

CLUB ORION**DETERMINATION DES LIMITES DE CENTRAGE**

(d'après l'Abrégé de Conception Avion Léger "de E.Hunsinger)

1) **Introduction :** La détermination de la plage de centrage d'un avion nécessite de positionner le foyer global de l'avion (Aile + fuselage + empennage) ce qui donne la limite de centrage arrière (CGr) avec une sécurité supplémentaire de 5% (de la corde moyenne \bar{c}).

Cette limite arrière correspond à la limite de stabilité de l'avion .

La limite avant est déterminée à partir de la plage correspondant au rapport des surfaces aile/empennage donnée par la courbe n°1. Le centrage limite avant (CGav) correspond à la limite de pilotage de l'appareil.

2) **Caractéristiques de l'Avion:** Les données nécessaires aux calculs sont précisées ci-dessous:

- Aile :**
- Envergure : **b** = 9,0 m.
 - Corde interne : **Ci** = 1,61 m.
 - Corde externe : **Ce** = 1 m.
 - Corde moyenne aérodynamique : \bar{c} = 1,33 m.(détermination graphique –voir plus loin)
 - Corde d'encastrement : **Cif** = 1,52 m.
 - Diamètre fuselage / envergure : **d/b** = 0,124
 - Effilement : **T** = **Ce/ Ci** = 0,625
 - Foyer aile : **XcaA** = $\bar{c} / 4$ = 0,33 m.
 - Bras de levier : **L** = 3,25 m. (en principe **L** = 2,5 à 3 x **c** ; \bar{c} 2,46 **c**)
 - Surface de l'aile : **s** = 11,9 m².
 - Allongement : **A** = **b²/s** = 7

Empennage horizontal :

- Envergure : **Bh** = 3,35 m.
- Surface : **Sh** = 3,18 m². et **Sh / s** = 0,268
- Allongement : **AH** = 3,53
- Corde **Ci** = 1,16m. **Ce** = 0,74 m.
- Corde moyenne : **Ch** = 0,965 m.
- Effilement : **T** = **Ce / Ci** = 0,638
- Foyer : **Xcah** = **Ch /4** = 0,24 m.

3) **Détermination du Foyer Aile :** Le foyer de l'aile est obtenu de manière graphique à partir de la vue en plan de l'aile.On définit d'abord la valeur de la Corde Moyenne Aérodynamique \bar{c} par construction sur plan , du centre de gravité du trapèze formé par la demi - aile (dans le cas de l'Orion) Voir figure n° 1 ci-dessous:

