

## DETERMINATION de la POLAIRE de l'AILE

### Exemple pratique: Macaon

1 ) **Introduction** : Pour déterminer la polaire d'une aile pour un allongement donné, on utilise les courbes de  $C_z$  et  $C_x$  en fonction de l'incidence  $\alpha$  pour une aile d'envergure infinie.

Dans le cas du Macaon le profil choisi pour l'aile est le NACA 43 015 qui évolue vers le 43 012 en bout d'aile. Nous considérerons essentiellement le 43 015 dont la polaire est représenté sur la figure1.

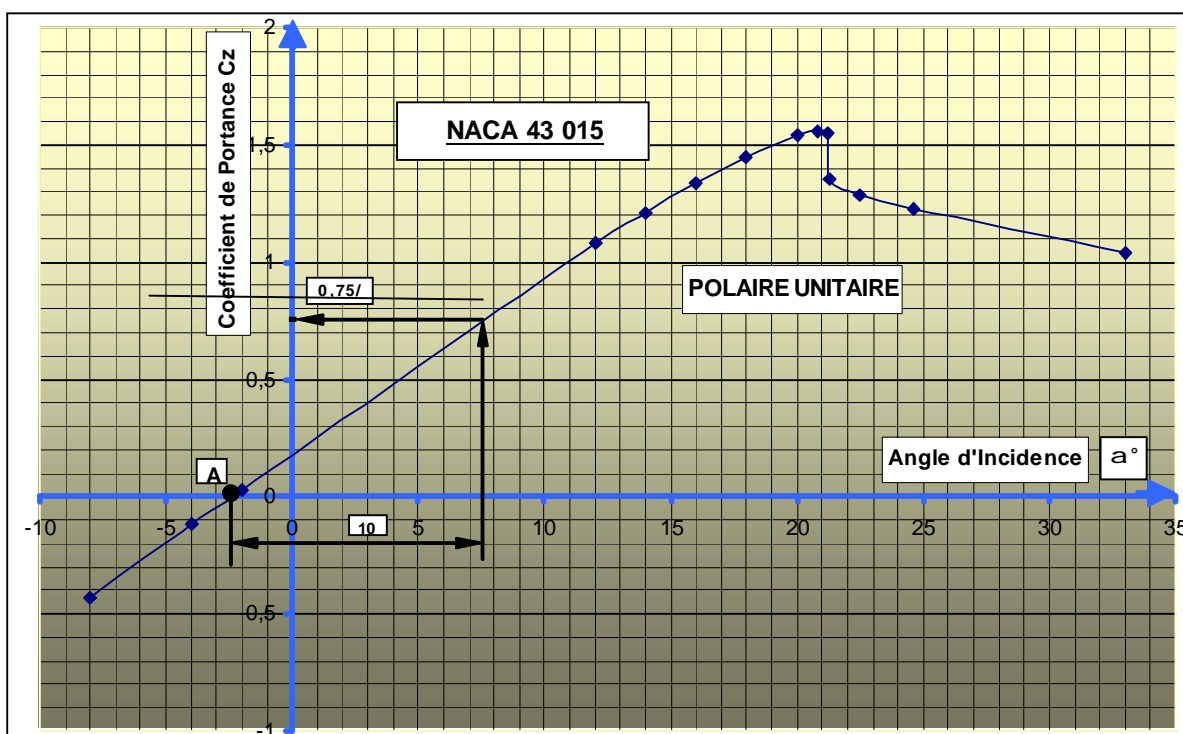


Figure 1

2 ) **Allongement fini** : Dans le cas du Macaon l'allongement  $l$  est de 6,6 qui correspond à un " tronçonnement " de l'aile à ses 2 extrémités à une distance qui correspond à l'envergure. Cette action a pour principal effet de créer à chaque extrémité des tourbillons marginaux qui modifient l'angle d'incidence et la vitesse d'écoulement.

Cet angle appelé angle induit  $\alpha_i$  génère également une trainée induite  $C_{xi}$ . D'après Prandtl, les valeurs sont reliées au  $C_z$  et à l'allongement  $l$  par la formule :

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi l e}$$

$e$  : est appelé coefficient d'Oswald, il varie suivant la répartition de la portance le long de l'envergure de l'aile. Dans le cas idéal d'une répartition elliptique, nous avons  $e = 1$ . Notre aile étant trapézoïdale avec vrillage négatif aux extrémités, le coefficient  $e$  est très voisin de 1.

Il vient alors :

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi l}$$

et

$$a_i = 57,3 \frac{C_z}{p \cdot l} \quad \text{avec } a_i \text{ en degrés}$$

et

$$C_{za} = \frac{2pl}{l + 2}$$

Ces formules s'appliquent aux ailes trapézoïdales avec une légère modification, utilisant les coefficients  $s$  et  $t$  :

$$a_i = \frac{180}{100 p^2} \cdot \frac{1 + s}{l} \cdot 100 C_z \quad \textcircled{1}$$

et

$$100 C_{xi} = \frac{1}{100 p} \cdot \frac{1 + t}{l} \cdot 100 C_z^2 \quad \textcircled{2}$$

Remarque : Ces formules sont extraites du livre de D. Marie : " Détermination des caractéristiques d'un avion léger " dans lequel , pour faciliter les calculs, l'auteur utilise les coefficients  $C_z$  et  $C_x$  multipliés par 100.

Détermination de  $s$  et  $t$  : Les valeurs de  $s$  et  $t$  sont déterminées à l'aide d'abaques figurant dans le livre de D. Marie, à partir de la pente  $k$  de la polaire  $C_x = f(a)$  en figure 1 ou plutôt du rapport  $k/l$  .

Mesure de la pente  $k$ : Regardons sur la figure 1 et reportons horizontalement à partir du point A, une distance correspondant à  $10^\circ$ , et remontons verticalement jusqu'à la courbe, puis sur l'axe vertical vers la gauche, nous obtenons la valeur  $C_z = 0,75$ , qui est la pente pour  $10^\circ$ . La pente pour  $1^\circ$  sera  $0,075$  soit pour  $100 C_z$  une valeur de  $k = 7,5$ .

$$\text{Le rapport } k/l \text{ sera : } 7,5 / 6,6 = 1,136 \quad \underline{k/l = 1,136}$$

D'après l'abaque de D. Marie on trouve  $s = 0,19$  et  $t = 0,06$  ; en remplaçant dans les formules 1 et 2, il vient :

