

# LE LS3 DE PLUME...

Photos : A. Guillou



Lorsqu'un planeur vole à merveille, pourquoi le cacher plus longtemps, on peut se contenter de prendre son pied (ce n'est déjà pas si mal...) ou se demander par quelle subtile alchimie le concepteur du modèle a créé l'objet de notre plaisir. Ce mois-ci, nous disséquons le LS 3 de Multiplex. S. Barth

## Was ist das ?

Le bel oiseau dont nous allons parler est né en Teutonie de l'accouplement d'une voilure de Fiesta avec un fuseau donnant à l'ensemble une allure semi-maquette fort réussie. Certes, le charme ne fait pas tout... mais enfin... L'original est un 15 mètres aux qualités incontestables, dû au crayon de Lemke et Schneider. J'avoue avoir éprouvé le grand frisson en le regardant (le mot est faible) évoluer aux environs du mont Revard cet été. Le nouveau venu de la gamme Multiplex devrait, comme son grand frère, en réjouir plus d'un... Ceci étant dit... passons aux choses sérieuses.

## La voilure...

Etant la force principale... des (bons) planeurs, il doit faire bon s'attarder un moment sur les caractéristiques de celle-ci.

### a) la géométrie (figure 1)

Chaque demi-aile a la forme d'un simple trapèze dont l'effilement est voisin de 0,6. On peut noter quelques paramètres importants :

Envergure : 3,22 m  
Surface : 56,35 dm<sup>2</sup>  
Allongement : 18,4  
Corde d'implanture : 22 cm  
Corde marginale : 13 cm  
Flèche de bord d'attaque : 1°6

Les ailerons sont implantés à 6 cm du bord marginal et présentent les dimensions suivantes :

Longueur : 58 cm  
Corde d'implanture : 4 cm  
Corde marginale : 3 cm  
Surface : 2,03 dm<sup>2</sup> soit 7,2 % de la surface 1/2 aile

Tu remarqueras aisément que le rapport surface aileron/surface demi-aile semble faible.

Des A.F. de 35 cm peuvent être installés, légèrement en aval de la zone d'épaisseur maximum du profil à 35 cm de la nervure d'implanture. Impatient de mener à terme le montage, j'ai adopté le nouveau système à double lame dont la disponibilité était immédiate chez un revendeur local.



Enfin vous allez lire un essai vraiment hors du commun d'un planeur... de charme !

### b) Le profil (figure 2)

Il s'agit du maintenant classique, en modèle réduit, Wortmann FX 60-126, profil dit laminaire étudié dans les années 60 et de 12,6 % d'épaisseur relative. Employé à l'origine en bout de plume sur les planeurs grandeur, il fut utilisé avec succès notamment sur le Fiesta de la même famille et le Gerfaut de feu BLS. Sur les polaires tirées de l'ouvrage de Altaus on remarque que :

— Pour  $Re > 60\ 000$  l'écoulement est de type hyper-critique.

— Le  $C_x$  reste pratiquement constant pour une grande plage de  $C_z$

— Le  $C_z$  max à / infini est voisin de 1,2. En observant les courbes donnant  $C_z$  en fonction de l'incidence, on constate que :

— L'angle de portance nulle  $\alpha^0$  est voisin de  $-3^\circ$

— à allongement infini la courbe  $C_z = f(\alpha)$  peut être assimilée à une droite de pente 0,1 sur une grande plage de  $C_z$ . En d'autres termes, le coefficient de portance augmente pratiquement de 0,1 quand l'incidence augmente de  $1^\circ$ .

Enfin, le coefficient de moment de tangage à portance nulle  $C_{m0}$  vaut pratiquement  $-0,10$ .

### c) au niveau du kit

Les ailes sont réalisées en expansé blanc recouvert d'un bois exotique. Le logement des A.F est prêt et les ailerons pré-découpés. Le travail le plus important est un ponçage énergétique (en faisant attention de ne pas avoir la main trop lourde). Pour ma part, j'ai dû retravailler les plumes pour permettre la mise en place des supers A.F et de RS 50 destinés à la commande directe des ailerons. Bien que la finition de la voilure nécessite un certain temps, le travail nécessaire n'est ni compliqué ni démesuré. Bien entendu, les fourreaux recevant les clés d'ailes plates sont déjà posés.

On peut regretter l'emploi de l'abachi pour le coffrage à la place de balsa, car un état de surface parfait est relativement difficile à obtenir. Tu sais que les profils laminaires sont plus sensibles que les autres à ce dernier... Néanmoins, avec un peu de soin et un entoilage au solar, le résultat est très acceptable.

Attention au bord de fuite... sur mon modèle, il était loin de mériter une palme pour la qualité d'usinage... mais ce n'est pas grave, il faut savoir souffrir (un peu...) pour faire voler beau !

## Le fuseau (figure 1 et 5)

Très belle pièce réalisée en verre époxy recouvert d'un gel coat blanc, il contient les tubes de commande de direction et de profondeur collés à la fabrication. Une verrière bleutée associée à un baquet style semi-maquette, du fait du tableau de bord stylisé, complète le tout. La notice de montage et le plan (dont il faut souligner la qualité) sont tout à fait explicites pour mener à bien la finition. Une seule étape m'a paru un peu délicate : la pose du système imposant le dièdre et recevant les clés d'ailes (les repères sur les karmans peuvent être considérés comme fantaisistes... d'ailleurs la notice le dit en mots plus voilés...). A propos du dit système... quand on a connu le bidule à bille du Flamingo... on crie au génie...

## Le stabilisateur

Du type en T, il se fixe sans difficulté sur le haut de la dérive, directement au calage ad hoc, grâce au moulage du support. Ceci est assez attrayant mais rend difficile une éventuelle modif.

### a) la géométrie (figure 1)

On a affaire à un stab monobloc à volet. Les principales caractéristiques sont :

Surface : 7,56 dm<sup>2</sup> soit 13,4 % de la surface ailaire.  
Allongement : 5,2.  
Surface volet : 2,05 dm<sup>2</sup> soit 27 % de la surface du stab.  
Corde volet :  $\approx 27$  % de la corde du stab.

### b) le profil (figure 3)

Le stab est fort probablement équipé d'un NACA 009, profil biconvexe symétrique de 9 % d'épaisseur relative dont l'emploi est très répandu. Comme pour tous les profils de ce type, il a :