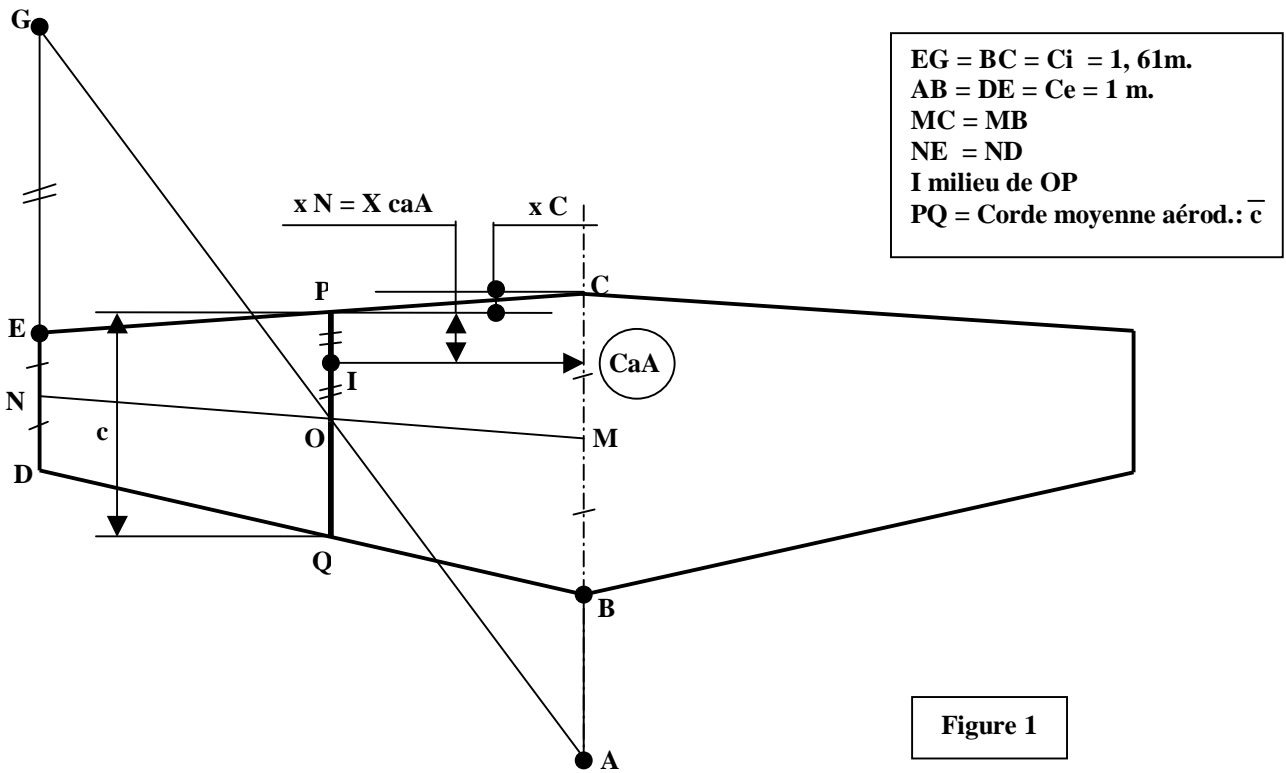


Figure 1

Le coefficient d'effilement sera :

$$T = Ce / Ci = 0,621$$

D'où la valeur de \bar{c} :

$$\bar{c} = \frac{2}{3} * \frac{1 + T + T^2}{1 + T} * Ci = 1,328$$

On trouve le Foyer CA de l'aile (point neutre) tel que la variation de moment C_m de la résultante lorsque le C_z varie est nulle:

$$\frac{D C_m}{D C_z} = 0$$

On calcule ensuite $\bar{XcaA} = XcaA / \bar{c} = 0,33 / 1,33 = 0,25$

4) Détermination du Foyer Aile + Fuselage : (Le foyer est également appelé Centre

Aérodynamique : \bar{ca}). L'adjonction du fuselage sur l'aile fait avancer la position du foyer aile d'une quantité $\Delta \bar{XcaF}$ que nous allons calculer (méthode de MULTHOFF)

Le Foyer de l'ensemble Aile / Fuselage est donné par la formule :

