

<b><u>NOTICE</u></b> <b><u>TECHNIQUE</u></b>	<b>N° : 007</b>	<b>Date :22 / 04 / 04</b>	<b>Révisée le :</b>
---	-----------------	---------------------------	---------------------

## **DETERMINATION DES LIMITES DE CENTRAGE**

### **Exemple : ORION**

( 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 .

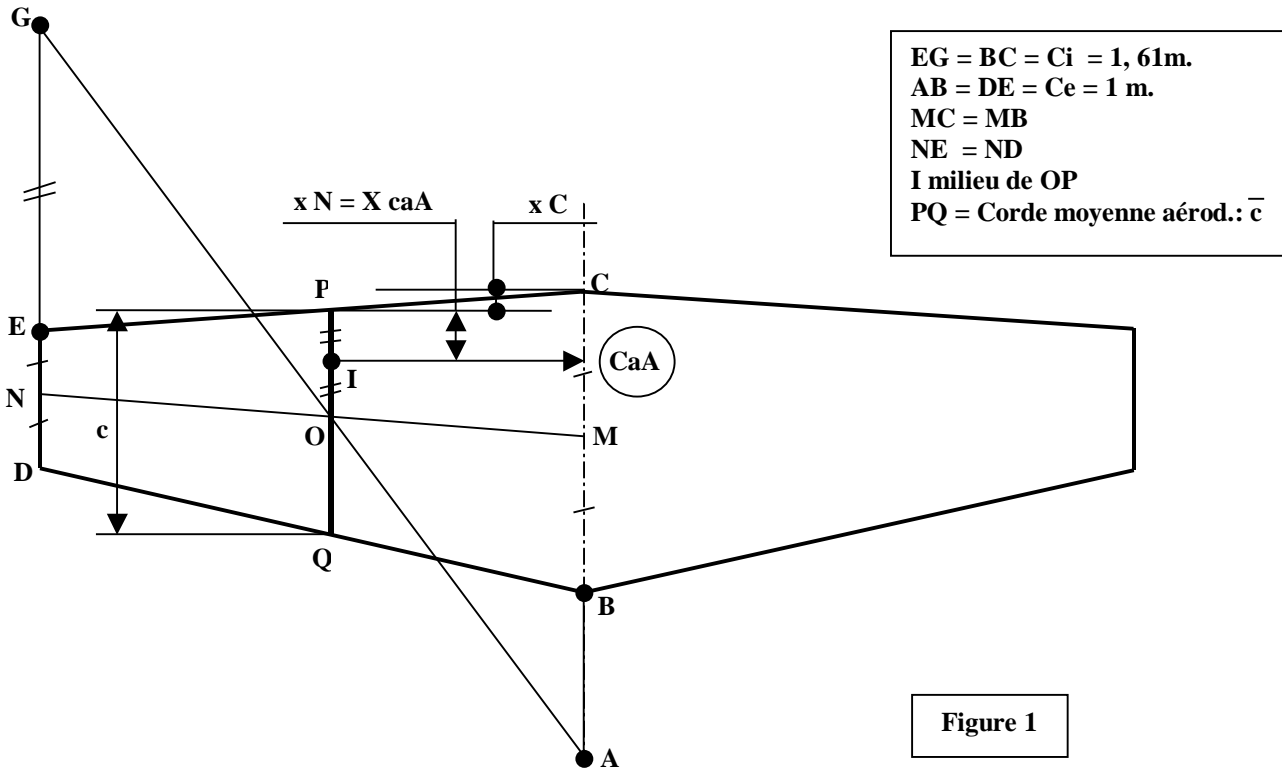
La limite avant est déterminée à partir de la plage correspondant au rapport des surfaces aile/empennage donnée par la courbe n°1. Le centrage limite avant ( CGav) correspond à la limite de pilotage de l'appareil.

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

<p><b><u>Aile</u></b> :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Envergure : <b>b</b> = 9,0 m.</li> <li>- Corde interne : <b>Ci</b> = 1,61 m.</li> <li>- Corde externe : <b>Ce</b> = 1 m.</li> <li>- Corde moyenne aérodynamique : <math>\bar{c}</math> = 1,33 m.(détermination graphique –voir plus loin )</li> <li>- Corde d'encastrement : <b>Cif</b> = 1,52 m.</li> <li>- Diamètre fuselage / envergure : <b>d/b</b> = 0,124</li> <li>- Effilement : <b>T</b> = <b>Ce/ Ci</b> = 0,625</li> <li>- Foyer aile : <b>XcaA</b> = <math>\bar{c} / 4</math> = 0,33 m.</li> <li>- Bras de levier : <b>L</b> = 3,25 m. (en principe <b>L</b> = 2,5 à 3 x <b>c</b> ; ici 2,46 <b>c</b> )</li> <li>- Surface de l'aile : <b>s</b> = 11,9 m<sup>2</sup>.</li> <li>- Allongement : <b>A</b> = <b>b<sup>2</sup>/s</b> = 7</li> </ul>
--