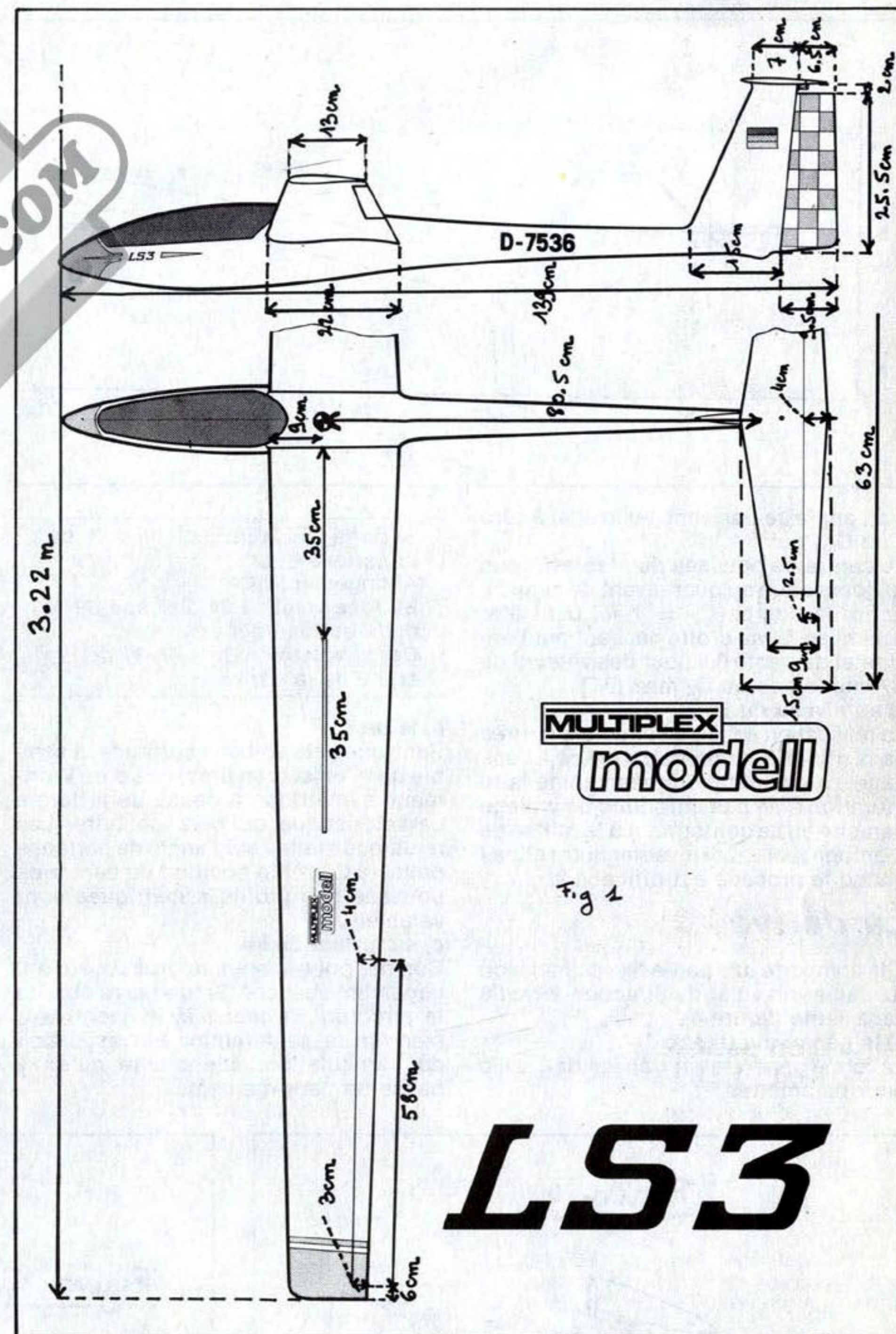


Fig 1

# LS3

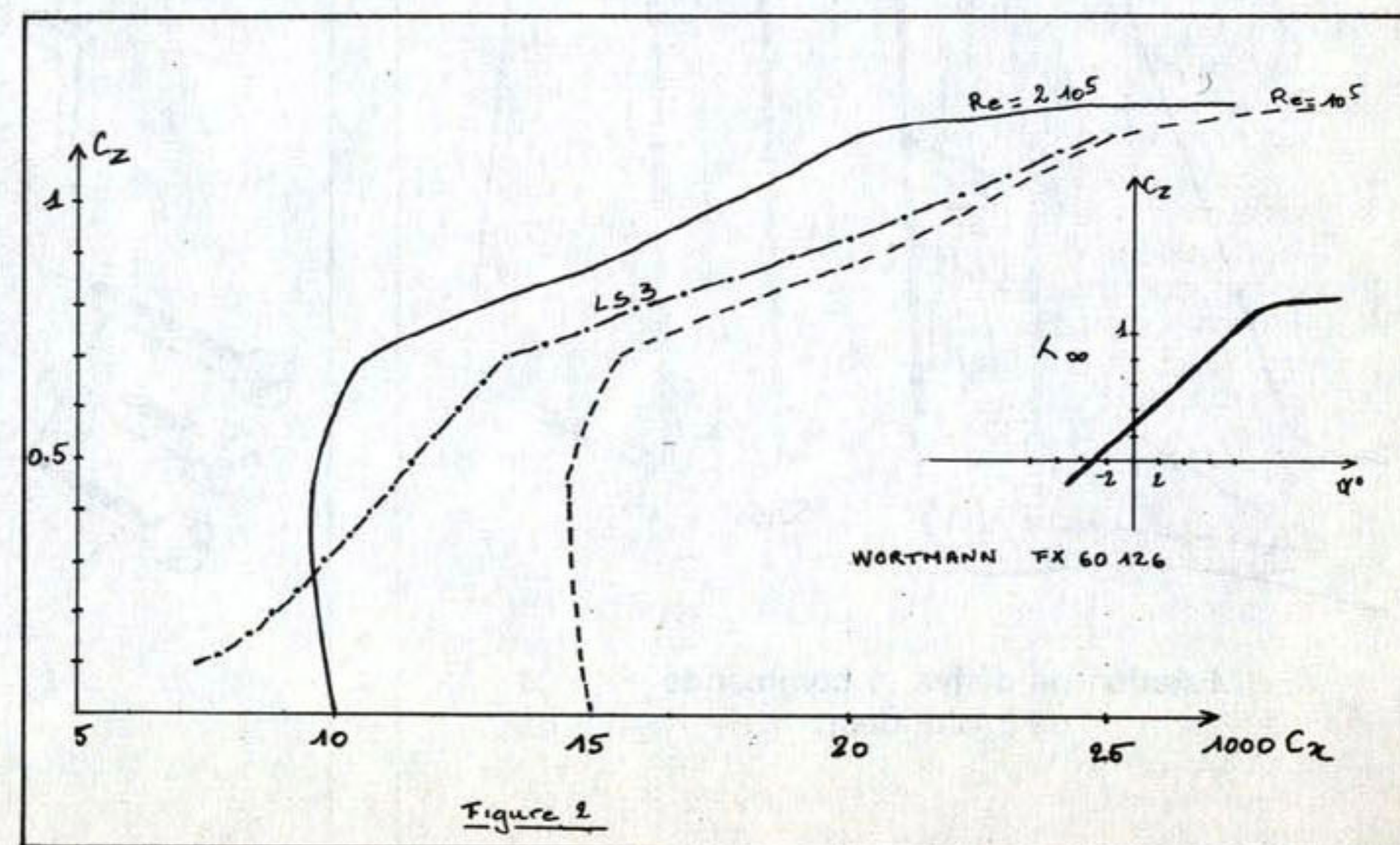


Figure 2

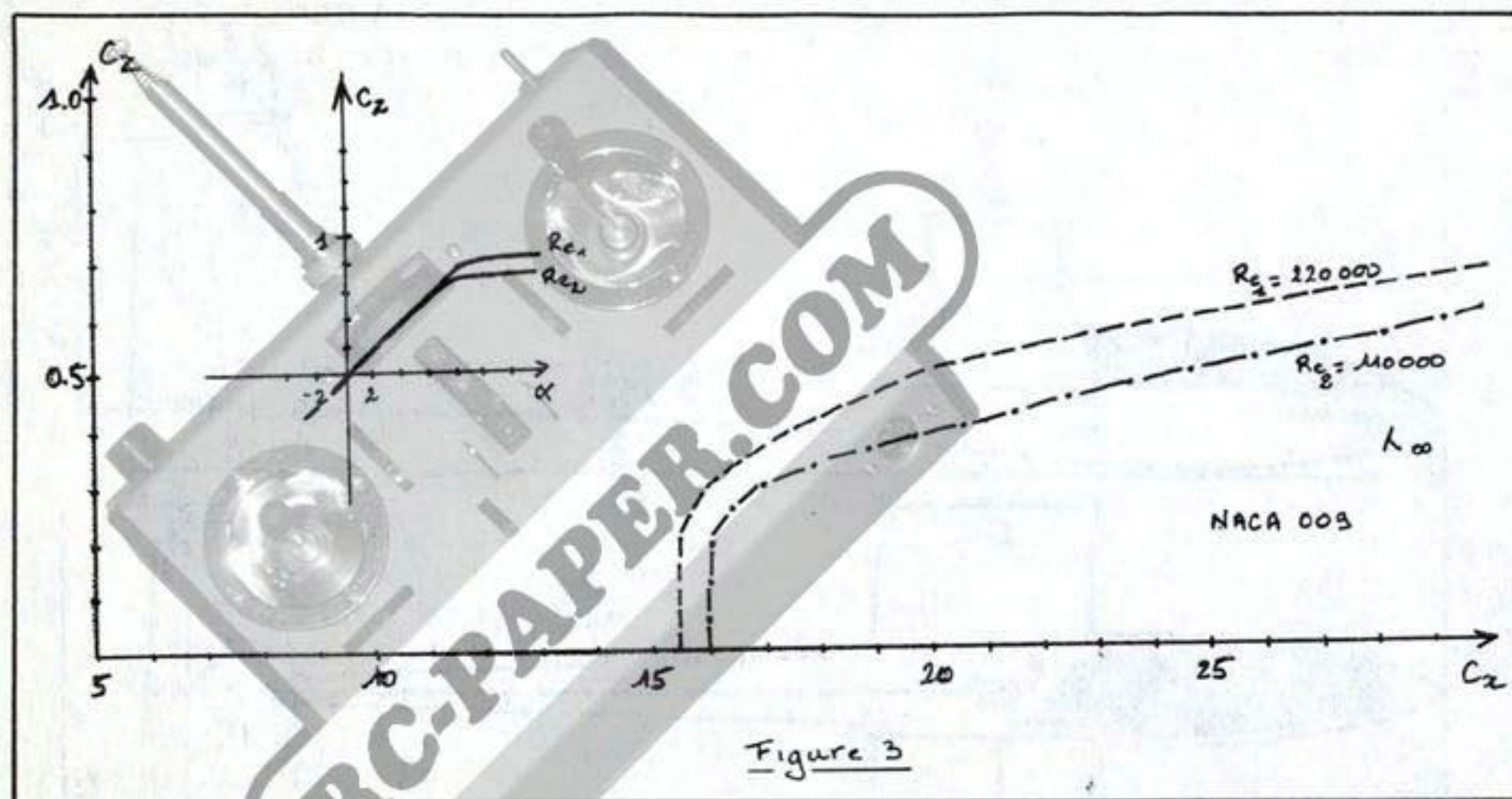


Figure 3

- un angle de portance nulle égal à zéro  
- un  $C_{m0}$  nul  
Le centre de poussée du stab est donc toujours situé au quart avant de celui-ci. Enfin, la courbe  $C_z = f(\alpha)$  peut être assimilée à une droite passant par l'origine et de pente 0,1 pour des valeurs de  $C_z$  inférieures au  $C_z$  max (0,7).

**c) au niveau du kit**  
La réalisation se fait en structure coffrée sans effort insurmontable grâce à l'usinage avancé. Il faudra néanmoins faire attention à ne pas introduire de vrillage parasite en se conformant à la notice de montage (pourquoi inventer autre chose quand le procédé est efficace ?...).

### La dérive

Elle comporte une partie fixe solidaire du fuseau et un volet de direction articulé sans fente (figure 4).  
**a) la géométrie (figure 1)**  
La forme générale est trapézoïdale avec pour paramètres

Surface : 5,22 dm<sup>2</sup> soit 11,6 % de la surface alaire.  
Allongement : 1,4.  
Surface volet : 2,04 dm<sup>2</sup> soit 39 % de la surface dérive.  
Corde volet : de 38 à 48 % de la corde de la dérive.

### b) le profil

Sans que cela soit une certitude, il semble que l'on soit en présence d'un Wortmann symétrique à cause de la forme caractéristique du bord de fuite. Les remarques faites sur l'angle de portance nulle, le  $C_{m0}$  et la position du centre de poussée des profils symétriques sont valables ici.

### c) au niveau du kit

Comme pour le stab, le gros œuvre est largement ébauché. Si tu as la phobie de la structure, le mauvais moment sera bien vite passé. Attention à la réalisation de l'articulation, elle mérite qu'on y passe un petit moment.

