 - Diagramme des sollicitations

15.7 - Tableau comparatif des sollicitations

	Mt1	Mt2	Mt1-2	ET1	ET2
Aile en 2 pièces	5,41	0	1,88	38,97	21,26
Aile en 1 pièce	5,41	-1,27	1,06	37,77	23,68

Ce tableau montre clairement que :

- les moments au droit des haubans sont strictement égaux, ceci est bien normal

Portes à faux

Effort tranchant

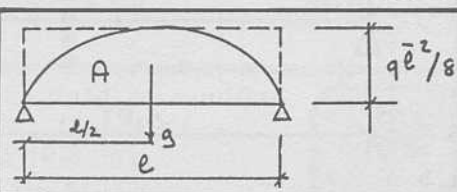
$$T1W = T3E = 30,06 \times 0,6 = 18,04 \text{ kg}$$

$$M1 = M3 = - \frac{30,06 \times 0,6^2}{2} = -5,41 \text{ mkg}$$

15.6.3 - Recherche de A

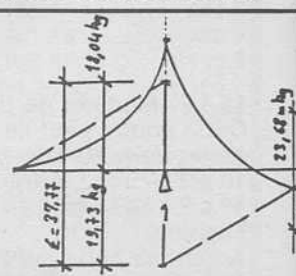
Nous sommes dans le cas d'une charge uniformément répartie l'aile du moment de flexion est de ce fait limité par une parabole régulière.

Fig. 94



Moment

Effort tranchant



les portes à faux étant les mêmes.
- les moments en travée varient dans une proportion non négligeable plus 77,3 % entre l'aile d'une pièce et celle en deux pièces.

- les efforts tranchants sont très faibles et ne peuvent donc pas être significatifs.
- enfin, le moment M_{t2} disparaît totalement si l'aile est en deux parties.

Ce qu'il faut bien se souvenir avant toute conclusion hâtive c'est qu'il est question ici que d'une partie des sollicitations. Dans tous les cas, il nous faudra ne pas oublier deux autres points très importants qui sont : la torsion du longeron.
- la compression axiale du longeron due à la présence du ou des haubans.

De plus, nous avons fait une hypothèse simplificatrice en considérant le fuselage comme un seul appui. Dans la réalité ceci est faux surtout si vous construisez un appareil genre Morane sur lesquels la cabane est très large. Pour ce type d'appareil, les moments au droit des liaisons ne sont pas à négliger. Non que l'on ne puisse les contenir mais pour des problèmes de fatigue et donc de fiabilité.

15.8 - Conclusion du chapitre

Immanquablement on se pose la question, comment faire, quel type de construction choisir ?

Sauf pour les imbéciles, (mais ils ne sont pas modélistes) la réponse ne peut être spontanée avoir étudié le cas comme nous l'avons fait dans ce chapitre.

Il est donc nécessaire de voir en fonction de l'appareil, des dimensions et surtout du rapport entre les cotes de porte à faux et de travées ce qu'il est souhaitable de choisir. De plus, ne pas oublier que dans le cas d'une aile trapézoïdale ou de forme plus complexe (type starlet) le problème est de moins en moins évident et donc réclame une analyse même succincte avant de se décider.

15.9 - Tableaux de coefficient pour calcul rapide

15.9.1 - Note sur ces tableaux

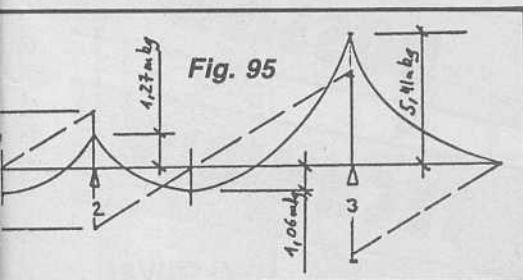
Ils ont été établis de façon à ne pas être obligé de reprendre la théorie à zéro à chaque fois. J'ai donc analysé par le détail une série de poutre continue avec et sans porte à faux en lui appliquant une charge unitaire égale à 1.

Ceci fait, en considérant comme variables la charge et la portée le calcul se fait très simplement en appliquant les relations suivantes :

Effort tranchant = $q \times l \times$ coefficient

Moment = $q \times l \times$ coefficient

Équipé de ceci (avouez que modèle vous chouchoute) et d'une calculatrice le problème devient plus que simple pour les cas courants. Pour les autres voir ce chapitre.



