

LIMITE DE CENTRAGE AVANT

1) Introduction : Si la détermination de la limite de centrage arrière est relativement facile à faire, (voir les Notices Techniques n° 007 et 046) celle du centrage avant est plus délicate. Il s'agit en effet de mettre en évidence la limite de pilotabilité d'un avion.

On sait que plus le centre de gravité recule (dans la limite du centrage max arrière) , et plus la stabilité de l'avion diminue. Inversement, le déplacement vers l'avant augmente la stabilité; l'avion devient tellement stable que la gouverne de profondeur en butée, est inopérante.

Cette situation devient particulièrement fâcheuse, lors du décollage ou de l'atterrissage, lorsque le nez de l'avion devient tellement "lourd" que la gouverne de profondeur n'est plus suffisante pour créer la rotation, ou l'arrondi .

Ces conditions extrêmes sont réunies :

- A basse vitesse (la gouverne de profondeur est moins efficace).
- Avec les volets sortis (portance max de l'aile, et couple piqueur de l'aile maximum)

La détermination de la limite de centrage avant, consiste donc à vérifier si, dans ces conditions, le braquage à fond de la gouverne de profondeur vers le haut , suffit à contrer la tendance de l'avion à piquer , et à pouvoir faire correctement l'arrondi à l'atterrissage.

2) Méthode de calcul : La méthode exposée ci-après est tirée d'un opuscule d'Interaction créée par Michel KIEFFER sous le titre "Equilibre et stabilité .. de l'équilibre ".

La formule proposée s'écrit :

$$C_{ZH} = \frac{(C_{MP} + PG . C_{ZP}/CMA) . CMA/GH}{S_H / S_A}$$

Avec :

C_{ZH} : Coefficient de portance de l'empennage horizontal.

C_{MP} : Coefficient de moment au point P.

PG : Distance du centre de poussée de l'aile au centre de gravité de l'avion complet.

C_{ZP} : Coefficient de portance de l'aile.

CMA : Corde moyenne aérodynamique.

GH : Distance du foyer de l'empennage horizontal au centre de gravité de l'avion.
(appelé aussi bras de levier).

S_A : Surface de l'aile et S_H : Surface de l'empennage horizontal.

Les longueurs sont exprimées en mètres, et les surface en m². (voir figure n° 1) et l'axe des "x" est orienté vers l'arrière de l'avion.

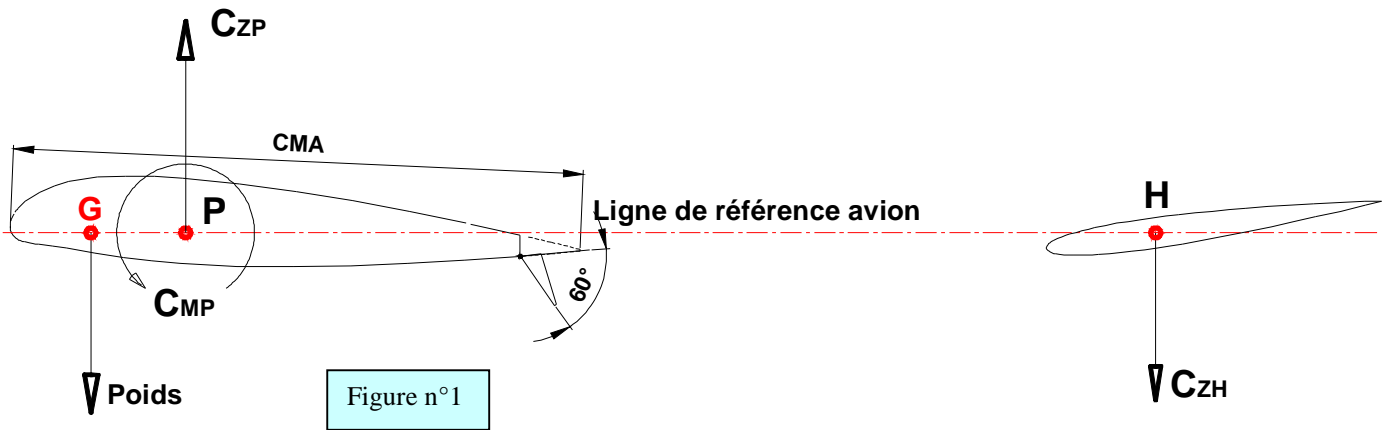
Nous allons effectuer les calculs en nous appuyant sur les caractéristiques du ROBIN DR 400 dont les profils utilisés sont :

- Pour l'aile : NACA 43 012.