## Les masses et la charge alaire

Pour terminer cette description de base, j'ai relevé les masses suivantes :

Aile terminée : 605 g  
Fuseau équipé : 1 395 g  
Stab : 70 g  
Masse totale : 2 675 g  
Charge alaire : 47,5 g/dm<sup>2</sup>

## Vitesse sur trajectoire et nombre de Reynolds minimaux

En partant de l'équation de sustentation, il est facile d'obtenir une approximation de la vitesse sur trajectoire en absence de vent.

$$(1) \quad V_t = 4 \sqrt{\frac{Ch}{C_z}}$$

Ch : charge en kg/m<sup>3</sup>.  
Celle-ci est minimale lorsque  $C_z$  atteint son maximum. Dans notre cas, en se servant des valeurs ci-dessus, il vient après correction d'allongement :

$$V_{min} \cong 8,4 \text{ m/s}$$

Par acquis de conscience, on peut calculer le nombre de Reynolds, correspondant à  $V_{min}$ , en différents points de la voilure. Afin de ne pas abuser des bonnes choses, des valeurs à l'emplanture et au bord marginal suffiront...

Re min (emplanture) : 129 360  
Re min (marginal) : 76 440

(on utilise  $Re \cong 70 \times v \times \text{corde}$  avec  $v$  en m/s et corde en mm).

Quelques remarques s'imposent :

a) La  $V_{min}$  calculée à partir de (1) correspond en réalité à la vitesse du vent relatif qui résulte du cumul des effets du déplacement du planeur et de ceux du vent. Pour simplifier, écrivons  $V$  sous la forme

$$(2) \quad V = V_v + V_p$$

où  $V_v$  est la vitesse du vent suivant l'axe longitudinal du planeur et  $V_p$  celle de notre oiseau (en absence de vent bien sûr...). Il est alors immédiat que la vitesse de décrochage (sensiblement égale à  $V_{min}$  compte tenu de la polaire à fort  $C_z$  est inférieure à la valeur calculée par vent debout ( $V_v > 0$ ) et supérieure à celle-ci par vent arrière ( $V_v < 0$ ). Attention donc dans la dernière configuration à ne pas chercher un trop grand ralentissement...

b) Cette possibilité de  $V_{min}$  relativement faible ( $\cong 30$  km/h si tu préfères cette unité) est un bon atout pour la spirale lente.

c) en bout d'aile, pas de problème, même à  $V_{min}$  on est au-dessus du  $Re$  critique. Les décrochages vicieux à l'atterro sont donc fort improbables compte tenu du régime hyper critique.

## $C_z$ de vol et centrage

Le centrage d'un planeur est, dans une grande mesure, une affaire de tempérament et de stratégie de vol.

C'est avant tout un compromis qu'on ne peut taxer de "bon" ou de "mauvais" qu'en regardant de plus près à quoi il correspond... Une formule maintenant classique nous donne la position relative

du centre de poussée en fonction de la corde moyenne.

$$(3) \quad \frac{X_p}{l_m} = 0,25 - \frac{C_{m0}}{C_{ZA}}$$

( $C_{ZA}$  :  $C_z$  de l'aile).

Tu constates immédiatement que le  $C_{ZA}$  de vol rectiligne stabilisé est indispensable. Fort heureusement, une petite formule tenant compte de l'allongement vient à notre secours.

$\alpha_g$  : calage géométrique  
 $\lambda_A$  : allongement de l'aile

$$(4) \quad C_{ZA} = \frac{\alpha_g - \alpha_0}{9,12 (1 + \frac{2}{\lambda_A})}$$

Prenons, par exemple,  $\alpha_g = 3^\circ$  que l'on trouve sur le plan. Avec  $\lambda_A = 18,4$ ,  $\alpha_0 = -3^\circ$ ,  $C_{m0} = -0,1$ , on trouve  $C_{ZA} \cong 0,6$  et  $\frac{X_p}{l_m} \cong 0,41$

Déterminons, à présent, la valeur de  $l_m$ . La corde moyenne correspond au centre de gravité d'une demie-aile. En raison du manque d'homogénéité de la dite chose, la méthode la plus simple consiste à chercher l'axe bord d'attaque — bord de fuite autour duquel l'équilibre se réalise. Tu détermines ainsi la distance  $d_m$  de la corde moyenne à l'emplanture. Connaissant l'effilement, le calcul de  $l_m$  ne pose pas de problème :

$$d_m = 65,5 \text{ cm}$$

$$l_m = 17,8 \text{ cm}$$

C'est ici que les surprises commencent... Le plan indique un point de centrage situé à 9 cm du bord d'attaque de la nervure d'emplanture. En te servant de la flèche du bord d'attaque, tu obtiens

$$\frac{X_g}{l_m} = 0,40$$

Si on suppose que le LS 3 vole l'axe de référence à l'horizontale, on est en présence d'un centrage en avant du centre de poussée donc d'un moment légèrement piqueur dû à la voilure. Jetons un œil sur le calage du stab :  $+1,5^\circ$ . Comme tu le sais, le stabilisateur est plus ou moins plongé dans le sillage de l'aile, résidu de la couche limite, dont l'effet est de diminuer l'incidence aérodynamique de celui-ci. Pour un stab en T, une valeur approchée de la réflexion peut être calculée par la formule de Prandtl.

$$(5) \quad d = 1,5 C_{ZA}$$

Pour  $C_{ZA} = 0,6$ , on obtient une déflexion de  $0,9^\circ$ . Il nous reste donc une incidence positive résiduelle de  $0,6^\circ$  qui va engendrer une petite portance et par là, même un moment piqueur dû au stab. On n'a donc pas équilibre... Moralité ?... Le concepteur s'est planté ou notre hypothèse est des plus saugrenues... Connaissant Multiplex, j'opterai pour la seconde solution.

Ne reculant devant rien, nous allons essayer de déterminer la courbe des moments en fonction de l'incidence pour le centrage proposé.

Du point de vue de l'équilibre statique et en négligeant les effets du fuselage, le moment par rapport au centre de gravité est la somme du moment  $M_A$  dû à la voilure et du moment  $M_S$  dû au stab. En termes de coefficients :

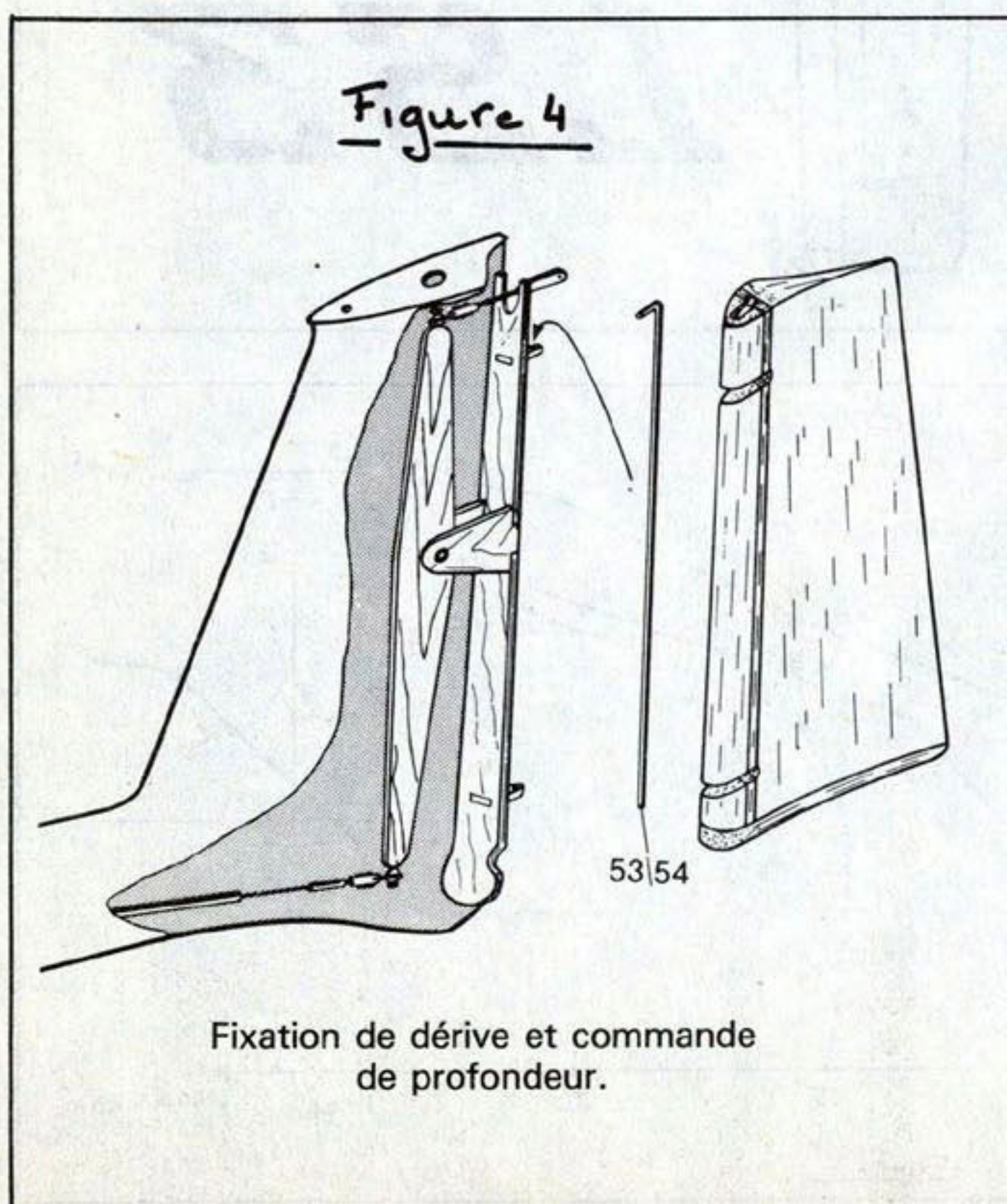


Figure 4

Fixation de dérive et commande de profondeur.