$$a_i = 0,033 \cdot 100 C_z$$

et

$$100 C_{xi} = 5,11 \cdot 10^{-4} \cdot (100 C_z)^2$$

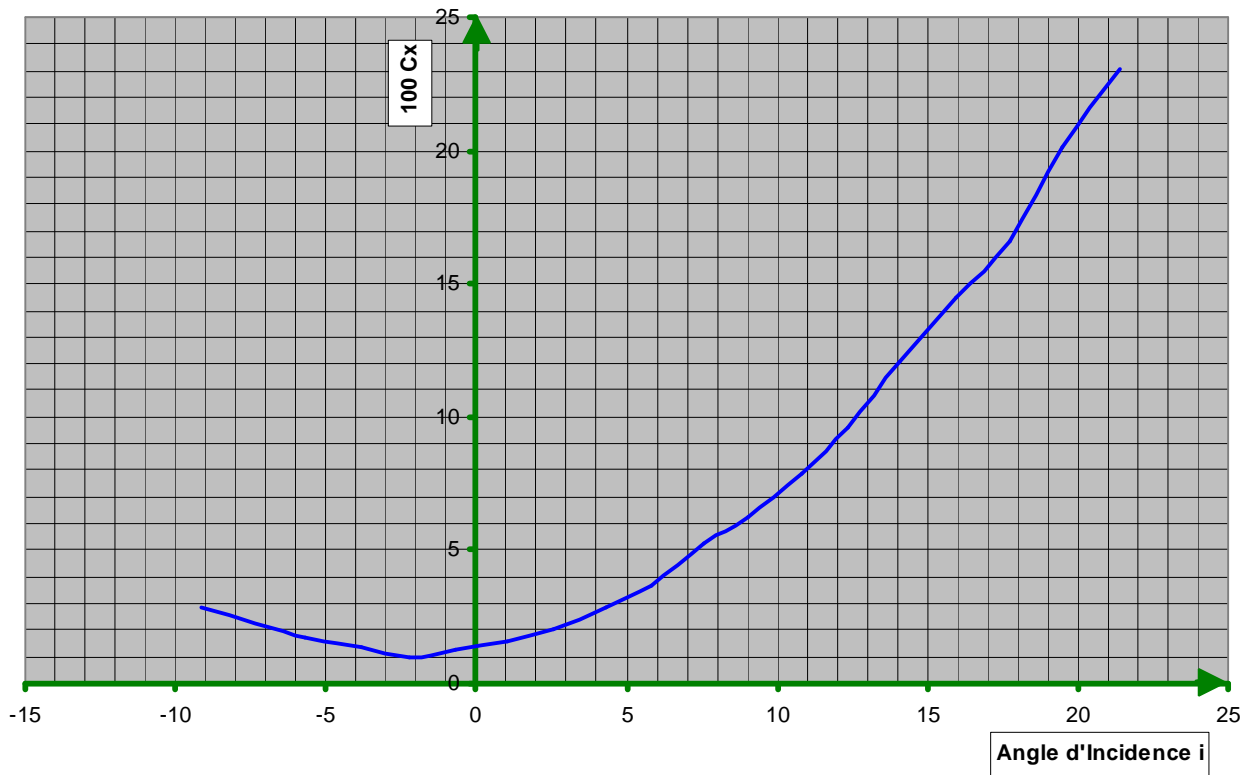
Un tableau est dressé ensuite en calculant les valeurs de  $a_i$  et  $100 C_{xi}$  pour des valeurs de  $100 C_z$  allant de  $-40$  à  $+165$

## CARACTERISTIQUES du PROFIL NACA 43 015

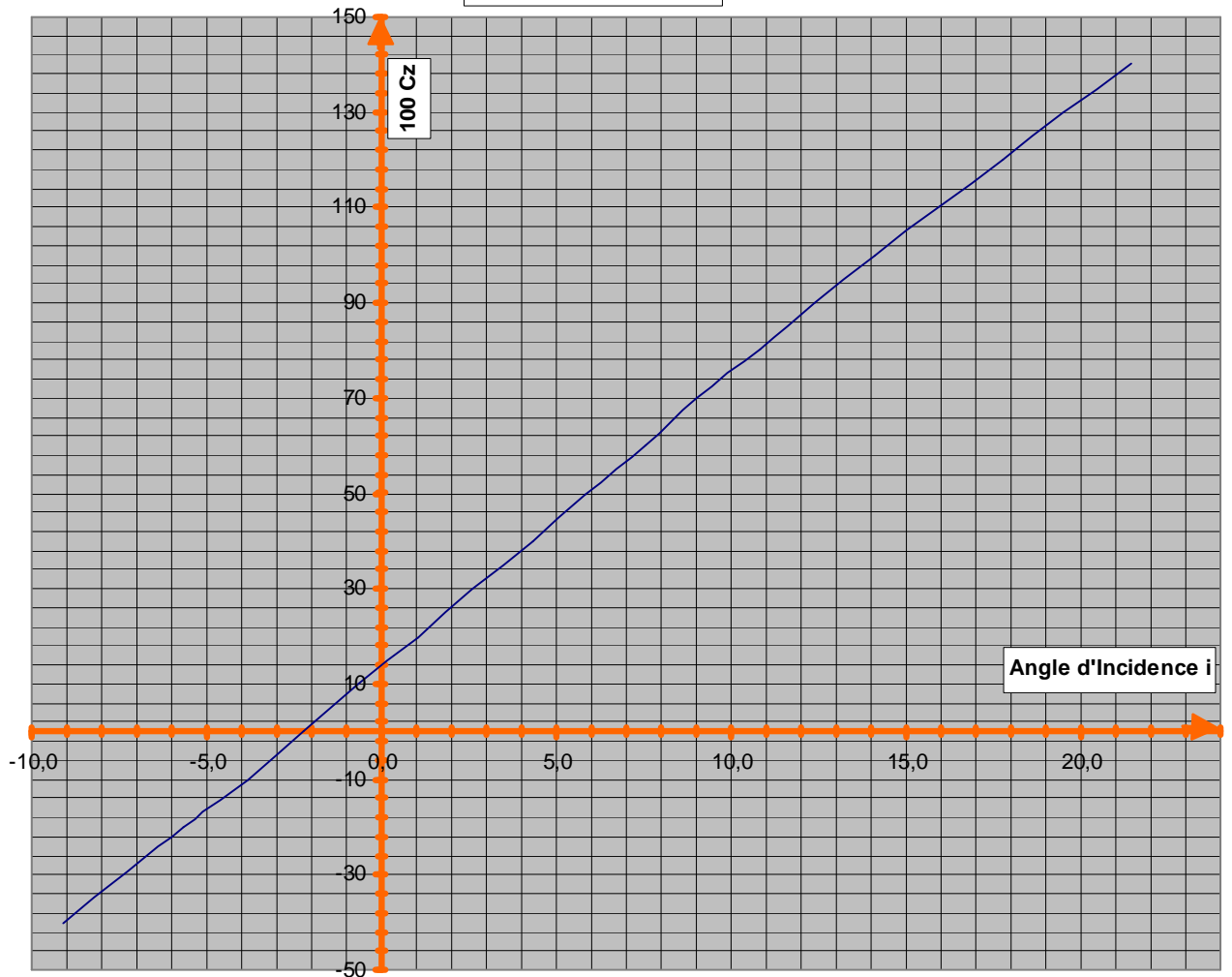
POLAIRE d'ORIGINE $i = \infty$			POLAIRE INDUITE		POLAIRE $i = 6,6$	
100 Cz	$\alpha$ (°)	100 Cxp	$\alpha_i$	100 Cxi	$i_{16,6}$	100Cxi <sub>6,6</sub>
-40	-7,8	2	-1,3	0,818	-9,1	2,818
-20	-5	1,5	-0,7	0,204	-5,7	1,704
-10	-3,5	1,3	-0,3	0,051	-3,8	1,351
0	-2,2	1	0,0	0,000	-2,2	1,000
10	-1	1,2	0,3	0,051	-0,7	1,251
20	0,4	1,4	0,7	0,204	1,1	1,604
30	1,6	1,6	1,0	0,460	2,6	2,060
40	3	2	1,3	0,818	4,3	2,818
50	4,2	2,4	1,7	1,278	5,9	3,678
60	5,6	3,4	2,0	1,840	7,6	5,240
70	6,7	3,7	2,3	2,504	9,0	6,204
80	8,2	4,6	2,6	3,270	10,8	7,870
90	9,4	5,5	3,0	4,139	12,4	9,639
100	10,8	7	3,3	5,110	14,1	12,110
110	12,3	8,3	3,6	6,183	15,9	14,483
120	13,8	9,2	4,0	7,358	17,8	16,558
130	15,2	11,5	4,3	8,636	19,5	20,136
140	16,8	13	4,6	10,016	21,4	23,016

Nous pouvons alors tracer les courbes 100 Cx et 100 Cz en fonction de l'angle d'incidence  $i$

POLAIRE INDUITE  $I = 6,6$



POLAIRE INDUITE  $I = 6,6$



### 3 )Détermination de la Polaire avec Volets :

- Caractéristiques des volets : - Longueur : 2,07 m.
  - Corde moyenne (Trapèze )  $1/2 (0,30\text{m} + 0,26 \text{ m} ) = 0,28 \text{ m}$ .
  - Surface d'un volet :  $0,58 \text{ m}^2$  soit  $1,16 \text{ m}^2$  pour les 2.
  - Débattement  $\mathbf{b} = -10$  ;  $\mathbf{b} = -20$  ; et  $\mathbf{b} = -30$
  - Surface de l'aile :  $12,30 \text{ m}^2$

Les volets créent de la portance durant les phases de décollage et d'atterrissage et diminuent la vitesse de décrochage, mais ils créent aussi de la traînée. Nous allons nous appuyer de nouveau sur l'ouvrage de D. Marie pour calculer ces variations de portance et de traînée.