- Pour l'empennage : NACA 009 (monobloc) biconvexe symétrique.

En se reportant à la documentation (Rapport NACA 610), on trouve les courbes de coefficient de portance maxi de l'aile C_{ZP} avec volets sortis (2,4), ainsi que la courbe de coefficient de moment C_{MP} pour la portance maxi (- 0,22) (voir les courbes de droite sur la figure n°2)

Nous devons ensuite déterminer la corde moyenne aérodynamique (CMA) pour l'aile du DR 400. Pour cela, nous utilisons le plan en vue de dessus de l'aile, et par simplification, nous dessinons une



aile trapézoïdale de même surface (6 m²) selon ABED (voir figure n° 3). Les lignes AD et BE sont telles que pour les surfaces: S1 = S2, et S3 = S4. Ensuite nous déterminons la droite IC, en reportant CD =AB et BI = DE. Cette droite coupe la droite MN, joignant les milieux de AB et DE au point O. La parallèle RS à AB, passant par O, représente la corde moyenne aérodynamique CMA (voir un tracé analogue dans la Notice Technique n° 007 "Limites de centrage").

La mesure de la corde donne : CMA = 1,56 m.

Remarque : En poursuivant le tracé, on pourrait déterminer la position sur l'axe de l'avion, du foyer F de l'aile, en prenant le milieu T de RO (quart de la CMA) et en le reportant sur cet axe au point F.