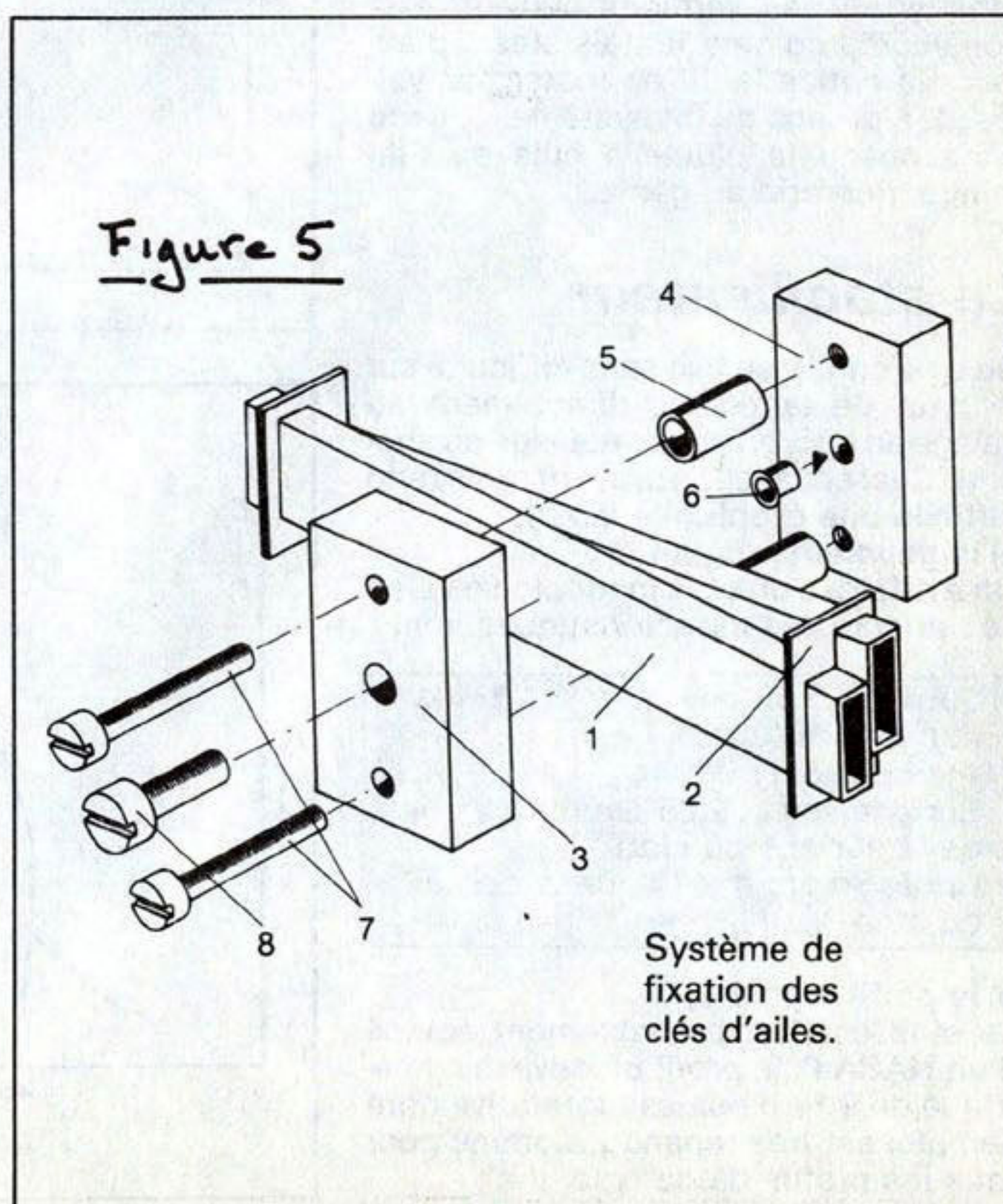


Figure 5

Système de fixation des clés d'ailes.

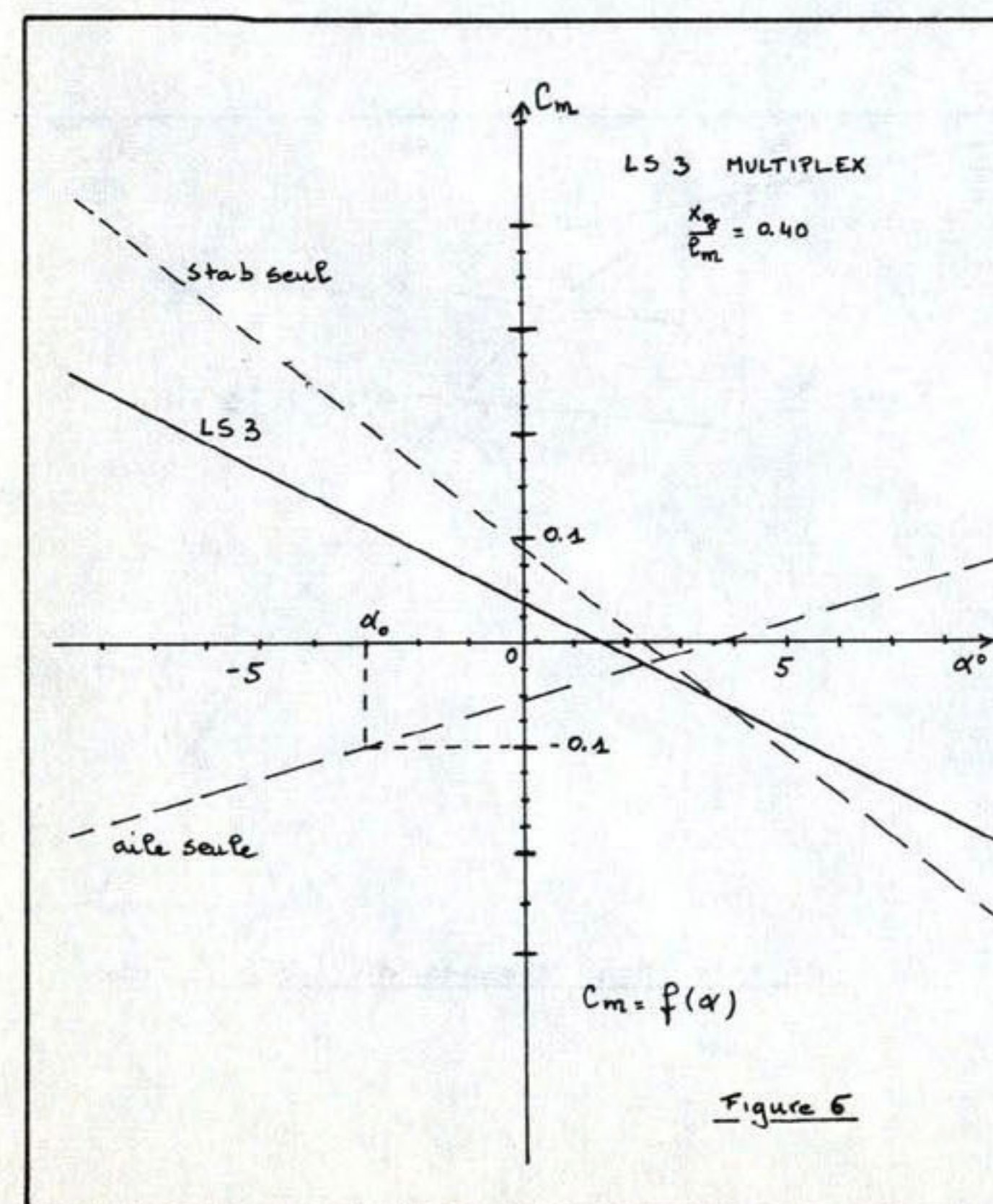
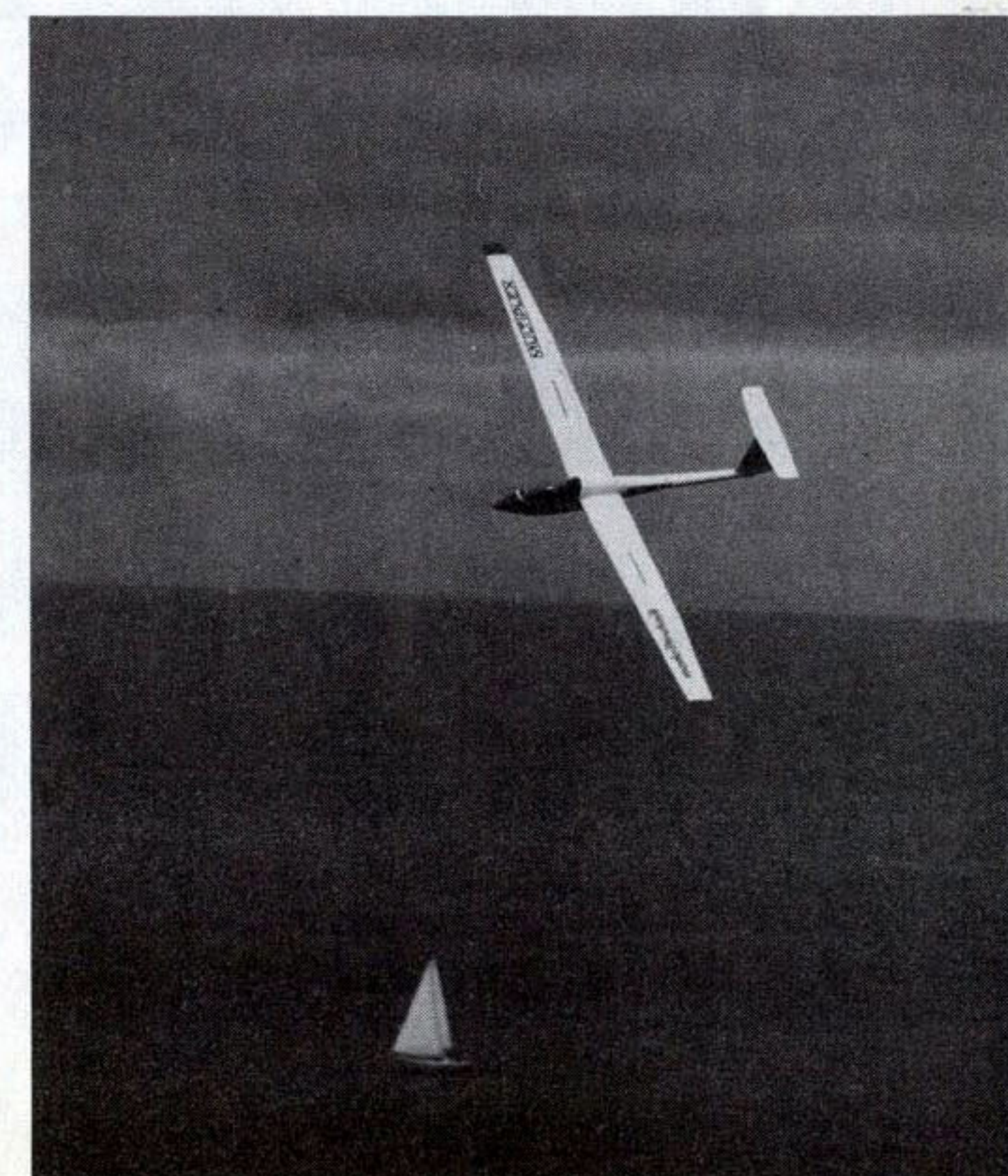