Il faut évaluer les différents coefficients :  $K$  ,  $M$  ,  $S$  ,  $M'$  ,  $K'$ .

- Calcul de  $K$  : Il est donné par la formule :  $K = \frac{10 I}{1,05 I + 2,2}$  soit avec  $I = 6,6$   **$K = 7,23$**

- Calcul de  $M$  :  $M$  représente la valeur moyenne du centre de poussée, dans le cas des profils NACA on a  **$M = 0,25$**  (  $1/4$  de la corde de profil ).

- Calcul de  $S$  :  $S$  est formé par le rapport entre la surface des volets et la surface de l'aile:

$$S = 1,16 / 12,30 = 0,094 \qquad \qquad \qquad \mathbf{S = 0,094}$$

- Calcul de  $M'$  :  $M'$  est lié à  $S$  par la formule :

$$M' = \frac{P}{0,9} \cdot \sqrt{S (1 - S)^3}$$

en remplaçant  $S$  par  $0,094$ , il vient :  **$M' = 0,92$**

- Calcul de  $K'$  : De même  $K'$  est lié à  $S$  par la formule :

$$K' = 1,27 \sqrt{S (1 - 0,2 S)}$$

En remplaçant  $S$  par  $0,094$ , il vient aussi :  **$K' = 0,386$**

La formule de calcul du  $C_z$  s'énonce ainsi :

$$100 C_z = K ( i - K' \mathbf{b} )$$

Avec  $\mathbf{b} = -10^\circ$  ,  $\mathbf{b} = -20^\circ$  et  $\mathbf{b} = -30^\circ$  . En remplaçant  $K$  et  $K'$  par leur valeur et pour chaque valeur de  $\mathbf{b}$ , nous aurons :

- ◆  $\mathbf{b} = -10^\circ$        $100 C_z = 7,23 ( i - ( 0,386 \times -10 ) )$        **$100 C_z = 7,23 ( i + 3,86 )$**
- ◆  $\mathbf{b} = -20^\circ$        $100 C_z = 7,23 ( i - ( 0,386 \times -20 ) )$        **$100 C_z = 7,23 ( i + 7,72 )$**
- ◆  $\mathbf{b} = -30^\circ$        $100 C_z = 7,23 ( i - ( 0,386 \times -30 ) )$        **$100 C_z = 7,23 ( i + 11,58 )$**

L'emplacement du centre de poussée varie en fonction de  $C_z$  selon la formule :

$$100 C_m = M' \mathbf{b} + M \cdot 100 C_z$$

- ◆ Pour  $b = - 10^\circ$        $100 C_m = - 9,2 + 0,25.100 C_z$
- ◆ Pour  $b = - 20^\circ$        $100 C_m = - 18,4 + 0,25.100 C_z$
- ◆ Pour  $b = - 30^\circ$        $100 C_m = - 27,6 + 0,25.100 C_z$

Le calcul du  $C_x$  sera fait pour chaque valeur de  $b$ , en calculant le  $C_x$  induit qui sera à ajouter au  $C_x$  pour allongement infini.

On aura également :  $100 C_x = 100 C_{xp} + 100 C_{xi}$  soit :  $100 C_x = 100 C_{xp} + 5,11.10^{-4} (100 C_z)^2$

Le tableau page 6 présente les valeurs de  $C_z$ ,  $C_x$  et  $C_m$  pour chaque valeur de  $i$  et à chaque angle  $b$  de braquage des volets :

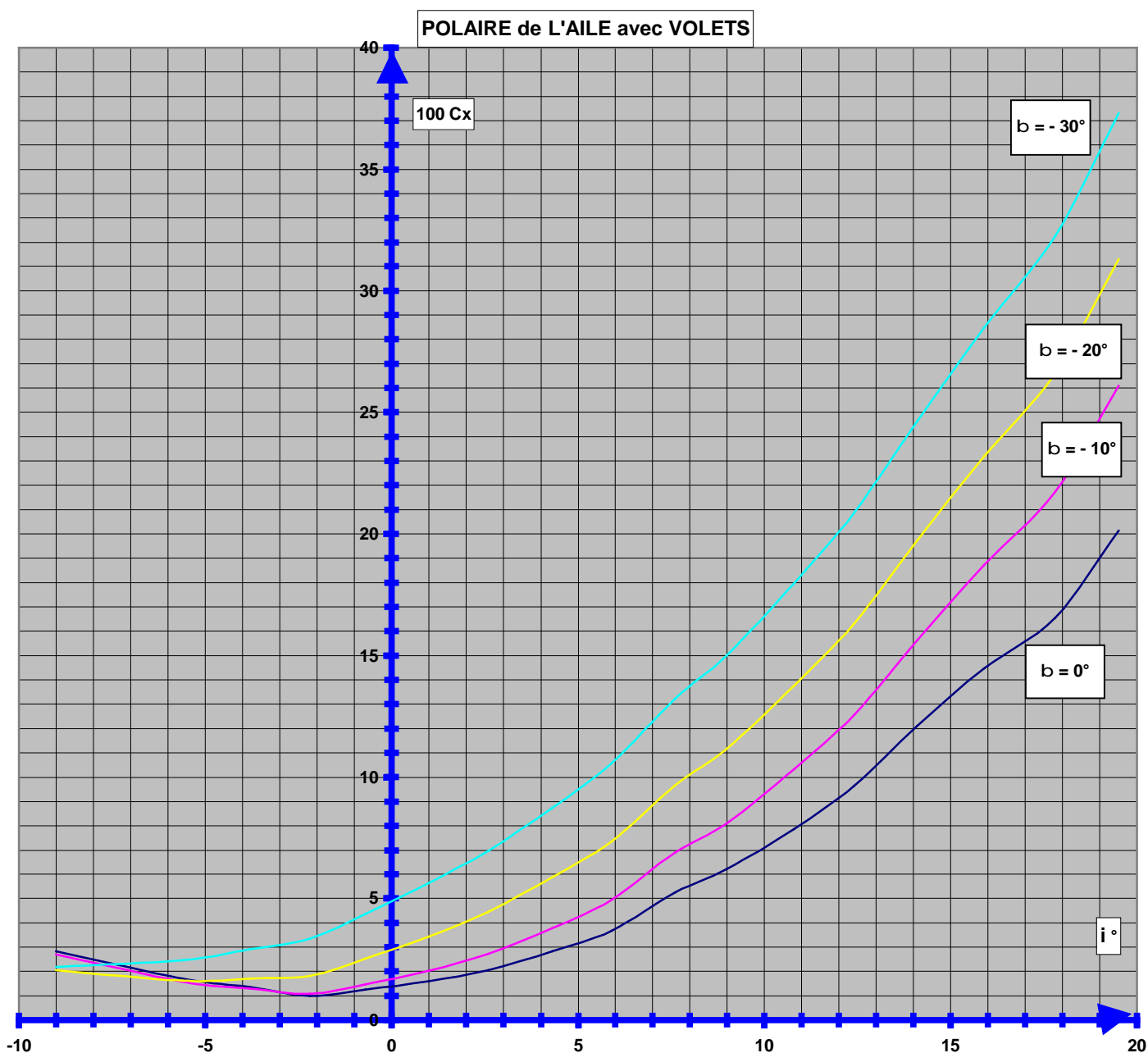
On pourra ensuite tracer la polaire de l'aile en fonction de l'incidence des volets.( page 7 ), avec d'abord les courbes de  $C_x$  en fonction de  $i$  et  $C_z$  en fonction de  $i$ .