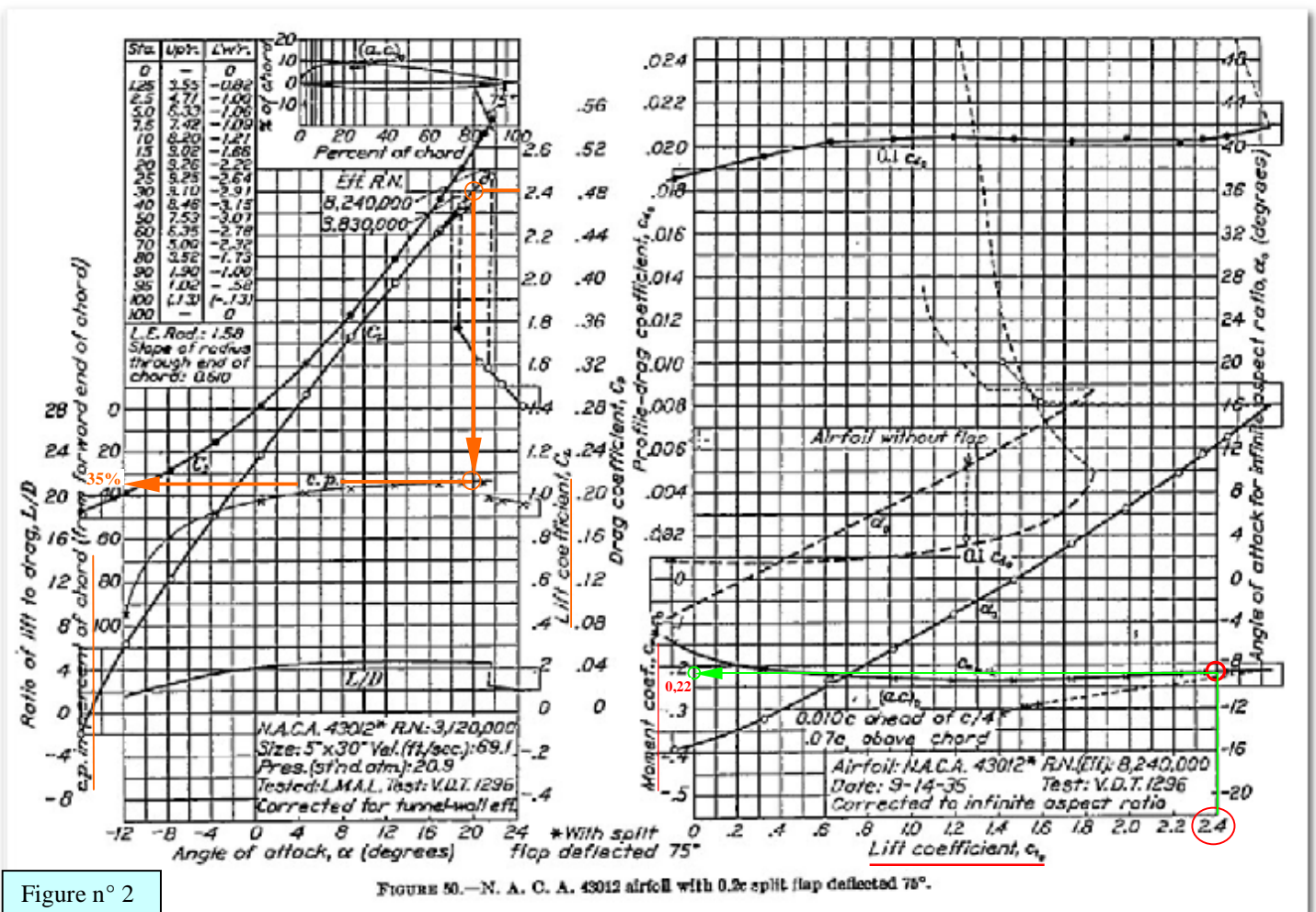
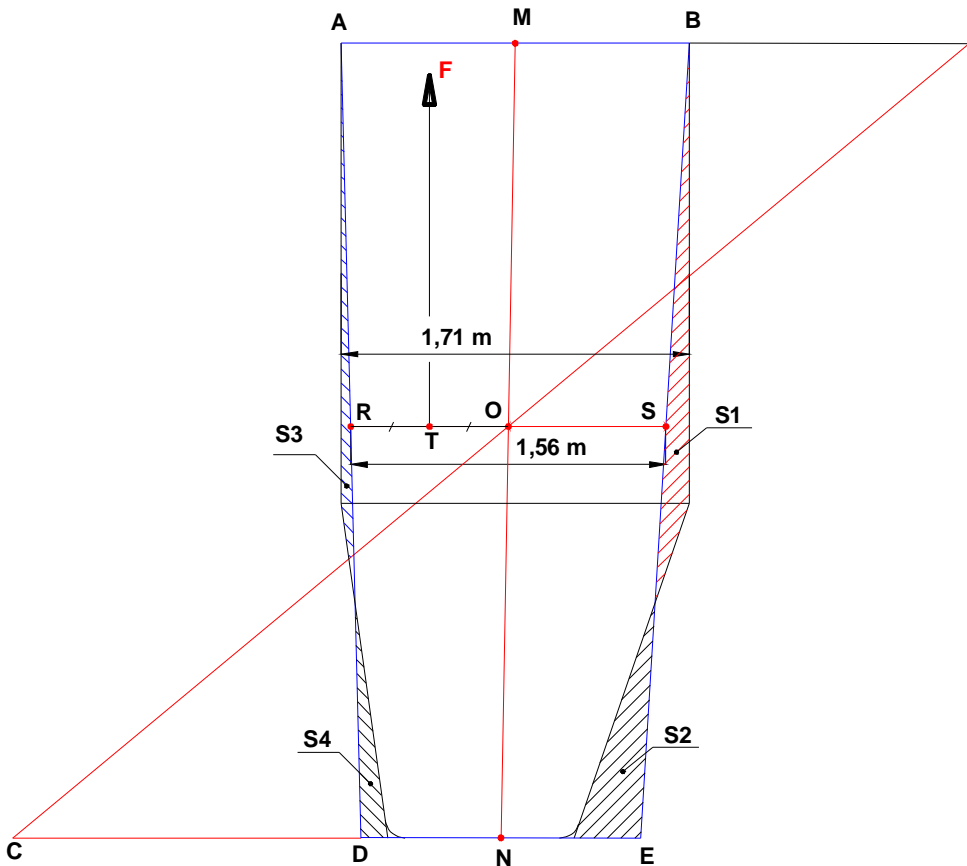