<p><b><u>Empennage horizontal</u></b> :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Envergure : <b>Bh</b> = 3,35 m.</li> <li>- Surface : <b>Sh</b> = 3,18 m<sup>2</sup>. et <b>Sh / s</b> = 0,268</li> <li>- Allongement : <b>AH</b> = 3,53</li> <li>- Corde <b>Ci</b> = 1,16m. <b>Ce</b> = 0,74 m.</li> <li>- Corde moyenne : <b>Ch</b> = 0,965 m.</li> <li>- Effilement : <b>T</b> = <b>Ce / Ci</b> = 0,638</li> <li>- Foyer : <b>Xcah</b> = <b>Ch /4</b> = 0,24 m.</li> </ul>
---

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:



Le coefficient d'effilement sera :

$$T = C_e / C_i = 0,621$$

D'où la valeur de  $\bar{c}$  :

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

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:

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

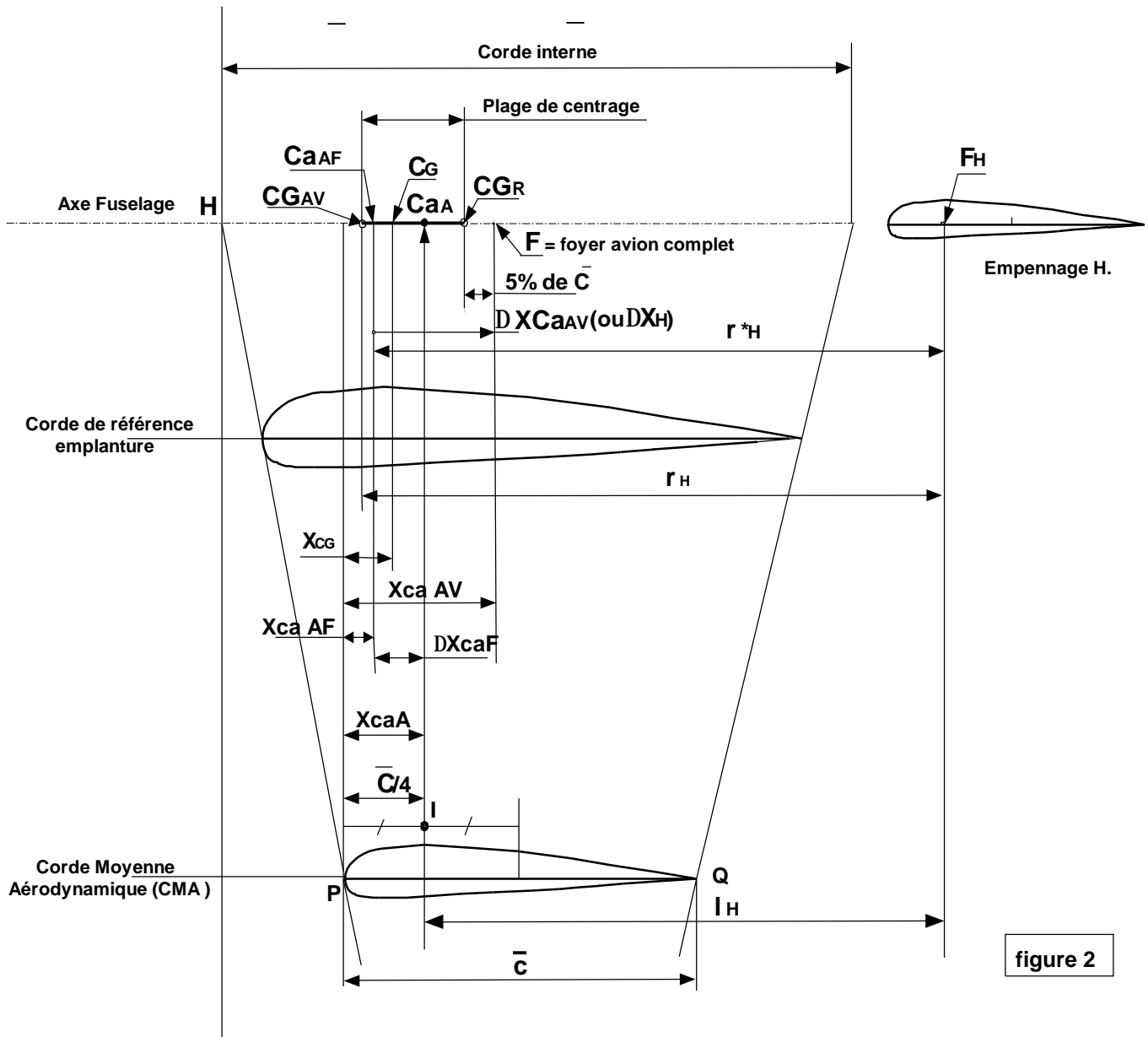
On calcule ensuite  $\bar{X}_{caA} = X_{caA} / \bar{c} = 0,33 / 1,33 = 0,25$