<b><u>POLAIRE de l'Aile selon Braquage Volets</u></b>													
		<b>b = 0°</b>			<b>b = - 10°</b>			<b>b = - 20°</b>			<b>b = - 30°</b>		
<b>i °</b>	<b>100 C<sub>xp</sub></b>	<b>100 C<sub>z</sub></b>	<b>100 C<sub>x</sub></b>	<b>100 C<sub>m</sub></b>	<b>100 C<sub>z</sub></b>	<b>100 C<sub>x</sub></b>	<b>100 C<sub>m</sub></b>	<b>100 C<sub>z</sub></b>	<b>100 C<sub>x</sub></b>	<b>100 C<sub>m</sub></b>	<b>100 C<sub>z</sub></b>	<b>100 C<sub>x</sub></b>	<b>100 C<sub>m</sub></b>
-9	2	-40	2,818	-10	-37,16	2,71	-18,49	-9,25	2,04	-20,71	18,65	2,18	-22,94
-5,6	1,5	-20	1,704	-5	-12,58	1,58	-12,35	15,33	1,62	-14,57	43,24	2,46	-16,79
-3,8	1,3	-10	1,351	-2,5	0,43	1,30	-9,09	28,34	1,71	-11,31	56,25	2,92	-13,54
-2,2	1	0	1	0	12,00	1,07	-6,20	39,91	1,81	-8,42	67,82	3,35	-10,65
-0,7	1,2	10	1,251	2,5	22,85	1,47	-3,49	50,75	2,52	-5,71	78,66	4,36	-7,93
1	1,4	20	1,604	5	35,14	2,03	-0,42	63,05	3,43	-2,64	90,95	5,63	-4,86
2,6	1,6	30	2,06	7,5	46,71	2,71	2,48	74,61	4,44	0,25	102,52	6,97	-1,97
4,3	2	40	2,818	10	59,00	3,78	5,55	86,90	5,86	3,33	114,81	8,74	1,10
5,9	2,4	50	3,678	12,5	70,56	4,94	8,44	98,47	7,36	6,22	126,38	10,56	4,00
7,6	3,4	60	5,24	15	82,86	6,91	11,51	110,76	9,67	9,29	138,67	13,23	7,07
9	3,7	70	6,204	17,5	92,98	8,12	14,04	120,89	11,17	11,82	148,79	15,01	9,60
10,8	4,6	80	7,87	20	105,99	10,34	17,30	133,90	13,76	15,07	161,81	17,98	12,85
12,4	5,5	90	9,639	22,5	117,56	12,56	20,19	145,47	16,31	17,97	173,38	20,86	15,74
14,1	7	100	12,11	25	129,85	15,62	23,26	157,76	19,72	21,04	185,67	24,62	18,82
15,9	8,3	110	14,483	27,5	142,86	18,73	26,52	170,77	23,20	24,29	198,68	28,47	22,07
17,8	9,2	120	16,558	30	156,60	21,73	29,95	184,51	26,60	27,73	212,42	32,26	25,50
19,5	11,5	130	20,136	32,5	168,89	26,08	33,02	196,80	31,29	30,80	224,71	37,30	28,58

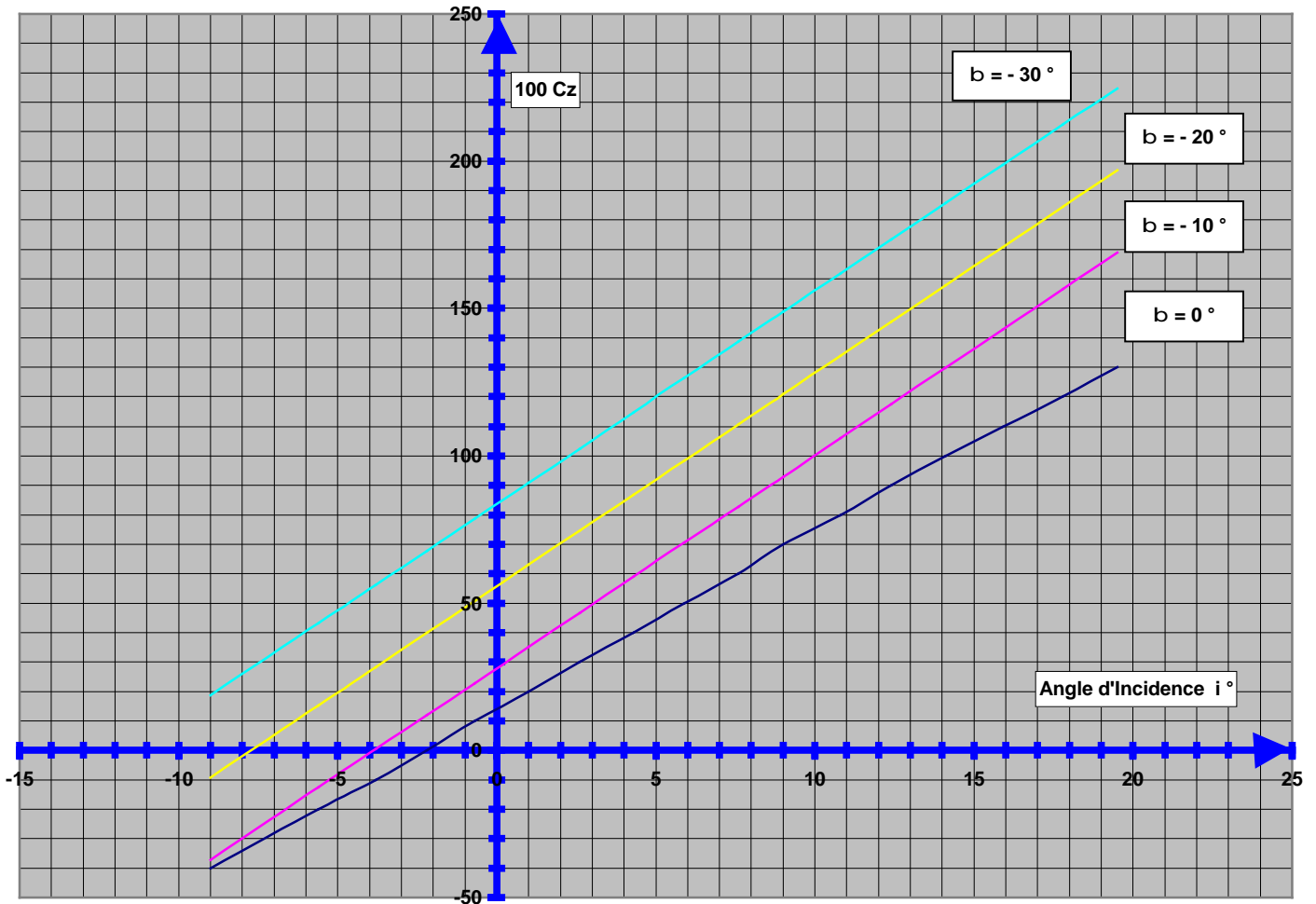
Nota : 1 ) Les angles d'incidence ont été volontairement limités à  $20^\circ$  car au-delà, les portances n'ont plus de signification réelle.

2 ) Nous prendrons pour  $C_z$  max avec volets sortis (  $b = 30^\circ$  ) la valeur  $100 C_z = 2$ , qui est un max raisonnable.

Cette valeur est utilisée dans la détermination de la courbe enveloppe du domaine avec volets.( Voir " Dossier d'efforts généraux " )



**POLAIRE de l'AILE avec VOILETS**



**4 ) Détermination de la polaire de l'avion complet.** : On déterminera séparément la traînée des empennages puis la traînée du fuselage et enfin celle de l'atterrisseur, qui ne sera prise en compte qu'avec le braquage des volets puisque nous avons à faire à un train rentrant.

4-1 ) Traînée des empennages . La méthode la plus simple consiste à estimer la traînée des empennages à environ 15 % de celle de l'aile , volets rentrés.

$$D'où \quad C_{x \text{ empennages}} = 100 C_{x \text{ aile}} \times 0,15.$$

Les résultats sont consignés dans le tableau récapitulatif des traînées.

4-2 ) Traînée de fuselage : Il existe plusieurs méthodes de calcul des traînées de fuselage, nous choisirons celle de D. Marie , qui est liée à la surface baignée par le fuselage, son maître – couple et son angle de calage par rapport à l'aile.