Figure 6



$$C_{m_A} = C_{m_0} + C_{z_A} (X_g - 0,25) / l_m \quad (6)$$

$$C_{m_s} = C_{z_s} \frac{S_s X}{S_{SA} l_m} \text{ et } C_m = C_{m_A} + C_{m_s}$$

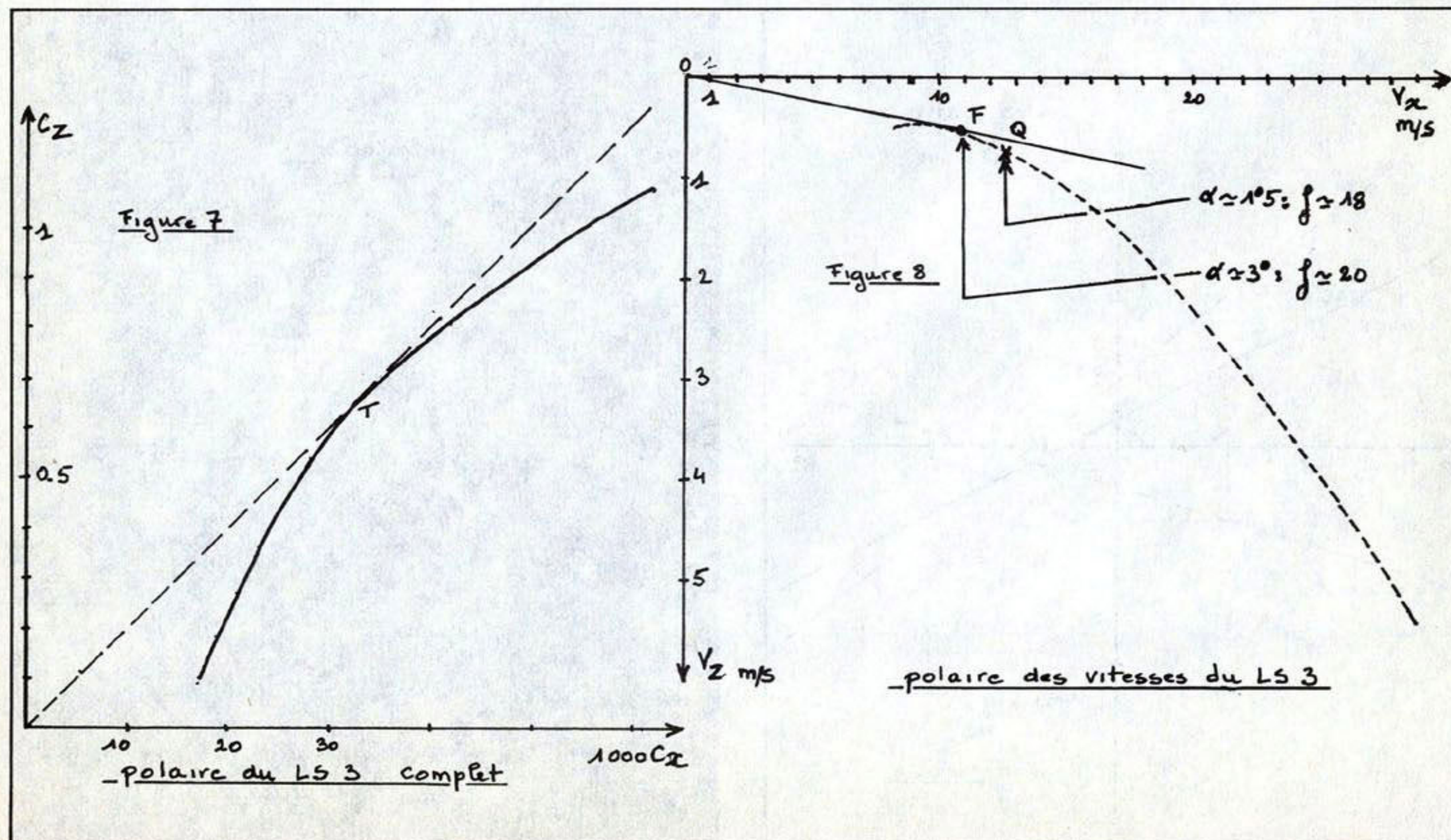
Si tu veux obtenir  $C_m$  en fonction de  $\alpha$ , il faudra exprimer  $C_{z_A}$  et  $C_{z_s}$  en fonction de ce paramètre. Le coefficient de portance de l'aile ne pose pas de problème grâce à (4). Par ailleurs, la même équation peut aussi servir pour  $C_{z_s}$  (avec  $\alpha_0 = 0$  et en utilisant l'allongement du stab  $\lambda_s$ ). Reste à déterminer l'incidence du stab par rapport à celle de l'aile  $\alpha_g$

$$\alpha_{g_s} = \alpha_g - i_A - d + i_s \quad (7)$$

$i_A$ : calage de l'aile/référence  
 $i_s$ : calage du stab/référence  
 $d$ : déflexion

Un petit programme pour mouliner tout ça car je suis un peu coincé du côté calculatrice dès qu'il y a plus de 2 opérations... et voilà la courbe  $C_m = f(\alpha)$  représentée figure 6. Tu remarqueras facilement que  $C_m$  est nul pour  $\alpha \approx 1,5^\circ$ . C'est l'incidence de l'aile en vol stabilisé... et alors ?... Au centrage indiqué le LS 3 doit voler queue légèrement haute ( $\alpha_g = 1,5^\circ$  au lieu de  $3^\circ$ )... hypothèse confirmée bien entendu... Le calage nous donne, à partir de (4) :

$$C_{z_A} \approx 0,45$$



## Polaire du planeur complet

Pour aller plus avant dans notre analyse, nous aurons besoin de la polaire du planeur complet. Dans ce but, il faut :  
 a) appliquer une correction en fonction du nombre de Re pour trouver, à partir des polaires de la figure 2, les différents Cx du profil seul en fonction du C<sub>z</sub> de vol. Pourquoi ?... simplement parce qu'à chaque C<sub>z</sub> correspond d'après (1) une vitesse sur trajectoire et par là même un nombre de Re. La différence est très sensible aux faibles C<sub>z</sub>. En m'inspirant d'une formule de la NACA, j'ai appliqué la transformation :

$$C_{x_{Re}} = C_x \left( \frac{Re}{10^5} \right)^{-0,56} \quad (8)$$

ou x est le coefficient de traînée à Re = 10<sup>5</sup>

Après calcul des vitesses sur trajectoire (1), on s'occupe des Re en prenant comme référence la corde moyenne (178 mm)... report dans (8)... et tracé de la courbe notée LS 3 sur la figure 2.

$$C_{z_3} = \frac{C_z}{1 + \frac{2}{\lambda_A}} \quad (9)$$

b) appliquer une correction d'allongement aux C<sub>z</sub> ou C<sub>z</sub> correspond à l'allongement infini et C<sub>z</sub> à celui de l'aile.

c) calculer le Cx total en faisant la somme du Cx du profil relevé sur la courbe LS 3 figure 2, du Cx induit, de

celui du fuselage avec une pointe d'interaction.

$$C_{x_t} = C_{x_p} + C_{x_i} + C_{x_g} + C_{x_{int}}$$

$$C_{x_i} = \frac{C_z^2}{\pi \lambda}$$

$$C_{x_g} = \frac{0,006}{\sqrt{S_A}} \quad \text{d'après MTB}$$

$$C_{x_{int}} = (C_{x_p} + C_{x_i} + C_{x_g}) \times 0,1$$

Avec l'aide d'un petit programme du genre de celui publié dans ces colonnes, on obtient la polaire du planeur complet (figure 7).

En traçant la tangente OT à la courbe obtenue, tu remarques immédiatement que la finesse max s'obtient à un C<sub>z</sub> voisin de 0,6.

## La polaire des vitesses (figure 8)

Grâce à l'outil que tu viens de te fabriquer, il est aisé d'obtenir la polaire des vitesses (figure 8) ainsi que les différentes finesesses  $f$ .

$$V_x \approx V_t$$

$$V_z \approx 4 \sqrt{Ch \times \frac{C_x^2}{C_z^3}} \quad (11)$$

$$f \approx \frac{V_x}{V_z}$$

Parmi les points remarquables on trouve : F : point de tangence de la polaire des vitesses avec une droite menée de l'origine. Cela te donne la

finesse max  $f \approx 20$  pour une incidence de l'aile de l'ordre de  $3^\circ$ .