$$\bar{XcaAF} = \bar{XcaA} + D\bar{XcaF}$$

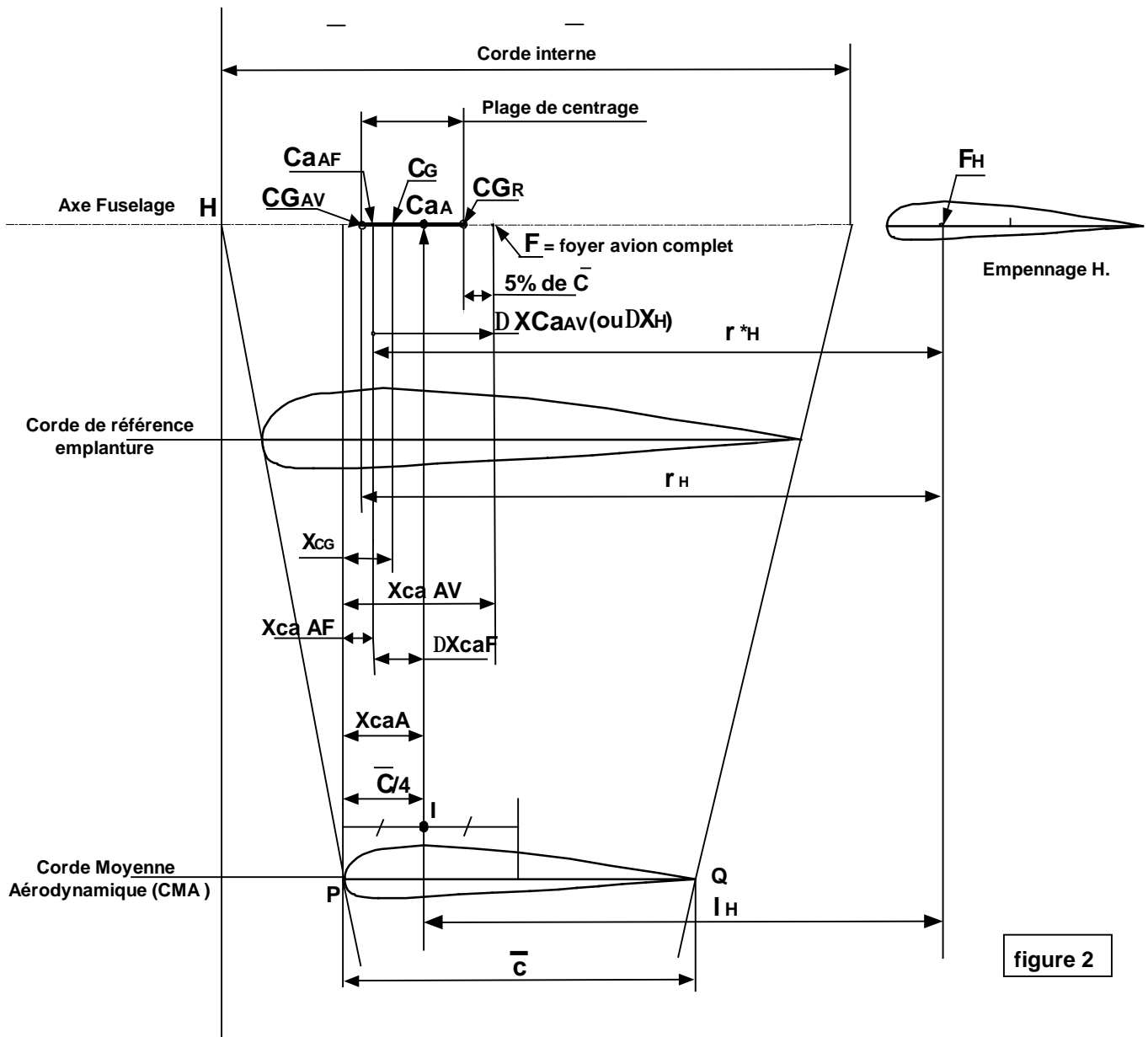


figure 2

4-1) Calcul de \overline{DXcaF} : Le calcul de \overline{DXcaF} s'effectue graphiquement en s'aidant d'une vue en plan de l'avion (dessin n° 2) et en créant des tranches parallèles et de même longueur, sur la partie fuselage.

On prendra devant l'aile, des tranches de longueur $\overline{Dxi} = 0,45m.$ et derrière l'aile ,des tranches $\overline{Dxi} = 0,45m.$ (voir dessin n°2).

$$\overline{\Delta XcaF} = \frac{\Delta XcaF}{\overline{c}} = \frac{-1,57 * \sum_{i=1 \text{ à } n} W^2 f(x_i) * \left| \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right| * \Delta x_i}{\overline{c} * S * Cz\alpha A}$$

Avec : i = numéro de la tranche de fuselage considérée

n = Nb de tranches réalisées dans le fuselage.

$W_f(x_i)$ = Largeur de la tranche i au C.de G.(en m.)

Δx_i = Epaisseur de la tranche i (en m.)

$d\varepsilon / d\alpha$ | i = Gradient induit sur la tranche i .

$Cz\alpha_A$ = Gradient de portance aile isolée = $\frac{2 \pi A}{2 + \sqrt{A^2 + 4}}$ avec A = Allongement de l'aile=7

$$\text{d'où } \boxed{Cz\alpha_A = 4,74 / rd}$$

C_{if} = Corde d'encastrement aile= 1,52m.

La valeur du paramètre $d\varepsilon / d\alpha$ est relevée sur la courbe "gradient induit" annexée.