Figure n° 2



Le segment GH (figure n°1) n'est autre que le bras de levier de l'empennage horizontal, entre le centre de gravité de l'avion et le centre de poussée de l'empennage, ou foyer, car le profil est biconvexe symétrique (point H au quart avant de la corde de l'empennage).

Par simplification, et compte tenu de sa grande longueur nous prenons la distance entre le quart avant de la corde de l'aile et le quart avant de la corde de l'empennage, ce qui donne dans le cas du DR 400 :

$$GH = 3,69 \text{ m}$$

Nous avons également : S_A : surface de l'aile = 13,60 m² et S_H : surface de l'empennage = 2,88 m².

En reportant toutes ces valeurs dans la formule, nous obtenons :

$$C_{ZH} = \frac{(-0,22 + PG \cdot 2,4/1,56) \cdot (1,56/3,69)}{2,88/13,60} = \frac{(-0,22 + 1,54 PG) \cdot 0,42}{0,21}$$

$$C_{ZH} = 3,08 PG - 0,44$$

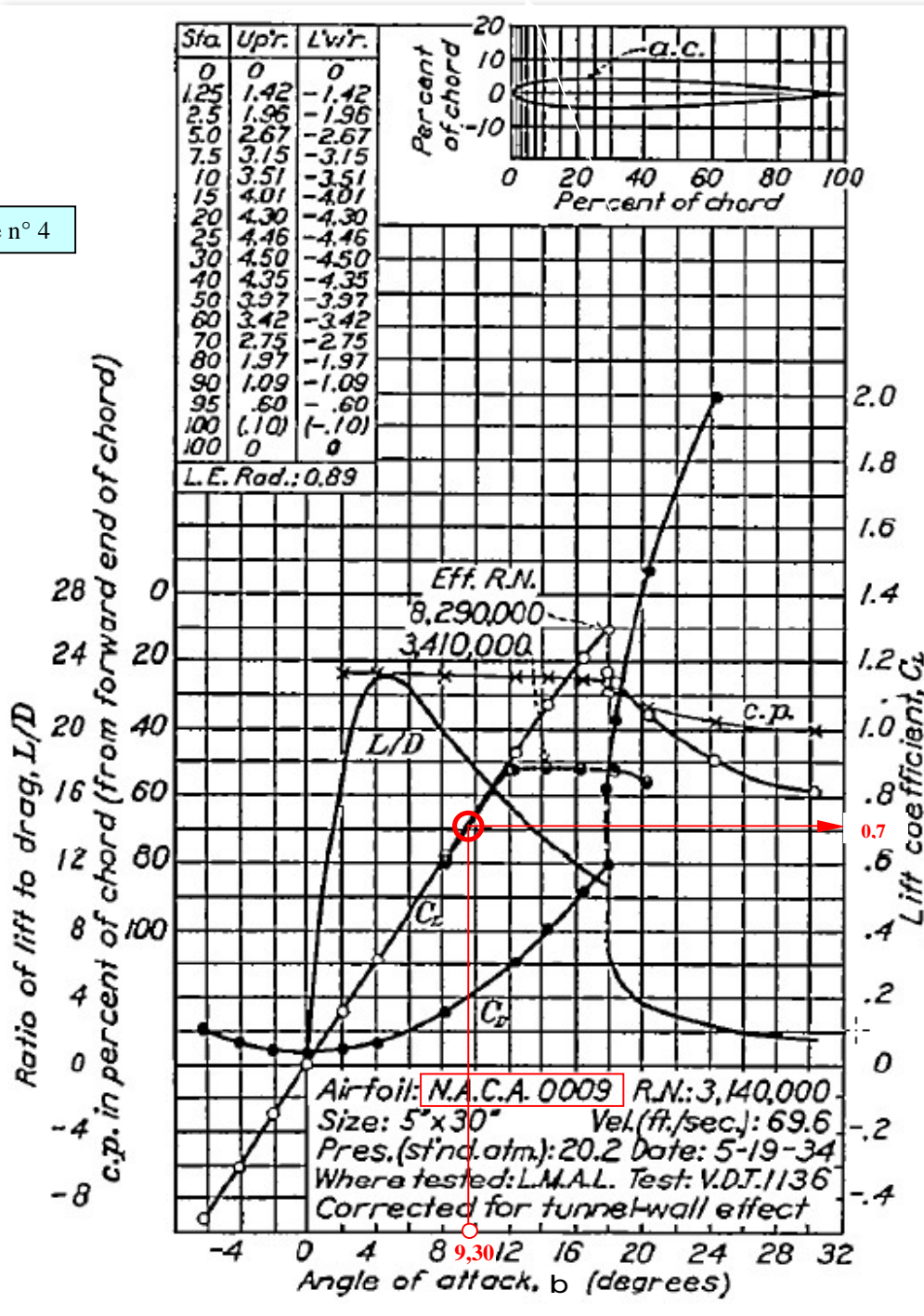
2) Détermination de la limite de centrage avant : Pour déterminer la valeur limite de PG, nous allons calculer la valeur maximale du C_{ZH} de l'empennage horizontal, braqué à fond à cabrer.