Q : correspondant à une incidence de  $1^\circ 5'$ , point de fonctionnement du LS 3 d'après ce que nous avons déjà vu. Le tableau ci-dessous résume les caractéristiques de F et Q.

|   | V <sub>x</sub> m/s | V <sub>z</sub> m/s | f  | α    |
|---|--------------------|--------------------|----|------|
| F | 10,9               | 0,53               | 20 | 3°   |
| Q | 13                 | 0,72               | 18 | 1°5' |

Il doit te paraître, à présent, évident que les calages et le centrage proposés font voler LS 3, queue haute (pour le plaisir...) sans perte excessive en finesse.

## Le vol à finesse max (figure 9)

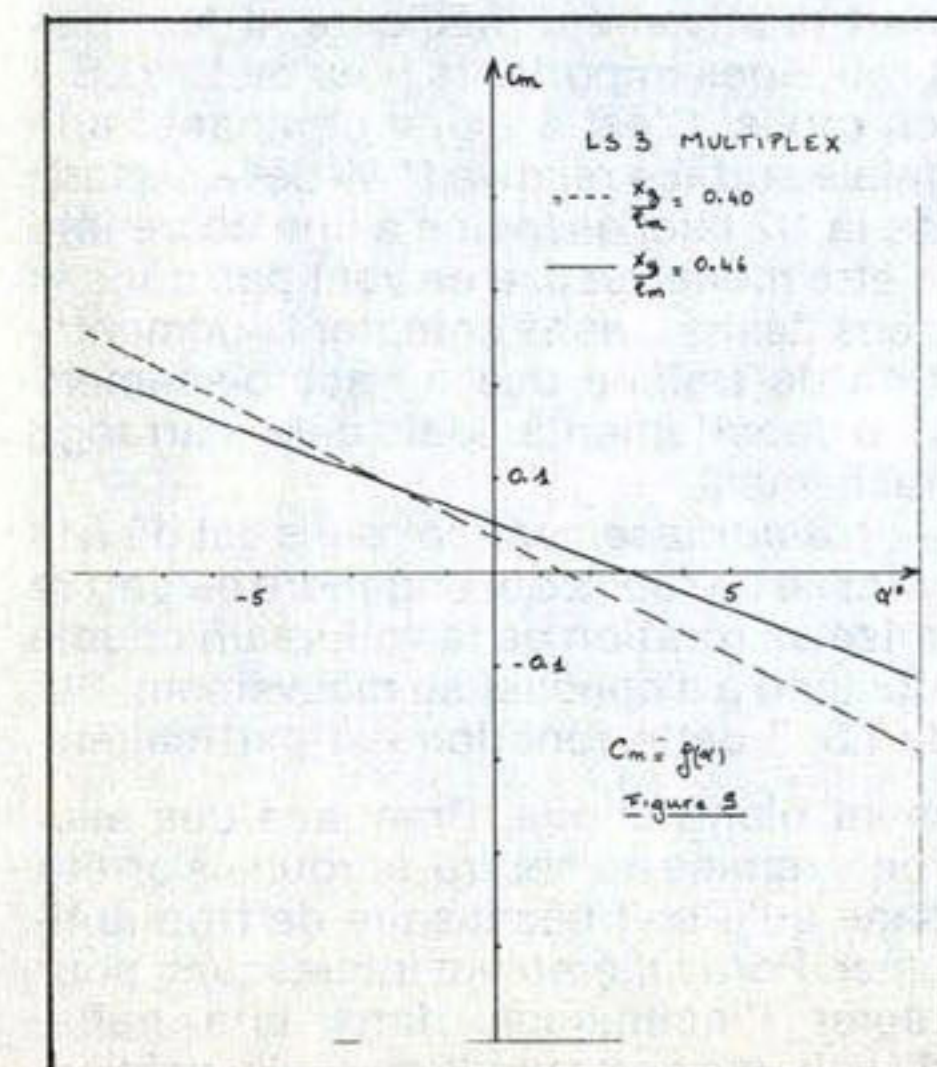
Si tu veux néanmoins gagner ces quelques points, il faudra faire voler la bête axe de référence à l'horizontale. Pour faire baisser la queue sans toucher aux calages, il suffit de reculer le point de centrage (pas de réflexions déplacées...) Connaissant le C<sub>zA</sub> (0,6... les erreurs sont parfois utiles...) il suffit d'annuler l'équation des moments (6). Sans trop de peine, tu obtiens le nouveau centrage  $\frac{X_g}{l_m}$

$$\frac{X_g}{l_m} = \frac{C_{z_A} \frac{X_p}{l_m} + C_{z_s} \frac{S_s}{S_A} \frac{X_s}{l_m}}{C_{z_A} + C_{z_s} \frac{S_s}{S_A}} \quad (12)$$

Comme on l'a déjà vu : C<sub>zA</sub> = 0,6, X<sub>p</sub> = 0,41, C<sub>zs</sub> = 0,05, S<sub>s</sub> = 0,134, X<sub>s</sub> = 4,92

(distance du 1/4 avant du stab au bord d'attaque de la corde moyenne exprimée en... cordes moyennes). En avant la calculatrice...

$$\frac{X_g}{l_m} \approx 0,46$$



soit un centrage à 10 cm du bord d'attaque (référence nervure d'emplanture). Je sens un grand froid dans le dos... Voyons la courbe  $C_m = f(\alpha)$  correspondant à ce centrage (tu vois l'intérêt d'un programme...). Sa pente est négative... on est donc toujours en présence d'un planeur statiquement stable en incidence !... Faisons une petite comparaison avec la courbe obtenue pour  $\frac{X_g}{l_m} = 0,40$  (en pointillé...). La dernière L<sub>m</sub> tracée est moins inclinée. Conséquence ?... LS 3 est moins stable qu'au centrage proposé. On gagne donc en maniabilité. Pour les pinailleurs :

| $\frac{X_g}{l_m}$ | $\frac{dC_m}{d\alpha}$ |
|-------------------|------------------------|
| 0.40              | -0.0256                |
| 0.46              | -0.0196                |

En cherchant jusqu'où pousser la plaisanterie, on trouve que  $\frac{dC_m}{d\alpha} = 0$

pour un centrage limité arrière  $\frac{X_g}{l_m} \approx 0,64$

Attention, le recul au-delà de  $\frac{X_g}{l_m} = 0,46$

n'a de sens que si tu modifies l'incidence du stab (voler queue basse n'a aucun intérêt...).

## L'allongement est-il optimal ? (figure 10)

Le problème est le suivant : l'envergure étant fixée, quelle valeur d'allongement choisir pour avoir la finesse maximale sans pénaliser la vitesse de chute. Il faut donc faire le récapitulatif des paramètres influencés par  $\lambda$  :

- la surface alaire car  $\lambda = b^2/S$  où b est l'envergure
- la corde moyenne, donc la polaire tenant compte du nombre de Re
- la charge alaire
- le C<sub>x</sub> induit et par là même le C<sub>x</sub> total
- le C<sub>z</sub> (cf. formule (9)).

Conséquence les vitesses V<sub>1</sub> et V<sub>z</sub> ainsi que la finesse  $f$  varient en fonction de l'allongement. Quelques lignes de

BASIC pour soulager les maux de tête... On peut alors tracer sur un même graphique  $f$  et V<sub>z</sub> en fonction de  $\lambda$ . Que peux-tu remarquer ?

— La vitesse de chute augmente lentement mais sûrement à mesure que l'allongement croît au-delà de 18. Pour interpréter ce phénomène, il faut te rappeler que nous travaillons à envergure constante, un accroissement de  $\lambda$  produit une diminution de surface donc une augmentation de la charge alaire. D'autre part, comme la corde moyenne diminue l'effet Reynolds ajoutée du C<sub>x</sub>. — La finesse croît jusqu'aux environs de  $\lambda = 18$  pour ne plus progresser et même chuter au-delà de  $\lambda = 21$ . L'augmentation de charge alaire accompagnant celle de  $\lambda$  joue plus en faveur de la vitesse sur trajectoire que sur la vitesse de chute d'où la montée de la finesse jusqu'au moment où l'accroissement du C<sub>x</sub> du profil met tout le monde d'accord...

L'allongement choisi pour le LS 3 peut donc être considéré comme optimal par rapport au critère énoncé plus haut. Il existe des méthodes bien plus sophistiquées mais je suis resté un peu primaire...