On a :

$$C_{x \text{ fuselage}} = \frac{C_{xsb} \cdot \text{Surfaces baignées } S_{bf}}{\text{Surface de l'aile}}$$

avec aussi :



$$C_{xsb} = \frac{1,85 \cdot C_f ( 1 + 1,1 ( D/ \text{longueur fuselage} ))}{2} + \frac{IF^2}{20\,000}$$

"Cf "est un coefficient de rugosité lié au fini de la surface , il est généralement compris entre 0,0045 et 0,006 . Nous prendrons Cf = 0, 005

La valeur IF est l'incidence fuselage qui est égal à l'incidence i de l'aile moins le calage aile/ fuselage (d )

$$IF = i - d \quad \text{Dans le cas du Macaon } d = 3^\circ \text{ d'où } IF = i - 3$$

Maître couple : D est le diamètre moyen du maître couple, soit la demi somme de la largeur et hauteur au maître couple du fuselage. Nous avons largeur = 1,10m. et hauteur = 1,13 m., soit une valeur de  $D = \frac{1}{2} (1,10 + 1,13) = 1,115$  **D = 1,115 m.**

La longueur du fuselage est **L = 4m 44** ( partie centrale ).

On trouve alors  $C_{xsb} = \frac{1}{2} \cdot 1,85 \cdot 0,005 \cdot ( 1 + 1,1 ( 1,115/4,44 )) + IF^2/20\,000 = 0,00590 + IF^2/20000$ .

Surfaces baignées du fuselage : Elles sont données par la formule :  $S_{bf} = 2,152 \cdot D \cdot L$

$$\text{D'où } S_{bf} = 10,65 \text{ m}^2$$

D'où la valeur de  $100C_{x \text{ fuselage}} = 1/12,3 \cdot [ ( 0,00590 + IF^2/20\,000 ) \cdot (10,65 \cdot 1,2) \cdot 100 ]$

$$100 C_x \text{ fuselage} = 103,920 ( ( 0,00590 + IF^2/ 20\,000 )$$

N.B. Afin de tenir compte des diverses protubérances du fuselage , les surfaces baignées sont affectées d'un coefficient 1,2

Nous pouvons ensuite dresser le tableau de calcul du Cx fuselage pour les diverses valeurs de l'incidence.

<u>Trainée de Fuselage</u>				
Incidence de l'aile $i^\circ$	$IF^\circ = i - 3$	$IF^2$	$C_{xsb}$	$100 C_x_{fuselage}$
-9	-12,0	144,00	0,0131	1,36
-5,6	-8,6	73,96	0,0096	1,00
-3,8	-6,8	46,24	0,0082	0,85
-2,2	-5,2	27,04	0,0073	0,75
-0,7	-3,7	13,69	0,0066	0,68
1	-2,0	4,00	0,0061	0,63
2,6	-0,4	0,16	0,0059	0,61
4,3	1,3	1,69	0,0060	0,62
5,9	2,9	8,41	0,0063	0,66
7,6	4,6	21,16	0,0070	0,72
9	6,0	36,00	0,0077	0,80
10,8	7,8	60,84	0,0089	0,93
12,4	9,4	88,36	0,0103	1,07
14,1	11,1	123,21	0,0121	1,25
15,9	12,9	166,41	0,0142	1,48
17,8	14,8	219,04	0,0169	1,75
19,5	16,5	272,25	0,0195	2,03

4-3 ) Interactions Aile / Fuselage : Le fuselage crée une certaine portance notamment à son intersection avec l'aile. Cette portion de fuselage ayant été comptée dans le calcul de la portance de l'aile, nous n'aurons pas à en tenir compte. Cependant ce supplément de portance engendre une trainée qu'il faut estimer.

Cette estimation équivaut à la trainée de l'aile au droit du fuselage:

Surface aile intérieure au fuselage : Largeur du fuselage . Corde de l'aile =  $1,23 \cdot 1,84 = 2,26 \text{ m}^2$

Et  $C_{x_{interaction}} = C_{x_{aile}} \cdot St / S$   $C_{x_{inter.fuselage}} = C_{x_{aile}} \cdot 2,26/12.3 = 0,184 C_{x_{aile}}$

Cette formule sera à intégrer dans le tableau récapitulatif des trainées.

4- 4 ) Interactions Fuselage / empennage: De la même façon, l'empennage horizontal provoque une interaction estimée à 2 % du Cx de l'empennage à chaque angle de raccordement aux poutres .

$$\text{D'où } Cx_{\text{inter.empennage}} = 4 \cdot 2 \% Cx_{\text{empennage}} = 0,08 Cx_{\text{empennage}}$$

Cette formule sera également à intégrer dans le tableau récapitulatif des trainées.

4-5 ) Trainées des poutres : Pour calculer la traînée des poutres on procèdera comme pour le fuselage, à partir de leur maître couple.

$$\text{On a } Cx_{sb} = 1,85/2 \cdot Cf ( 1 + 1,1 ( D/ \text{longueur poutre} ) ) + \frac{I F^2}{20\,000}$$

Avec D = 0,34 et longueur poutre = 5,10 m.

$$Cx_{sb} = 0,00496 + I F^2 / 20\,000$$

Puis la surface baignée des poutres :  $S_{bp} = 2,152 \cdot D \cdot L = 3,731\text{m}^2$

D'où  $100 Cx_{\text{poutres}} = 2/12,3 [ Cx_{sb} \cdot S_{mp} \cdot 1,2 ] \cdot 100$  ( Le coefficient 2 tient compte des 2 poutres.)

$$100 Cx_{\text{poutres}} = 72,80 ( 0,00496 + \frac{I F^2}{20\,000} )$$

Nous pouvons dresser également le tableau des traînées poutres:

4 - 6 Trainée du train d'atterrissage : Le train étant rétractable, sa traînée ne sera effective que lors des phases de décollage / atterrissage. On déterminera le coefficient Cx d'après les données fournies par E. Hunsinger dans son "Abrégé de Conception Avion Léger".

Pour un train sans carénage de roue de type 3 on donne  $Cx = 0,62$ , auquel il faudra ajouter le train avant évalué au 1/6 soit 0,1, on trouve un Cx total pour le train de :

$Cx_t = 0,72$
---------------

## Trainée des Poutres

Incidence de l'aile $i^\circ$	$IF^\circ$ $= i - 3$	$IF^2$	$C_{xsb}$	$100 C_x$ poutres
-9	-12,0	144,00	0,0122	0,89
-5,6	-8,6	73,96	0,0087	0,63
-3,8	-6,8	46,24	0,0073	0,53
-2,2	-5,2	27,04	0,0063	0,46
-0,7	-3,7	13,69	0,0056	0,41
1	-2,0	4,00	0,0052	0,38
2,6	-0,4	0,16	0,0050	0,36
4,3	1,3	1,69	0,0050	0,37
5,9	2,9	8,41	0,0054	0,39
7,6	4,6	21,16	0,0060	0,44
9	6,0	36,00	0,0068	0,49
10,8	7,8	60,84	0,0080	0,58
12,4	9,4	88,36	0,0094	0,68
14,1	11,1	123,21	0,0111	0,81
15,9	12,9	166,41	0,0133	0,97
17,8	14,8	219,04	0,0159	1,16
19,5	16,5	272,25	0,0186	1,35