#### 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  $\Delta \bar{X}_{caF}$  que nous allons calculer (méthode de MULTHOFF)

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

$$\bar{X}_{caAF} = \bar{X}_{caA} + D \bar{X}_{caF}$$



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.)

$\Delta x_i$  = 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

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

$C_{if}$  = 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  $1.33 \times 0,163 = 0,217\text{m}$ . Le foyer s'est avancé de  $0,33 - 0,217 = 0,113\text{m}$ . 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  $\Delta X_h$ , 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  $C_z \alpha_H = 3,66 / \mathbf{rd}$ .

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

$$S_H / S = 3,18 / 11,9 = \mathbf{0,268}$$

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

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

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

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

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

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

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

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

## 6 ) Détermination du Foyer Avion complet ( F ) :

\_ L'ajout de l'empennage horizontal fait donc reculer le foyer Aile – Fuselage d'une quantité  $\Delta X_H$  telle que le Foyer Avion complet devienne :

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

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

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.

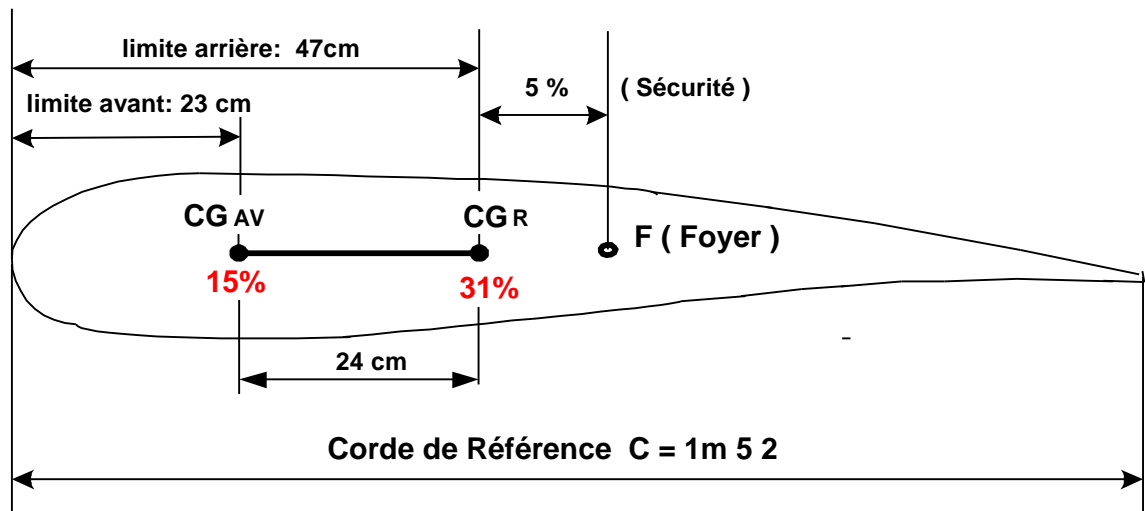
Pour un ratio  $Sh / S = 0,268$  relatif à l'Orion on trouve une plage de 16 % sur la corde de référence, soit en longueur: 24 cm. Le centrage limite avant CGAV sera donc à  $47-24 = 23$  cm du bord d'attaque soit à 15 % sur la corde de référence (  $l = 1m52$  ).

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 )