## Le rayon minimum de virage non stabilisé

Nous allons nous intéresser aux possibilités max. offertes par la voilure. En supposant que le virage se fasse sans perte d'altitude, son rayon est fourni par

$$R = \frac{2 Ch}{e} \times \frac{1}{C_{z_A}} \times \frac{n}{\sqrt{n^2 - 1}} \quad (13)$$

Avec  $e = 1,225$   
 $n$  : facteur de charge (poids apparent/poids réel)

Pour le virage dans le plan horizontal il existe une relation simple entre le facteur de charge et l'angle d'inclinaison  $\phi$

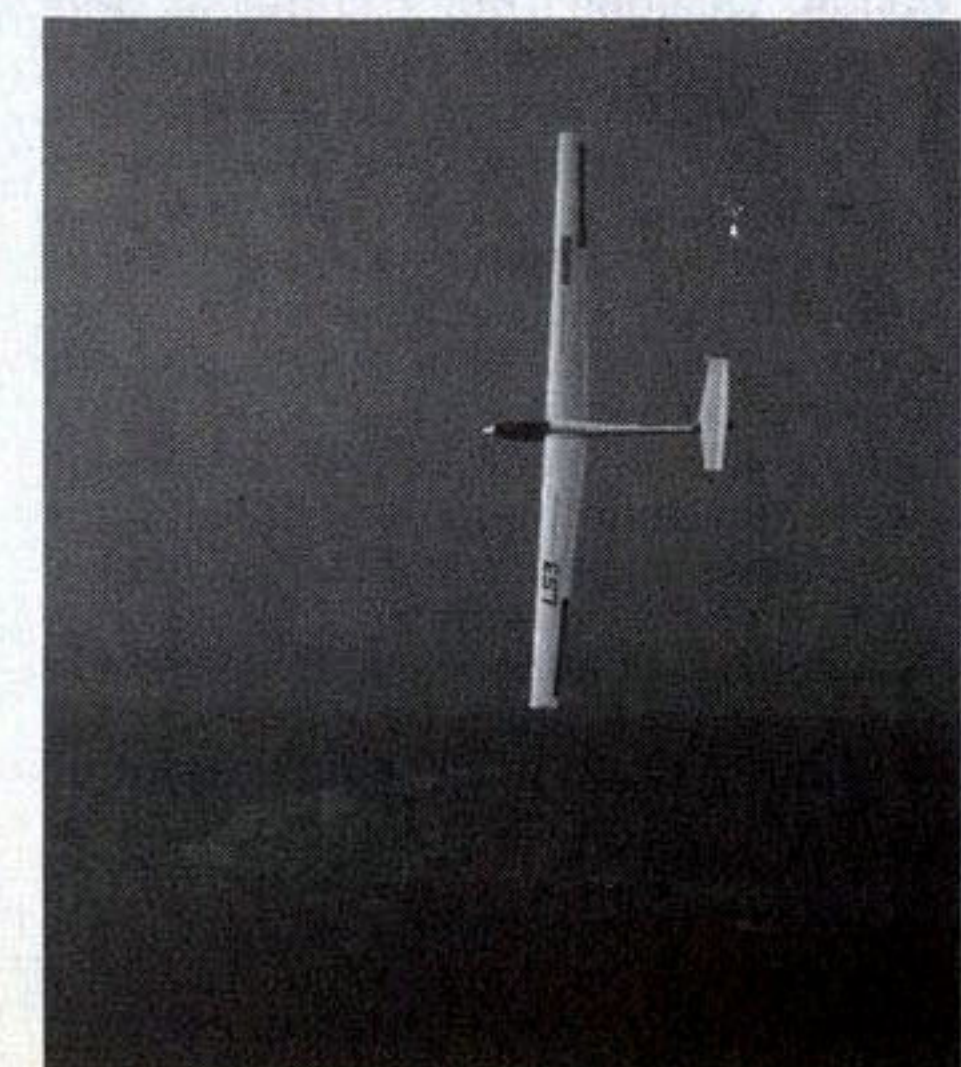
$$n = \frac{1}{\cos \phi} \quad (14)$$

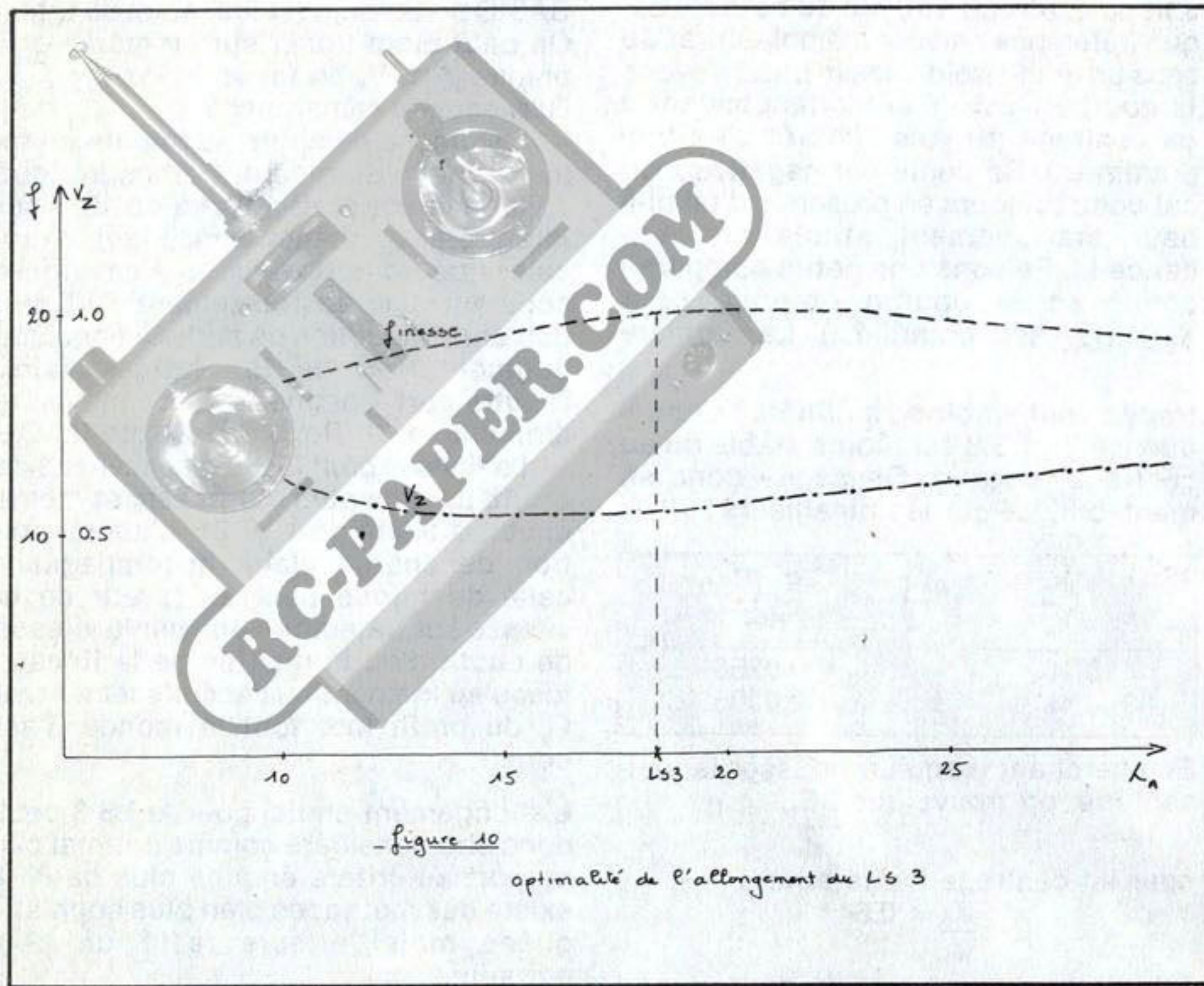
| Soit $\phi$ | 30   | 45   | 60 | 70   | 80   | 85    |
|-------------|------|------|----|------|------|-------|
| n           | 1,15 | 1,41 | 2  | 2,92 | 5,75 | 11,47 |

Avec un peu d'habitude, on remarque que  $n / \sqrt{n^2 - 1}$  ne varie plus significativement au-delà de  $n = 4$  (ce rapport vaut alors 1,03). En prenant C<sub>zA</sub> = C<sub>zA</sub> max (correction d'allongement faite) et cette valeur de n, tu peux obtenir une bonne approximation du rayon de virage minimum

$$R_{min} \approx 7 \text{ m}$$

La remarque faite ci-dessus indique que dépasser une inclinaison de  $75^\circ$  (correspondant à  $n = 4$ ) ne diminue pas significativement R<sub>min</sub>. Par contre, la vitesse sur trajectoire, variant comme  $\sqrt{n}$ , continue d'augmenter et par là même celle de changement de cap. En d'autres ter-





mes, le virage est effectué plus rapidement... mais méfiance... le facteur de charge limite de la voilure est à l'affût...

## Et la surface de la dérive ?

Celle-ci est le paramètre important de la stabilité de route (associé au bras de levier de la dérive of course...). Lorsque, pour une raison quelconque, la vitesse de l'écoulement n'est plus parallèle au plan de symétrie (on dit qu'il y a dérapage) le piège tend de lui-même à diminuer le dérapage s'il est stable. W. Thies donne la formule suivante :

$$(15) \quad S_D = \frac{S_A \cdot \frac{b}{2}}{r_a \cdot X_d}$$

b/2 : demie envergure

$R_a = 40$

$X_d$  : bras de levier dérive

La géométrie du LS 3 demanderait une surface de 3 dm<sup>2</sup>. Avec nos 5 dm<sup>2</sup>, pas de souci à se faire même si on tient compte de l'effet de stabilisateur du fuseau (centre de gravité en arrière du quart avant).

## Essais en vol

Après ces modestes constatations chiffrées, le temps est venu de mettre en l'air ma machine. Une angoisse indescriptible m'envahit, mes genoux jouaient des castagnettes... Trêve de plaisanterie, je respecte trop le folklore andalou. Si tu fais l'acquisition d'une telle machine, c'est que quelques bonnes heures de vol ont déjà assoupli tes pouces ou qu'un bon copain est capable de te dégrossir les réglages. Je sais... on peut être maso... ou plus probablement victime

d'un escroc qui va te refiler la bête comme engin de début (pas de sourire... j'ai vu pire !).

C'est principalement sur la pente de Chamont qu'eurent lieu les premiers vols. Du haut de ses 50 mètres de dénivelé (non, le typographe n'a pas oublié un o) le molard dit de la bise offre une portance correcte par vent du sud et qui plus est... à 4 km de mon domicile. Si tu attends une description des capacités du LS 3 en voltige, ta lecture peut s'arrêter là. La raison en est simple : d'après ce que nous avons déjà vu, la conception de cet appareil est très orientée vol à voile.

### a) Généralités

Au centrage indiqué sur le plan, le LS 3 possède une ligne de vol agréable, queue haute (ça on le savait) qui renforce l'aspect semi-maquette.