Il faut distinguer les tranches situées en avant de l'aile (de 1 à 6) des tranches situées en arrière de l'aile (de 7 à 12). La tranche n°6 située juste en avant de l'aile utilise la courbe n°2 ($\Delta x_6 / C_{if}$) pour le calcul de $d\varepsilon/d\alpha$.Les autres tranches de 1 à 5 utilisent la courbe n°1 (X_i/C_{if}). les tranches en arrière de l'aile utilisent pour le calcul de $d\varepsilon/d\alpha$ la formule suivante:

$\overline{d\varepsilon} / d\alpha = (1 - d\varepsilon / d\alpha) * x_i / l_H$ avec $d\varepsilon/d\alpha = d\alpha_i / d\alpha = 4 / (A+2)$, sachant que $A = 7$ on obtient:

$$\boxed{\overline{d\varepsilon} / d\alpha = 0,556 * x_i / l_H}$$

Le calcul du numérateur s'effectue graphiquement comme indiqué précédemment; les relevés sont reportés dans le tableau annexé.(Tableau n° 1)

$$\text{Il vient alors : } \mathbf{DX_{caF}} = \frac{- 1,57 * 4,16}{1,33 * 11,9 * 4,74} = - \mathbf{0,087}$$

4-2) Nouvelle position du foyer Aile / Fuselage:

Le déplacement du foyer Aile sur la corde moyenne aérodynamique (CMA) lié à l'adjonction du fuselage sera :

$$\overline{X}_{caAF} = \overline{X}_{caA} + \Delta \overline{X}_{caF} = 0,25 + (-0,087) = 0,163 = 16,3\%$$

soit $1.33 \times 0,163 = 0,217$ m. Le foyer s'est avancé de $0,33 - 0,217 = 0,113$ m. vers l'avant de l'avion.

4) Déplacement du foyer dû à l'empennage horizontal:

L'adjonction de l'empennage horizontal sur l'ensemble Aile- Fuselage fait reculer le foyer Aile-Fuselage, d'une quantité ΔX_h , mesurée sur la CMA, telle que :

$$\boxed{\Delta \overline{X}_H = \frac{r_{h^*} / \overline{C}}{1 + \frac{Cz\alpha_{AF} / Cz\alpha_H}{[1 - d\varepsilon/d\alpha] * [q_h / q] * [S_H / S]}}$$

avec: r_{h^*} : Distance du foyer empennage au foyer Aile- Fuselage (m.)

q_h / q : rapport pression dynamique au niveau empennage horizontal.

Lh: Distance foyer aile / foyer empennage horizontal.

Calcul du gradient de portance $C_z \alpha_H$: Celui-ci est donné par la formule :

$$C_z \alpha_H = \frac{2 \pi A_H}{2 + \sqrt{A_H^2 + 4}}$$

Avec $A_H = 3,53$ (allongement empennage) on trouve $C_z \alpha_H = 3,66 / \text{rd}$.

On calcule ensuite : $r_H^* / c = L_h / c - \Delta X_{CAF} = 3,10 / 1,33 - (-0,087) = 2,24 \text{m}$. et $r_H^* = 2,98$

$$S_H / S = 3,18 / 11,9 = 0,268$$

$$C_z \alpha_{AF} = C_z \alpha_A [1 - 0,25(d/b)^2 + 0,025(d/b)]$$

avec d: diamètre moyen du fuselage au maître couple .On trouve $d/b = 0,124$, d'où :

$$C_z \alpha_{AF} = 4,74 * 0,999 = 4,74$$

$$d\varepsilon / d\alpha = 4 / (A + 2) \text{ approximativement , et } 1 - d\varepsilon / d\alpha = 1 - 0,444 = 0,556$$

$q_h / q = 1$ par hypothèse.(rapport des pressions dynamiques au niveau de l'empennage horizontal).

$$C_z \alpha_{AF} / C_z \alpha_H = 4,74 / 2,96 = 1,60 \text{ d'où:}$$

$$\overline{\Delta X_H} = 2,24 / (1 + \frac{1,60}{0,556 * 1 * 0,268}) = 0,190$$

$$\overline{D X_H} = 0,190 \text{ sur la CMA soit en valeur } 0,190 * 1,33 = 0,253 \text{ m.}$$