Chapitre 16

AILES HAUBANNÉES ET AILES DE BIPLANS

16-1 - Généralités

Les chapitres 7 et 10 nous ont permis de calculer l'aile ou tout du moins son longeron pour les cas très courant d'appareil à ailes hautes ou basses non haubannées.

Les chapitres 11 et 15 nous ouvrent d'autres horizons en ce qui concerne les cas de voilures haubannées ou multiples. Nous allons donc essayer de décrire les problèmes que posent ces deux types d'ailes et voir les méthodes et cheminement de calcul.

16-2 - Ailes haubannées

16-2-1 - Généralités

Elles diffèrent des ailes cantilevers du point de vue répartition des moments et efforts tranchants comme nous l'avons vu au chapitre 15.

Cependant, dans ce chapitre nous n'avons considéré que l'aspect poutre fléchie du longeron. Pour ce faire, le ou les haubans ont été admis comme étant des appuis intervenant uniquement dans la répartition des sollicitations.

Or, dès que nous introduisons un hauban, nous n'avons plus affaire à une barre isolée mais à un système de barres. Dans ce cas chaque barre intervient sur les autres donc toute action sur l'une se répercute dans l'ensemble des barres composant le système.

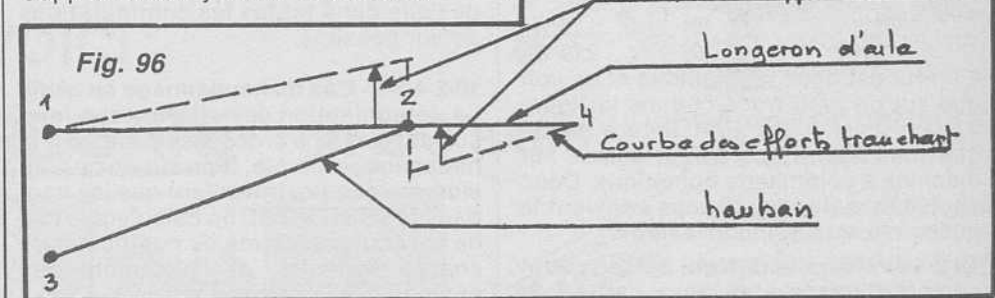
D'autre part, nous nous trouvons avec un système bâtarde qui est en tant que système isostatique mais qui comporte une ou plusieurs barres internes hyperstatiques.

En apparence le système se complique bigrement mais j'ai bien écrit en apparence seulement. Il faut, et vous le savez fort bien, toujours décomposer les problèmes complexes en X problèmes élémentaires donc simples à résoudre. Ce que nous allons maintenant faire.

16-2 - Décomposition des forces dans un système

Reprenons le chapitre 2 et brutalement on peut écrire que tout est inversé mais ceci se calcule aussi le plus bêtement du monde.

Supposons le système ci-dessous



- 1 - liaison du longeron avec le fuselage,
- 2 - liaison du hauban avec l'aile,
- 3 - liaison du hauban avec le fuselage.

NOTA : toutes les liaisons sont du type articulées (genre charnière). Elles permettent donc la rotation des barres autour de l'appui.

La courbe des efforts tranchants est celle que nous avons calculée au chapitre 15 paragraphe 15-4 à 15-6. Comme vous le voyez on utilise un calcul pour en faire un autre encore une fois, rien ne se perd. Considérons les barres 1-2 et 2-3. La portance tend à soulever la barre 1-2 en la faisant tourner autour de son ancrage 1 ce faisant, le point 2 tend à se déplacer suivant une trajectoire circulaire dont le centre est le point 1.

En se déplaçant, le point 2 exerce sur la barre 2-3 un effort. Cet effort tend à allonger la barre N° 2-3 ce qui d'ailleurs se produit réellement. Le problème se corse un peu lorsque l'on découvre que l'on est en face d'un triangle.