L'empennage monobloc du DR400 à un braquage maximal (bord de fuite vers le haut) de 9°30'. En prenant la courbe $C_{ZH} = f(\mathbf{b})$, (voir figure n° 4) \mathbf{b} étant l'angle de braquage du monobloc, pour le profil NACA 009, on trouve $C_{ZH} = 0,7$ pour $\mathbf{b} = 9°30'$ d'où :

$$PG = 0,37 \text{ m.} \quad \text{soit } \underline{\underline{24 \% \text{ de la CMA}}}$$

En se reportant maintenant à la figure n°2 (courbes de gauche), le tracé orange montre qu'en partant

Figure n° 4



de la valeur de $C_{ZP} = 0.24$, on trouve la position du centre de poussée P à 35% du bord d'attaque (sur la corde CMA).

On peut donc situer le point G sur la CMA soit à $35 - 24 = 11\%$

La limite avant du centre de gravité est donc situé à 11 % de la CMA

Remarque : Le manuel de vol du DR400 donne une valeur de 12%, ce, qui, compte tenu de la marge d'erreur donne un résultat acceptable (voir figure n° 5)

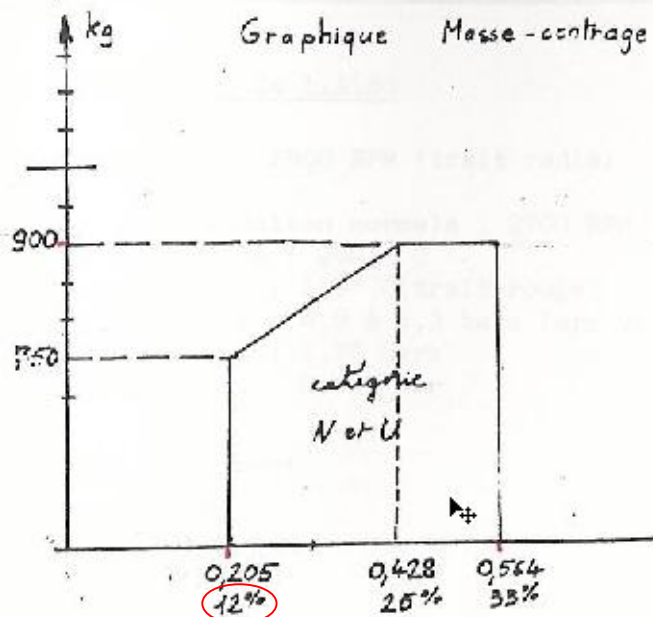


Figure n° 5

michel.suire2@wanadoo.fr