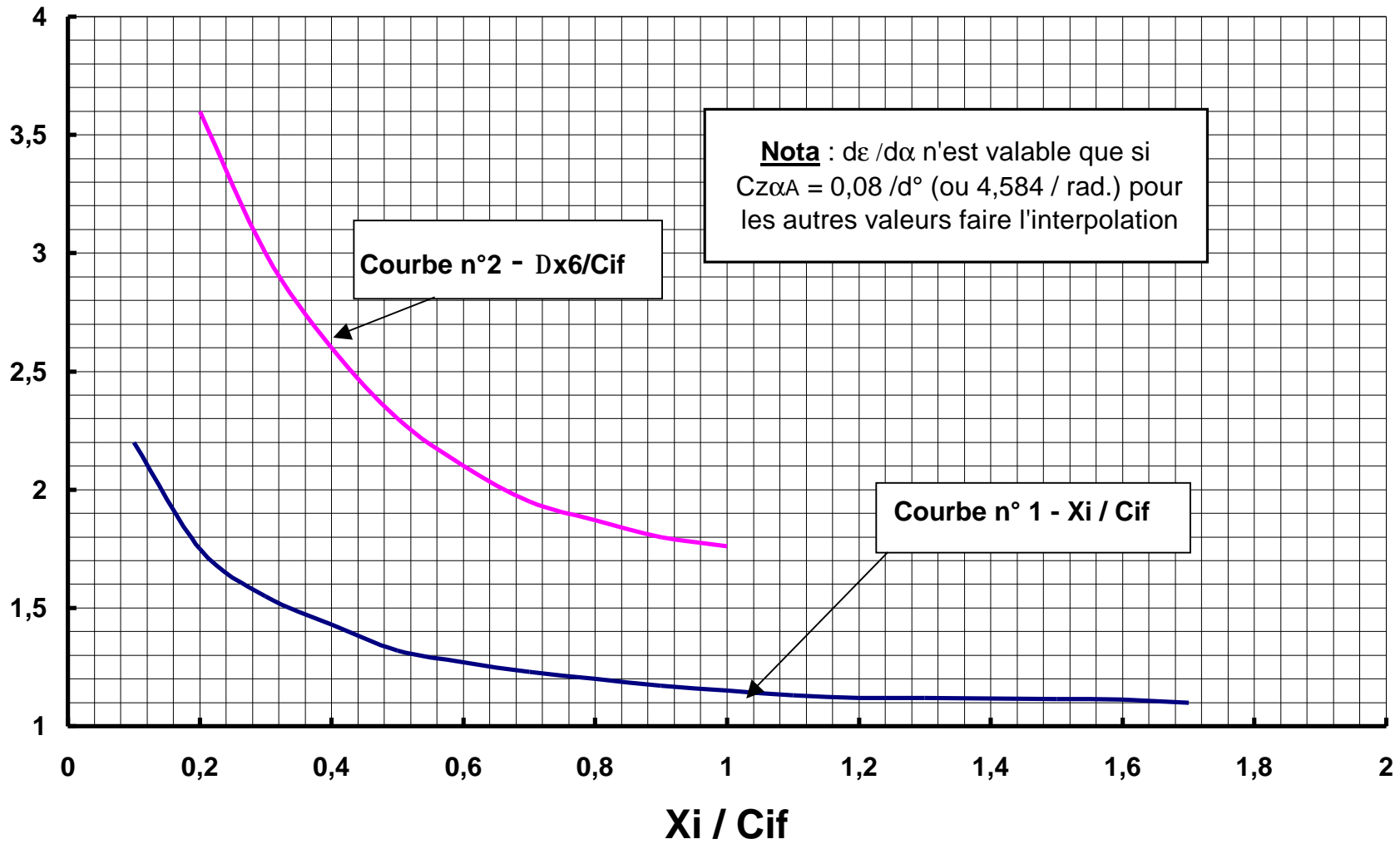
### ANNEXES :

- 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

FUSELAGE	N° Tranche	Dist. CG Tranche	Largeur Tranche	W f	Xi / Cif	Cif=	( de / da )	[de / da]i	Wf <sup>2</sup> (de / da )i.Dxi
		Xi			1,52				
Fuselage Avant	1	2,43	0,53	1,60	1,11			0,140	
	2	2,01	0,8	1,32	1,12			0,323	
	3	1,57	0,95	1,03	1,16			0,471	
	4	1,12	1,05	0,74	1,21			0,600	
	5	0,68	1,1	0,45	1,35			0,735	
	[ 6 ]	0,22	1,11	0,30	3			1,663	
								<b>3,933</b>	
Fuselage Arrière		xi	W f	Xi / l' h ( 2m )	Dxi	de / da			
	7	0,21	0,86	0,11	0,45	0,06		0,020	
	8	0,67	0,76	0,34	0,45	0,19		0,048	
	9	1,12	0,65	0,56	0,45	0,31		0,059	
	10	1,56	0,53	0,78	0,45	0,43		0,052	
	11	2,01	0,37	1,00	0,45	0,56		0,034	
	12	2,38	0,24	1,19	0,4	0,66		0,015	
							<b>0,228</b>		
D xi = Longueur de la Tranche et l' H = 2 m.							<b>TOTAL</b>	<b>4,16</b>	

# Gradient Induit

$d\varepsilon / d\alpha$





# PLAGE DE CENTRAGE