## AVION COMPLET ( Hors train et Aile )

100 Cx Aile	Incidence de l'aile $i^\circ$	100 Cx Fuselage	100 Cx Empennage	Interaction Aile / fuselage	Interaction Fuselage / Empennage	100 Cx Poutres	100 Cx Train	100 Cx Total ( Hors Aile et Train )
2,818	-9	1,36	0,42	0,519	0,034	0,89	0,72	3,22
1,704	-5,6	1,00	0,26	0,314	0,021	0,63	0,72	2,22
1,351	-3,8	0,85	0,20	0,249	0,016	0,53	0,72	1,84
1	-2,2	0,75	0,15	0,184	0,012	0,46	0,72	1,56
1,251	-0,7	0,68	0,19	0,230	0,015	0,41	0,72	1,53
1,604	1	0,63	0,24	0,295	0,019	0,38	0,72	1,56
2,06	2,6	0,61	0,31	0,379	0,025	0,36	0,72	1,68
2,818	4,3	0,62	0,42	0,519	0,034	0,37	0,72	1,96
3,678	5,9	0,66	0,55	0,677	0,044	0,39	0,72	2,32
5,24	7,6	0,72	0,79	0,964	0,063	0,44	0,72	2,98
6,204	9	0,80	0,93	1,142	0,074	0,49	0,72	3,44
7,87	10,8	0,93	1,18	1,448	0,094	0,58	0,72	4,23
9,639	12,4	1,07	1,45	1,774	0,116	0,68	0,72	5,09
12,11	14,1	1,25	1,82	2,228	0,146	0,81	0,72	6,25
14,483	15,9	1,48	2,17	2,665	0,174	0,97	0,72	7,46
16,558	17,8	1,75	2,48	3,047	0,198	1,16	0,72	8,64
20,136	19,5	2,03	3,02	3,705	0,242	1,35	0,72	10,35

4 - 7 ) Calcul de la finesse : Dans le tableau de la polaire de l'avion complet, on calculera la finesse par le rapport  $100 c_z / 100 C_x$

4 - 8 ) Calcul de la vitesse mini de sustentation : La vitesse mini de sustentation est donnée par la formule :

$$V_s = 144 \sqrt{\frac{P}{100 C_z \cdot S}}$$

Avec  $P = 1200 \text{ kg}$   
 $S = 12,30 \text{ m}^2$

$$V_s = \frac{1422,33}{\sqrt{100 C_z}}$$

$V_s$  en km/h.

Nous pouvons alors dresser un tableau en partant de l'incidence  $i$ ; pour les  $C_z$  négatifs ou nuls, il n'y aura pas de réponse car les vitesses sont essentiellement positives, et la division par 0 étant impossible.

<b>VITESSES MINI de SUSTENTATION</b>								
Incidence de l'aile $i$ °	Sans Volets		Volets à 10°		Volets à 20°		Volets à 30°	
	100 $C_z$	Vitesse mini (km/h)	100 $C_z$	Vitesse mini (km/h)	100 $C_z$	Vitesse mini (km/h)	100 $C_z$	Vitesse mini (km/h)
-9	-40	~	-37,16	~	-9,25	~	18,65	329
-5,6	-20	~	-12,58	~	15,33	363	43,24	216
-3,8	-10	~	0,43	~	28,34	267	56,25	190
-2,2	0	~	12,00	411	39,91	225	67,82	173
-0,7	10	450	22,85	298	50,75	200	78,66	160
1	20	318	35,14	240	63,05	179	90,95	149
<b>2,6</b>	<b>30</b>	260	46,71	208	74,61	165	102,52	140
<b>4,3</b>	<b>40</b>	225	59,00	185	86,90	153	114,81	133
5,9	50	201	70,56	169	98,47	143	126,38	127
7,6	60	184	82,86	156	110,76	135	138,67	121
9	70	170	92,98	148	120,89	129	148,79	117
10,8	80	159	105,99	138	133,90	123	161,81	112
12,4	90	150	117,56	131	145,47	118	173,38	108
14,1	100	142	129,85	125	157,76	113	185,67	104
15,9	110	136	142,86	119	170,77	109	198,68	101
17,8	120	130	156,60	114	184,51	105	212,42	98
19,5	130	125	168,89	109	196,80	101	224,71	95

D'après le tableau, nous voyons que le calage de l'aile de 3° par rapport au fuselage est obtenu pour une vitesse de **233 km/h**, le fuselage étant dans le lit du vent, on obtient ainsi la vitesse de croisière.

Il faudra vérifier par la suite si la puissance du moteur ( Lycoming 180 CV ) permet d'atteindre cette vitesse, en vol horizontal.

## AVION COMPLET ( Traînées )

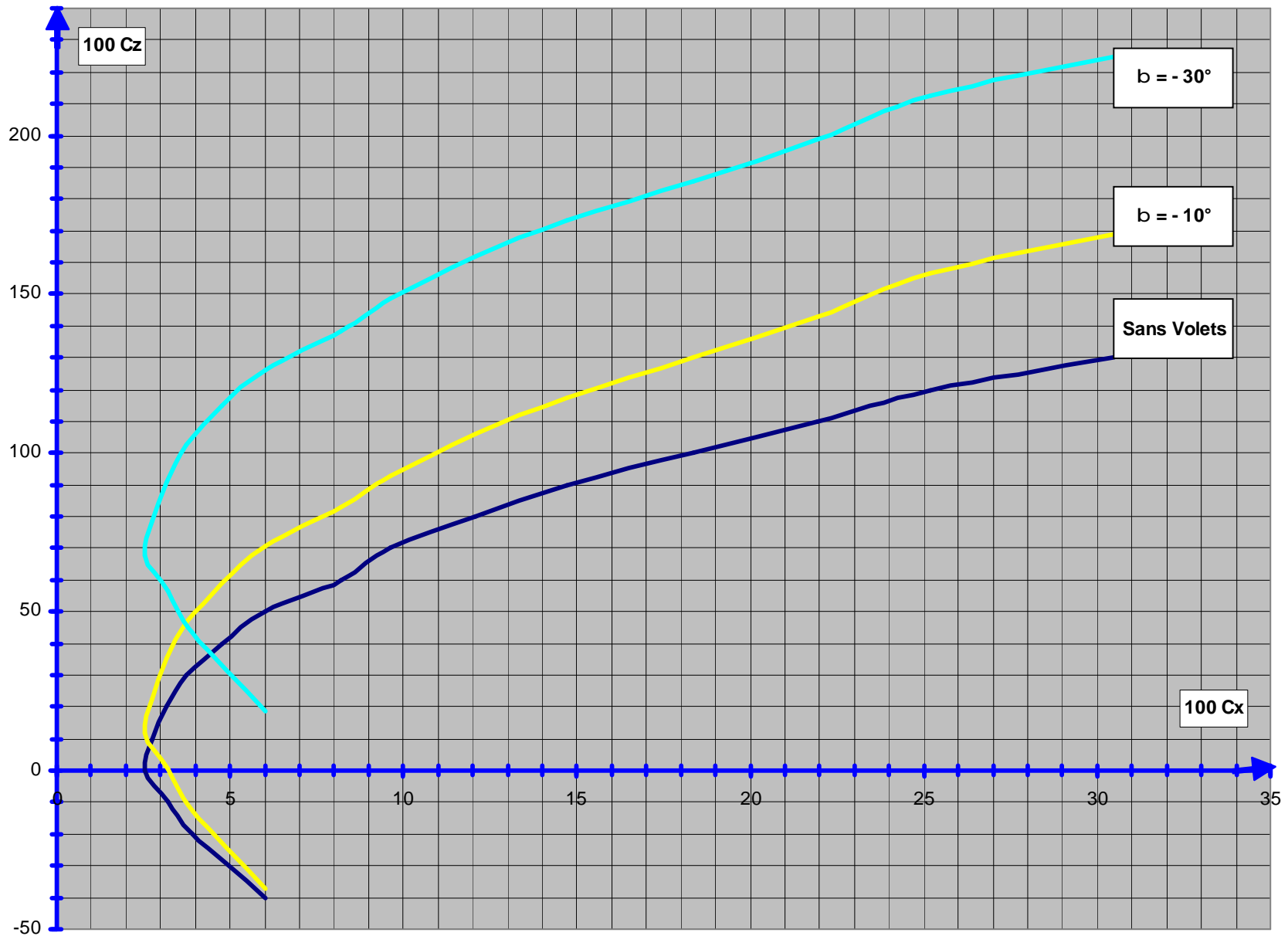
100 Cx Parasites	Incidence de l'aile $i^\circ$	100 Cx Aile ( $b=0^\circ$ )	100 Cx Aile ( $b = -10^\circ$ )	100 Cx Aile ( $b = - 20^\circ$ )	100 Cx Aile ( $b = - 30^\circ$ )	100 Cx Complet ( $b=0^\circ$ )	100 Cx Complet ( $b = -10^\circ$ )	100 Cx Complet ( $b = - 20^\circ$ )	100 Cx Complet ( $b = - 30^\circ$ )
3,22	-9	2,82	2,71	2,04	2,18	6,04	5,93	5,26	5,40
2,22	-5,6	1,70	1,58	1,62	2,46	3,92	3,80	3,84	4,68
1,84	-3,8	1,35	1,30	1,71	2,92	3,19	3,14	3,55	4,76
1,56	-2,2	1,00	1,07	1,81	3,35	2,56	2,63	3,37	4,91
1,53	-0,7	1,25	1,47	2,52	4,36	2,78	3,00	4,05	5,89
1,56	1	1,60	2,03	3,43	5,63	3,16	3,59	4,99	7,19
1,68	2,6	2,06	2,71	4,44	6,97	3,74	4,39	6,12	8,65
1,96	4,3	2,82	3,78	5,86	8,74	4,78	5,74	7,82	10,70
2,32	5,9	3,68	4,94	7,36	10,56	6,00	7,26	9,68	12,88
2,98	7,6	5,24	6,91	9,67	13,23	8,22	9,89	12,65	16,21
3,44	9	6,20	8,12	11,17	15,01	9,64	11,56	14,61	18,45
4,23	10,8	7,87	10,34	13,76	17,98	12,10	14,57	17,99	22,21
5,09	12,4	9,64	12,56	16,31	20,86	14,73	17,65	21,40	25,95
6,25	14,1	12,11	15,62	19,72	24,62	18,36	21,87	25,97	30,87
7,46	15,9	14,48	18,73	23,20	28,47	21,94	26,19	30,66	35,93
8,64	17,8	16,56	21,73	26,60	32,26	25,20	30,37	35,24	40,90
10,35	19,5	20,14	26,08	31,29	37,30	30,49	36,43	41,64	47,65