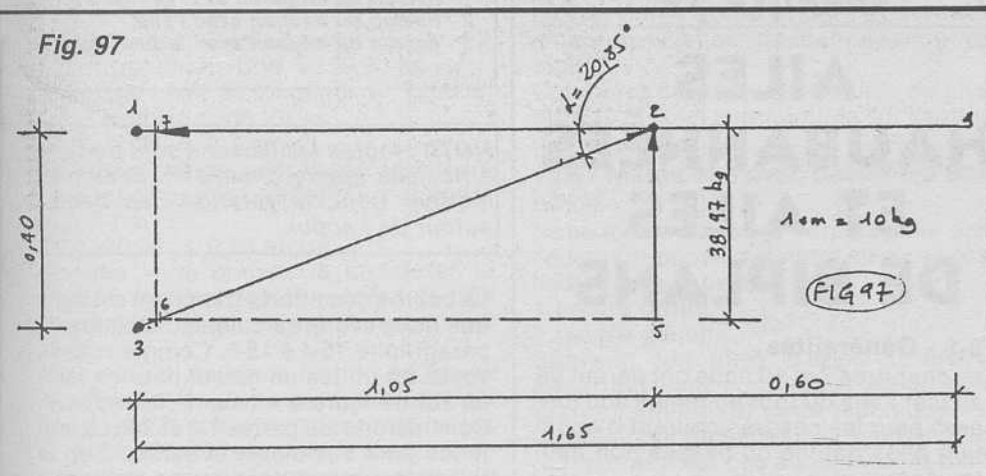
Comme chacun le sait cette figure est strictement indéformable. Tout se passe donc par l'élasticité des matériaux et par les déformations dues au chargement entre les nœuds, (la portance). Le mode de fonctionnement va donc nous introduire un raccourcissement de la barre 1-2 simultanément à l'allongement de la barre 2-3. De ce fait la barre 1-2 va tendre à écraser le flanc du fuselage et la barre 2-3 à l'arracher. De plus, nous voyons apparaître deux sollicitations que nous avons étudié aux chapitres 3 et 11 qui sont la traction et la compression agrémentée du flambement.

Nous avons donc si nous récapitulons : la barre 1-2 qui est fléchie et tend à flamber

la barre 2-3 qui est tendue
la barre 3-4 fait elle bande à part, elle est extérieure au système 1-2-3 et est seulement fléchie.

NOTA : Pour le longeron, (barre 1-2) ne pas considérer que la compression mais aussi le moment de flexion calculée au chapitre 15. Quoi que vous fassiez il existe, contrairement à ce qui a été écrit dans une autre revue.

Fig. 97



- On trace en grandeur et position la charge calculée qui est l'effort tranchant (Vecteur 2-5)

- du point 5, on mène une parallèle à la barre 1-2

- du point de croisement de cette parallèle avec la barre 2-3, on élève une parallèle au vecteur 2-5.

- de là mesure :

- le vecteur 2-7

- le vecteur 2-6

Les dimensions relevées corrigées de l'échelle choisie pour tracer le vecteur 2-5 représentent la valeur des efforts dans chacune des deux barres.

Ici on relève pour le vecteur 2-7 = - 101 kg

Ici on relève pour le vecteur 2-6 = + 108 kg

16-2-1-2 - Méthode par le calcul

Il faut dans un premier temps oublier qu'il s'agit d'un système à barres et assimiler la chose à une section pleine. De là, on calcule le moment dû à l'effort tranchant s'appliquant au point 2 et en faisant intervenir la distance séparant les points 1 et 3 nous obtenons l'effort axial sollicitant la barre 1-2.

De là, en corrigeant de la valeur de l'angle que forme le hauban avec le longeron (ici 20, 85°) nous obtenons la valeur réelle de l'effort sollicitant la barre 2-3.

Nous devons donc effectuer dans l'ordre :

$$M_t = 38,97 \times 1,05 = 40,92 \text{ mkg}$$

$$R_1 = 40,92/0,4 = + 102,3 \text{ kg}$$

$$R_2 = 40,92/0,4 = - 102,3 \text{ kg}$$

Effort dans le hauban

$$= + \frac{102,3}{\cos \alpha} = \frac{102,3}{0,92} = + 111,01 \text{ kg}$$

Si l'on compare ces valeurs à celles déterminées graphiquement nous avons :

Valeur calculée kg	Valeur tracée kg	Erreur %
102,3	101	1,29 %
111,01	108	2,79 %

L'erreur est donc négligeable et on voit que sur un petit tracé comme la figure 97 la précision est suffisante à moins que tous vos avions soient usinés sur machine à commande numérique. Donc choisir la méthode qui vous convient la mieux n'a aucun inconvénient.