Dans une brise modérée, la prise d'altitude se fait sans difficulté profil gratteur oblige. Quelques huitis suffisent pour une première prise en main. Attention, néanmoins, au respect du débattement des ailerons... sans différentiel (ce qui est mon cas), on a plutôt intérêt à prendre comme référence l'angle aileron levé, et à vérifier... sous peine d'avoir un déphasage entre l'action aux manches et la mise en roulis.

La vitesse sur trajectoire procure un plaisir serein ainsi que les possibilités d'accélération pour transiter rapidement dans la dég... Tout laisse à penser que l'allure de la polaire des vitesses ne doit pas être tout à fait farfelue.

Le décrochage se fait dans l'axe et se récupère en quelques mètres. Tout se passe sans brutalité, du moins volets de courbure non braqués. J'avoue n'avoir pas testé les autres configurations. Enfin, la restitution est tout à fait honorable.

### b) Stabilité statique en incidence à $n = 1$

Elle caractérise la capacité qu'a le planeur à retourner à la position d'équilibre lorsqu'à partir du vol rectiligne ( $n = 1$ ) se produit une perturbation en tangage. Comme on pouvait le prévoir à partir des courbes  $C_m = f(\alpha)$ , cette stabilité est correcte. Au centrage proposé, on dispose d'une bonne marge statique.

### c) Stabilité statique longitudinale en manœuvre

Lorsque le planeur évolue sur une trajectoire courbe à facteur de charge, incidence et vitesse constantes, la stabilité statique en manœuvre indique sa tendance à revenir au vol stabilisé initial après une perturbation d'incidence ou de facteur de charge. Elle se différencie de la précédente par l'apparition d'un couple d'amortissement en tangage. Pas de surprise non plus compte tenu du centrage du planeur, car le point de manœuvre manche bloqué se situe en arrière du foyer (que nous avons pris pour limite de centrage arrière).

### d) Efficacité de la profondeur

La profondeur est douce et parfaitement efficace. Le premier qualificatif est dû au stab fixe à volet. La surface relative du volet, le bras de levier confortable et la position du stab (en T) fournissent des arguments pour l'autre. Lorsqu'on a toujours volé avec des stabs pendulaires... on apprécie la précision de cette gouverne.

### e) Stabilité longitudinale dynamique

Nous avons vu les tendances, intéressons-nous à la manière dont LS 3 revient à l'équilibre. Ligne droite, rapide coup de profondeur à cabré (pas comme une bête !...) on lâche tout. Le retour se fait d'une manière pratiquement apériodique (sans oscillation de longue durée) preuve d'un bon amortissement en tangage au centrage proposé.

### f) Du côté du roulis

— *L'effet dièdre*, couple de roulis dû à l'apparition d'un dérapage est suffisant avec une dièdre de 3° réglé grâce au petit bidule si sympathique. Mais il faut ajouter que la dérive haute, la position des ailes et la légère flèche contribuent aussi à la bonne marche des choses (on les oublie trop souvent...).

— *L'efficacité des ailerons* est pour ma part relativement médiocre. Il faut des braquages importants pour mettre LS 3 en roulis. C'est à peine étonnant : une faible surface relative (7 % de la surface de la 1/2 aile) associée à une corde loin d'être monstrueuse ne vont pas dans le sens désiré... sans compter l'augmentation de traînée due à l'accroissement des débattements. Mais cela s'arrange facilement.

— *L'amortissement en roulis* est dû à la vitesse de roulis qui engendre de part la mise en rotation de la voilure un couple qui tend à s'opposer au mouvement. Sur le LS 3 cette fonction est particulière-

ment bien remplie. Braquage des ailerons, remise au neutre, le roulis s'arrête sans qu'il soit nécessaire de trop anticiper. Particulièrement intéressant, pour régler l'inclinaison dans une bulle, d'avoir une commande de roulis précise.



Ce bon amortissement n'a rien d'étonnant compte tenu de l'allongement de l'aile et de l'incidence modérée.

— **Le roulis dit induit** provoqué par la vitesse de lacet qui crée une portance plus importante sur l'aile avançante que sur l'autre. Secondairement, la dérive haute a un effet sur ce phénomène. LS 3 est particulièrement apte à l'exercice car, à condition de ne pas trop freiner le bestiau, tu peux entamer un virage à la dérive seule. L'inclinaison ad hoc s'obtient rapidement.

#### g) Du côté du lacet

— **La stabilité de route** est associée au couple de lacet dû au dérapage. Dans l'ordre d'importance, la dérive, le fuselage, la voilure participent à la chose. Comme nous l'avons déjà dit, elle est très bonne. Lors de passages parallèles à la pente, situation typique d'attaque oblique, LS 3 a une assez forte tendance à se mettre dans le lit du vent pour diminuer le dérapage. Les mises en virage sont relax... il suffit de cesser de contrer...

— **L'amortissement en lacet** provient de la dérive qui agit comme le stab et de la voilure (traînée plus grande de l'aile qui avance par rapport à l'aile qui recule). Compte tenu du grand allongement de l'aile, de la surface importante de dérive (associée à un bras de levier confortable), l'amortissement en lacet du LS 3 est très efficace. Conséquence... cela oblige à maintenir les ordres à la direction et fait dire un peu vite à certains que la gouverne manque d'efficacité...

— **L'efficacité de la direction** : la surface relative de la gouverne (39 % de celle de la dérive), le bras de levier et l'adéquation du profil font que la direction est efficace à souhait. Point n'est besoin de débattements monstrueux. Vraiment très agréable de faire varier la cadence à la dérive en cours de virage.

— **Le lacet inverse** trouve son origine dans la différence de traînée induite entre l'aileron qui se lève et celui qui se baisse. Le constructeur propose l'emploi d'un différentiel de rapport 1/2. Pour ma part je n'en utilise pas et le lacet inverse ne se fait sentir qu'à faible vitesse (cela peut être gênant pour la spirale, je me fendrai donc d'un différentiel électronique pour gratter...). A la pente, sa mise en évidence peut se faire sans problème par un passage parallèle à la ligne de crête, ailes à plat. Les ailerons sont braqués du côté du vent pour contrer le couple de roulis dû au dérapage (qui tend à soulever l'aile du côté du vent). La direction est braquée vers la pente pour empêcher la mise en virage (en contrant le couple de lacet dû au dérapage). Dans le cas du LS 3, très peu ou pas de direction suffit, preuve de l'existence de lacet inverse.

#### h) Braquage des gouvernes latérales en virage

— **Virage correct (trois axes)** : direction dans le sens du virage et ailerons à contrer, les braquages sont faibles.

— **Virage "aux ailerons"** : manche très faiblement dans le sens du virage.

— **Virage "à la dérive"** : gouverne dans

le sens du virage. Les deux derniers sont dérapés.

#### l) Stabilité en mouvement spiral

C'est un mouvement lent, possédant une vitesse de lacet et de roulis, qui apparaît après une perturbation lente de roulis ou de lacet. Le planeur s'incline faiblement et sous l'action de la pesanteur apparaît un dérapage produisant des couples qui tendront à redresser ou à engager le virage.

LS 3 est stable en spirale car son comportement correspond au premier cas. Cette observation est renforcée par le sens de braquage de la gouverne utilisée dans les virages dérapés. De plus, pendant l'exécution de ceux-ci, la remise au neutre de la dite gouverne tend à redresser le virage.

Il est fort probable qu'avec un dièdre compris entre 0° et 2° la stabilité de route prendrait le pas sur l'effet dièdre (diminuant par rapport à ce que nous avons dit...) et que LS 3 deviendrait instable en spirale.

#### j) Mouvement oscillatoire transversal

C'est un mouvement qui apparaît après une perturbation rapide de lacet par exemple. Si l'on suppose le roulis négligeable, on a alors le fameux "snaking". Du fait du bon amortissement latéral et du fort moment d'inertie par rapport à l'axe de lacet, LS 3 ne connaît pas ces comportements disgracieux et gênants pour le pilote.

#### k) Les virages courts

LS 3 peut virer très rapidement sur un rayon très court ainsi que l'avait laissé

Le LS3 de A. Guillou en vol au-dessus du Cap Frehel, dans le Finistère. En bas à droite, présentés avec charme par Eva Guillou et une modéliste de passage (c'est assez rare pour être signalé) à gauche, le LS3 et à droite le sujet d'un prochain article, le LS4 de Rowing.

supposer le calcul de  $R_{min}$ . Il faut penser à bien anticiper la fin du virage (la vitesse sur trajectoire et l'amortissement latéral augmentent avec l'inclinaison).

#### l) La spirale

Les commandes latérales et longitudinales étant précises, il est relativement facile de doser l'inclinaison et la cadence en spirale. Celle-ci peut être serrée à souhait grâce à la bonne portance latérale et au fort  $C_z$  max

#### m) Et les volets de courbure ?

Le constructeur suggère l'utilisation des ailerons comme volets de courbure par mixage avec une voie proportionnelle. Je n'ai trouvé leur utilisation intéressante qu'en négatif pour voler un peu plus vite.

En positif, les volets produisent un important couple piqueur qu'il faut corriger par du trim à cabré... ce qui oblige à voler à une incidence plus élevée et à se rapprocher doucement mais sûrement du seuil de décrochage.

Il est évident que LS 3 n'a pas été conçu en vue d'une telle utilisation (le 60 126 non plus...) car la modification du profil en vol n'offre un plus que si elle concerne toute l'envergure de l'aile avec un point d'articulation étudié pour minimiser les corrections de trim dues au braquage (cf les HQ...). Si tu veux essayer la chose, les débattements ne devront pas dépasser  $\pm 6^\circ$ . En fait, comme le dit honnêtement la notice, pas de miracle à attendre de ce côté.

## En guise de conclusion

La qualité du produit méritait une approche détaillée. J'ai essayé de montrer que les performances et les qualités de vol d'un planeur dépendaient très fortement de sa conception aérodynamique. Le LS 3 a peu de défauts et réjouira le modéliste sachant piloter trois axes. C'est un bon compromis entre le plaisir offert et la transportabilité.