## POLAIRE AVION COMPLET

-	Sans Volets					10° de Volets					30° de Volets				
Incidence de l'aile i °	100 Cx	100 Cz	100 Cm	Finesse	V mini ( km/h )	100 Cx	100 Cz	100 Cm	Finesse	V mini ( km/h )	100 Cx	100 Cz	100 Cm	Finesse	V mini ( km/h )
-9	7,00	-40	-10,0	~	~	5,93	-37,16	-18,49	~	~	5,4	18,65	-22,94	0,29	329
-5,6	3,92	-20	-5,0	~	~	3,80	-12,58	-12,35	~	~	4,68	43,24	-16,79	0,11	216
-3,8	3,00	-10	-2,5	~	~	3,14	0,43	-9,09	7,30	~	4,76	56,25	-13,54	0,08	190
-2,2	2,56	0	0,0	~	~	2,63	12,00	-6,20	0,22	411	4,91	67,82	-10,65	0,07	173
-0,7	2,78	10	2,5	0,28	450	3,00	22,85	-3,49	0,13	298	5,89	78,66	-7,93	0,07	160
1	3,16	20	5,0	0,16	318	3,59	35,14	-0,42	0,10	240	7,19	90,95	-4,86	0,08	149
2,6	3,74	30	7,5	0,12	260	4,39	46,71	2,48	0,09	208	8,65	102,52	-1,97	0,08	140
4,3	4,78	40	10,0	0,12	225	5,74	59,00	5,55	0,10	185	10,7	114,81	1,10	0,09	133
5,9	6,00	50	12,5	0,12	201	7,26	70,56	8,44	0,10	169	12,88	126,38	4,00	0,10	127
7,6	7,80	60	15,0	0,13	184	9,89	82,86	11,51	0,12	156	16,21	138,67	7,07	0,12	121
9	9,64	70	17,5	0,14	170	11,56	92,98	14,04	0,12	148	18,45	148,79	9,60	0,12	117
10,8	12,10	80	20,0	0,15	159	14,57	105,99	17,30	0,14	138	22,21	161,81	12,85	0,14	112
12,4	14,73	90	22,5	0,16	150	17,65	117,56	20,19	0,15	131	25,95	173,38	15,74	0,15	108
14,1	18,36	100	25,0	0,18	142	21,87	129,85	23,26	0,17	125	30,87	185,67	18,82	0,17	104
15,9	21,94	110	27,5	0,20	136	26,19	142,86	26,52	0,18	119	35,93	198,68	22,07	0,18	101
17,8	26,00	120	30,0	0,22	130	30,37	156,60	29,95	0,19	114	40,9	212,42	25,50	0,19	98
19,5	30,49	130	32,5	0,23	125	36,43	168,89	33,02	0,22	109	47,65	224,71	28,58	0,21	95



# POLAIRE de l'AVION COMPLET



**5 ) Calcul de la puissance nécessaire à la Traction**: La puissance communiquée par le moteur à la cellule, par l'intermédiaire de l'hélice devra d'une part créer la vitesse mini de sustentation, et d'autre part, vaincre les résistances à l'avancement (Traînées ). L'avion pourra ainsi voler en palier; mais pour faire monter l'avion, il faudra encore un excédent de puissance  $W_e$ .

- Si nous appelons :
- $W_s$ , la puissance liée à la vitesse mini de sustentation
  - $W_r$ , la puissance dépensée à vaincre les résistances à l'avancement,
  - $W_t$ , la puissance nécessaire pour maintenir l'avion en palier.
  - $W_n$ , la puissance nominale du moteur ( 180 Cv dans notre cas )

$$W_t = W_s + W_r.$$

5-1 ) Puissance liée à la vitesse mini de sustentation : Elle est fonction naturellement à la vitesse mini de sustentation  $V_s$ , à la masse  $P$  de l'appareil, et à l'envergure  $E$  de l'aile suivant la relation :

$$W_s = ( P/E )^2 \cdot \frac{0,3}{V_s} \quad W_s = \frac{5333,3}{V_s}$$

Avec  $P = 1200$  kg,  $E = 9$  mètres et  $V_s$  en km/h.

5-2 ) Puissance dépensée à vaincre les résistances à l'avancement: Elle est fonction aussi de la vitesse mini de sustentation  $V_s$ , du  $C_x$ , et de la surface de l'aile suivant la relation :

$$W_r = \frac{V_s^3}{1200} \cdot C_x \cdot S$$

Avec  $V_s$  en m/s, et  $S = 12,3$  m<sup>2</sup>.

5-3 ) Calcul de l'excédent de puissance : La puissance excédentaire  $W_e$  se calcule par la formule suivante :

$$W_e = 75 \cdot ( 0,75 \cdot W_n - ( W_s + W_r ) ) \quad W_e = 75 \cdot ( 0,75 \cdot 180 - ( W_s + W_r ) )$$

$$W_e = 75 \cdot ( 135 - ( W_s + W_r ) )$$

0,75 est le rendement supposé de l'hélice  
75 est la conversion kgm/s  $\leftrightarrow$  Cv