6) Détermination du Foyer Avion complet (F) :

__ L'ajout de l'empennage horizontal fait donc reculer le foyer Aile – Fuselage d'une quantité ΔX_H telle que le Foyer Avion complet devienne :

$$\overline{X}_{caAV} = \overline{X}_{caAF} + \overline{D X_H}$$

$$\text{d'où : } \overline{X}_{caAV} = 0,163 + 0,190 = 0,353$$

et la distance du foyer avion complet F au bord d'attaque du profil de la CMA:

$$X_{caAV} = 0,353 * 1,33 = 0,47$$

$$X_{caAV} = 0,47 \text{ m}$$

Cette valeur est reportée sur le dessin n°2 (en annexe) pour déterminer la position du foyer Avion **F** sur la corde de référence. En décalant la position de **F** de 5% de la corde d'encastrement (1,52 m.) soit 7,5 cm vers la gauche (par sécurité) ; on trouve la position du centrage limite arrière soit **31 % de la corde de référence**.

7) Détermination de la Plage de Centrage: La distance CGAV – CGR ou plage de centrage est donnée par les courbes "Plage de centrage" à partir de la valeur du rapport Sh / S des surfaces d'empennage horizontal et d'aile.

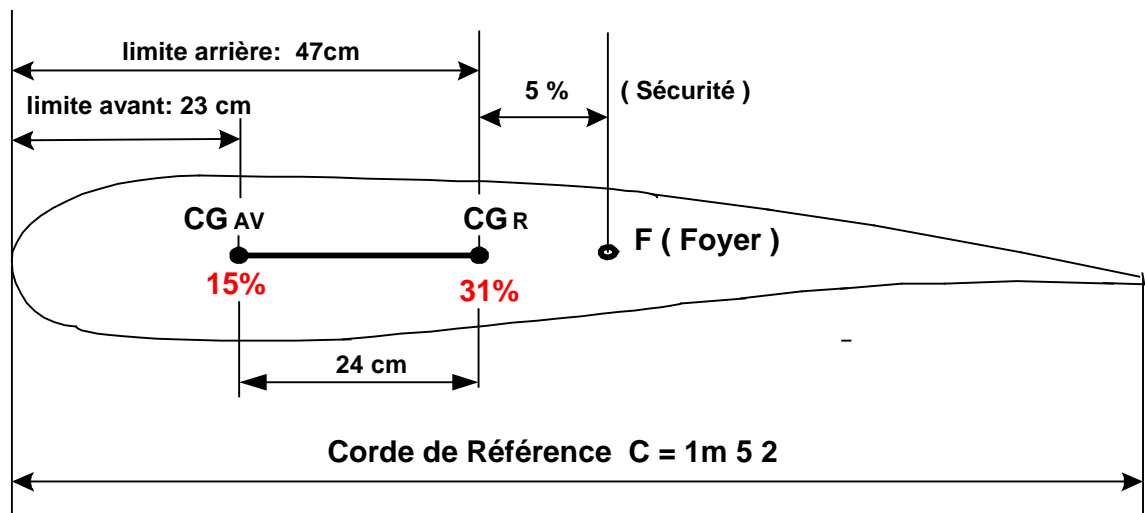
Pour un ratio $Sh / S = 0,268$ relatif à l'Orion on trouve une plage de 16 % sur la corde de référence, soit en longueur: 24 cm. Le centrage limite avant CGAV sera donc à $47-24 = 23$ cm du bord d'attaque soit à 15 % sur la corde de référence ($1 = 1m52$).

Les limites de centrage sont donc pour l'ORION :

Centrage limite avant : 15 % soit à **23 cm** du bord d'attaque

Centrage limite arrière: 31 % soit à **47 cm** du bord d'attaque

de la corde de référence.(Corde d'encastrement)



ANNEXES :

- Tableau de Calcul du Foyer Fuselage (Tableau 1)
- Courbe de Gradient Induit.
- Courbes de détermination de la plage de centrage.
- Dessin n°2 Centrage Orion