16-2-4-3 - L'explication qui précède tient compte d'une aile en deux parties. Si

vous aile était d'une seule pièce, le problème serait exactement identique au niveau des efforts axiaux dans les barres. Les différences interviendraient au niveau des attaches aile fuselage principalement.

16-2-4-4 - Cas du vol inversé

Les efforts ou tout du moins leurs sens d'actions sont inversés. Par conséquent, les efforts sollicitant chaque barre le sont aussi.

Dans l'exemple précédent, si nous inversons nous obtenons :

La barre 1-2 qui est fléchie et tendue,

La barre 2-3 qui est comprimée,

La barre 3-4 qui fait toujours bande à part.

Si vous examinez le hauban, vous constaterez un élanement très important donc vous aurez de grandes difficultés pour qu'il résiste. Un des moyen employé est de l'épauler par une contre fiche style Piper. Mais ceci n'a jamais été prévu pour effectuer du vol inversé. Les contre fiches sont présentes uniquement pour contenir certains cas bien particuliers du vol où les efforts négatifs existent. Néanmoins ceux-ci sont très faibles. En conséquence, prenez le 1/10 de l'effort de traction et vérifiez vos haubans et contre fiche sous cette valeur cela suffira bien.

Conclusion = choisissez vos modèles en fonction de ce que vous désirez comme type de vol et ne faites pas de vol dos avec un appareil dont l'exemplaire grandeur ne le passait pas. C'est à ce prix que le petit gros est viable.

16-2-4-5 - Cas du haubannage double

Certain appareils anciens surtout présentent un haubannage rigide ou souple (câbles) qui est double.

Ceci a pour but de rigidifier l'ensemble de l'aile dans toutes les configurations de vol possible.

16-2-4-5-1 - Cas du haubannage en câble

La détermination des efforts est à faire suivant le même processus que pour le haubannage simple. Bien sûr on ne considérera comme travaillant que les haubans tendus. De fait, on calculera le cas de vol courant affecté du coefficient de charge souhaité, et l'ensemble des câbles aura la même section.

16-2-4-5-1 - Cas du haubannage rigide

Plusieurs solutions s'offrent à nous

A) même solution que les câbles (voir ci-dessus)

B) on calcule la charge admissible au flambement du ou des haubans comprimés.

Cette charge est ensuite déduite de la charge globale du hauban tendu et ce dernier est calculé en traction simple. Cette méthode est la plus économique en poids bien entendu.

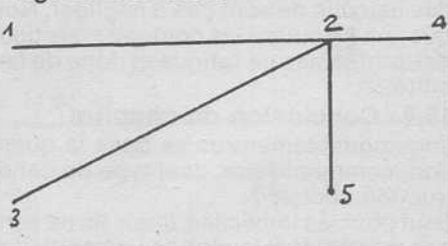
16-3 - Ailes de biplan

Le problème est sensiblement le même et on peut facilement le rendre identique à une solution de haubannage double en câble.

16-3-1 - Décomposition du système global

16-3-1-1 - Partie haute

Fig. 98 Vol droit

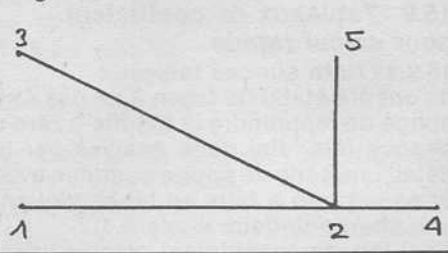


C'est le cas décomposé figure 96. Seule la barre 2-5 vient en plus. Elle est destinée à transmettre l'effort tranchant de l'aile inférieure à l'aile supérieure.

On calculera donc le hauban 2-3 en traction et la barre 2-5 en compression en lui appliquant l'effort tranchant maxi. Pas de changement pour les autres.

16-3-1-2 - Partie basse

Fig. 99 Vol inversé



Le système est absolument symétrique.

16-3-1-3 - Remarque

Ce qui est écrit est valable uniquement pour les ailes réalisées en deux parties droite et gauche.

DOSSIER

TECHNIQUE

A SUIVRE...