5-4 ) Détermination de la vitesse verticale : Soit  $V_z$  cette vitesse en m/s on pose :

$$V_z = \frac{W_e}{400}$$

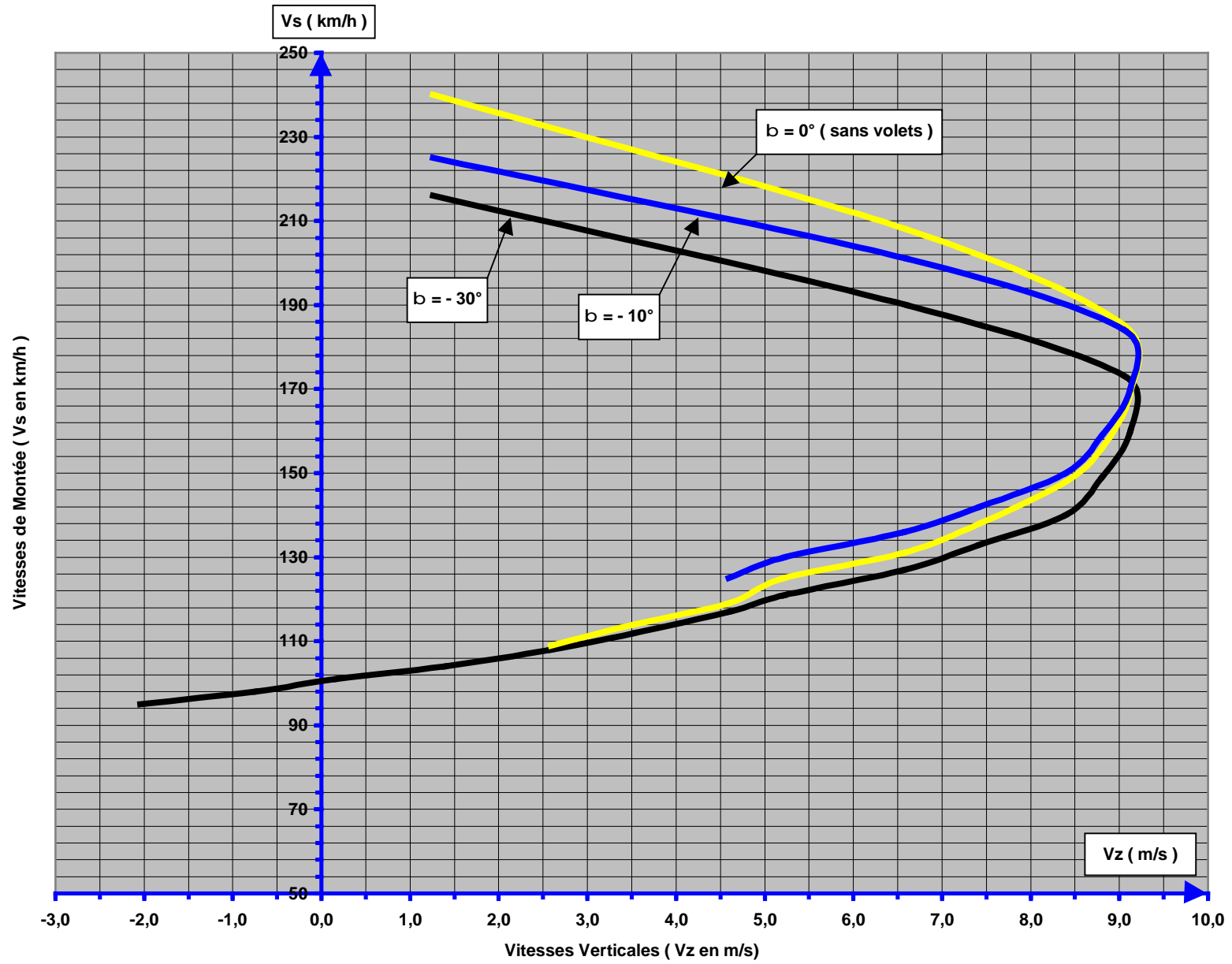
On peut ensuite dresser le tableau récapitulatif qui nous permettra de tracer les courbes des vitesses de montée  $V_s$  ( en km/h ) en fonction des vitesses verticales  $V_z$  ( en m/s ), et cela pour les 3 configurations de volets ( en lisse, 10° puis 30° de volets ).

## VITESSES DE MONTEE

-	Sans Volets							10° de Volets							30° de Volets						
Incidence de l'aile i °	Vs mini (km/h)	V s (m/s)	100Cx	W s (Cv)	W r (Cv)	W t (Cv)	Vz (m/s)	Vs mini (km/h)	Vs (m/s)	100 Cx	W s (Cv)	W r (Cv)	W t (Cv)	Vz (m/s)	Vs mini (km/h)	Vs (m/s)	100 Cx	W s (Cv)	W r (Cv)	W t (Cv)	Vz (m/s)
-9	~	~	6,0	~	~	~	~	~		5,9	~	~	~	~	329	91	5,4	16	422	439	~
-5,6	~	~	3,9	~	~	~	~	~		3,8	~	~	~	~	216	60	4,7	25	104	128	1,3
-3,8	~	~	3,2	~	~	~	~	~		3,1	~	~	~	~	190	53	4,8	28	72	100	6,6
-2,2	~	~	2,6	~	~	~	~	411	114	2,6	13	401	414	~	173	48	4,9	31	56	87	9,1
-0,7	450	125	2,8	12	557	568	~	298	83	3,0	18	174	192	~	160	44	5,9	33	53	86	9,1
1	318	88	3,2	17	223	240	~	240	67	3,6	22	109	131	0,7	149	41	7,2	36	52	88	8,8
2,6	260	72	3,7	21	144	165	~	208	58	4,4	26	87	112	4,2	140	39	8,7	38	52	90	8,4
4,3	225	63	4,8	24	120	143	-1,6	185	51	5,7	29	80	109	4,9	133	37	10,7	40	55	95	7,4
5,9	201	56	6,0	27	107	134	0,3	169	47	7,3	32	77	109	5,0	127	35	12,9	42	58	100	6,6
7,6	184	51	8,2	29	112	141	4,1	156	43	9,9	34	82	117	3,4	121	34	16,2	44	63	107	5,2
9	170	47	9,6	31	104	135	-0,1	148	41	11,6	36	82	118	3,1	117	33	18,5	46	65	111	4,6
10,8	159	44	12,1	34	107	140	-1,0	138	38	14,6	39	84	123	2,3	112	31	22,2	48	69	116	3,5
12,4	150	42	14,7	36	109	145	-1,8	131	36	17,7	41	87	128	1,3	108	30	26,0	49	72	121	2,6
14,1	142	39	18,4	38	115	153	-3,4	125	35	21,9	43	94	137	-0,3	104	29	30,9	51	76	128	1,4
15,9	136	38	21,9	39	121	160	-4,8	119	33	26,2	45	97	142	-1,3	101	28	35,9	53	81	134	0,2
17,8	130	36	25,2	41	122	163	-5,2	114	32	30,4	47	99	146	-2,0	98	27	40,9	54	85	139	-0,7
19,5	125	35	30,5	43	131	173	-7,2	109	30	36,4	49	104	153	-3,3	95	26	47,7	56	90	146	-2,0



# VITESSES de MONTEE



**6 ) Points caractéristiques de la polaire** : Nous allons maintenant examiner plus en détail la polaire  $C_z = f(C_x)$ , en configuration lisse pour préciser certains points caractéristiques.

Si nous considérons la courbe de la page suivante ( page23) , il apparaît d'abord le point **Mo** correspondant à la traînée minimum, puis le point **M1** correspondant à la meilleure finesse (le rapport  $C_z / C_x$  est maximal lorsque la droite issue de l'origine est tangente à la courbe.

Vient ensuite le point **Mm** qui correspond au  $C_z$  max sans volets.

Nous avons dressé un tableau pour résumer les caractéristiques de ces trois points.

Point	100 $C_x$	100 $C_z$	i	Finesse
Mo	2,6	0	- 2,2°	0
M1	5,4	45	5°	8,3
Mm	30,5	130	19,5°	4,26

En ce qui concerne la finesse de 8,3, nous pouvons dire que l'avion "lâché" d'une hauteur de 1000 m. va parcourir sans moteur, une distance de 8300 m.

On peut calculer la vitesse de descente, si  $f$  est l'angle de plané, on aura  $\text{tg } f = \frac{1}{\text{Finesse}} = \frac{1}{8,3}$

Il vient  $\text{tg } f = 0,1205$   $f = 6,9^\circ$  soit  $f = 7^\circ$

On connaît d'autre part la formule donnant la vitesse en fonction du  $C_z$ , de la surface alaire et du poids de l'avion :

$$V = 144 \sqrt{\frac{P}{100 C_z \cdot S}}$$

Avec  $P = 1200$  kg ;  $S = 12,3$  m<sup>2</sup> et  $100 C_z = 45$

On trouve alors : **V = 212 km/h.**

Et la vitesse verticale sera  $V_z = V \sin f$  avec  $\sin 7^\circ = 0,120$  , on trouve

$$V_z = 25,4 \text{ m/s}$$

C'est le taux de chute de l'avion sans moteur.