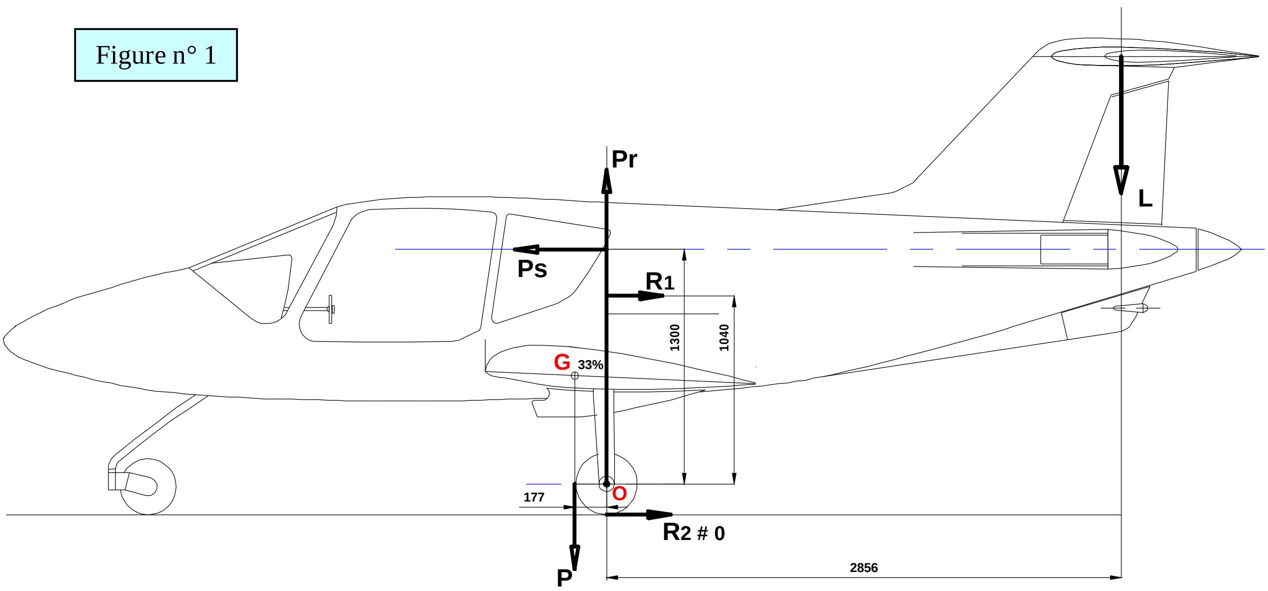
NOTICE TECHNIQUE	N° : 02	Date : 23/10/09	Révisée le :

CLUB ORION

DETERMINATION DES EFFORTS LORS DE LA ROTATION

1) Introduction : Nous allons considérer les efforts mis en jeu pour obtenir la rotation de l'avion, et ainsi déterminer la vitesse de rotation (pour une charge donnée). Considérons le plan ci-dessous où l'on a positionné les divers efforts

Figure n° 1



Au moment de la rotation, les forces en présence sont respectivement :

- Le poids total de l'avion **P** = 985 kg comprenant un pilote, un copilote, et 50 litres d'essence, appliqué au centre de gravité G, situé alors à 33% de la corde de l'aile.
  Si on se réfère à l'axe de rotation des roues du train principal (point O), la distance PO est de 0,177 m.
- Le poids est équilibré par la réaction verticale **Pr** des pneumatiques avant et principaux, qui s'applique sur la verticale de O, et n'entre pas en jeu dans le moment de rotation autour de O.
- La poussée **Ps** de l'hélice, que l'on a mesuré en statique (plein gaz)à l'aide d'une balance, et estimée à 240 kg. Cette force est appliquée à une distance de 1,30m. du point O.
- La déportance due au braquage vers le haut (volant en arrière) de la gouverne de profondeur.
- La résistance de l'air **R1** (traînée)que l'on peut calculer, sachant que :

$$\boxed{\mathbf{R1} = \tfrac{1}{2}\ \rho\ V^2 S C_{xo}}$$

avec V= 125 km/h = 34,7 m/s. S = 2,92 m² (surface frontale de l'Orion)

C_{xo} = 0,1 et ρ = 1,225 kg/m3 (SC_{xo} # 0.3 pour l'Orion dans la littérature (Hunsinger))

On trouve R1 = 215 N soit 21,5 kg

$\boxed{\textbf{R1 = 21,5 kg}}$

- La résistance des pneus au roulement (frottements) **R2** avec :

$$R2 = r\ (\ P - 1/2\,\rho\, V^2 S\ Cz\ )$$ et r compris entre 0,02 et 0,05 sur une piste en béton.

Remarque :En fait R2 est quasiment nulle car juste avant la rotation la portance est très proche du poids.

L'avion étant en accélération, la poussée P_S est supérieure à R1, et créée ainsi un couple piqueur, à une distance de 1,30 m. du point O.

nous aurons l'équilibre suivant : (Somme des moments autour du point O – axe de rotation de la roue)

$$2{,}856.\ L = 1{,}3\ .Ps - 1{,}04\ .\ R1 + 0{,}177.\ P$$

avec Ps = 240 kg (mesuré en statique) et P = 985 kg.(1 pilote et 1 copilote)

$$2{,}856\ L = 1{,}3\text{x}240 + 0{,}177\text{x}985 + 1{,}04\text{x}21{,}5$$

$$\text{D'où } L = \frac{312 + 174 - 22{,}4}{2{,}856} = 162 \text{ kg}$$

$\boxed{\textbf{L = 162 kg}}$

L'effort à cabrer sur la gouverne de profondeur sera de **162 kg**

2) Calcul de la vitesse nécessaire pour obtenir la rotation:

Les caractéristiques de l'empennage horizontal sont :

.

Envergure : **Bh** = 3,35 m
Surface gouverne **Sv** = 1,47 m²
Surface totale **Sh**(fixe + Gouverne) = 1,71 + 1,47 = 3,18 m²

Le profil de l'empennage horizontal est un NACA 009 dont la polaire est représentée sur la figure n° 2. Nous allons tracer la polaire de l'empennage pour l'allongement réel de l'empennage (rotation autour du point (0,0)).

L'allongement de l'empennage est de :

$\lambda = b^2/S$ avec b = Envergure = 3,35 m.
S = 3,18 m²

D'où $\lambda = 3{,}35^2/3{,}18 = 3{,}53$ $\boxed{\lambda = 3{,}53}$

On calcule la pente de la polaire d'allongement infini :

$$\boxed{a = \frac{a_e}{1 + \left(\dfrac{57{,}3\ .\ a_e}{\pi\ .\ \lambda}\right)}}$$

En relevant sur le graphique (figure n° 2) pour une incidence de 10° au point A, on trouve Cz = 0,73, donc pour 1 degré, nous aurons :

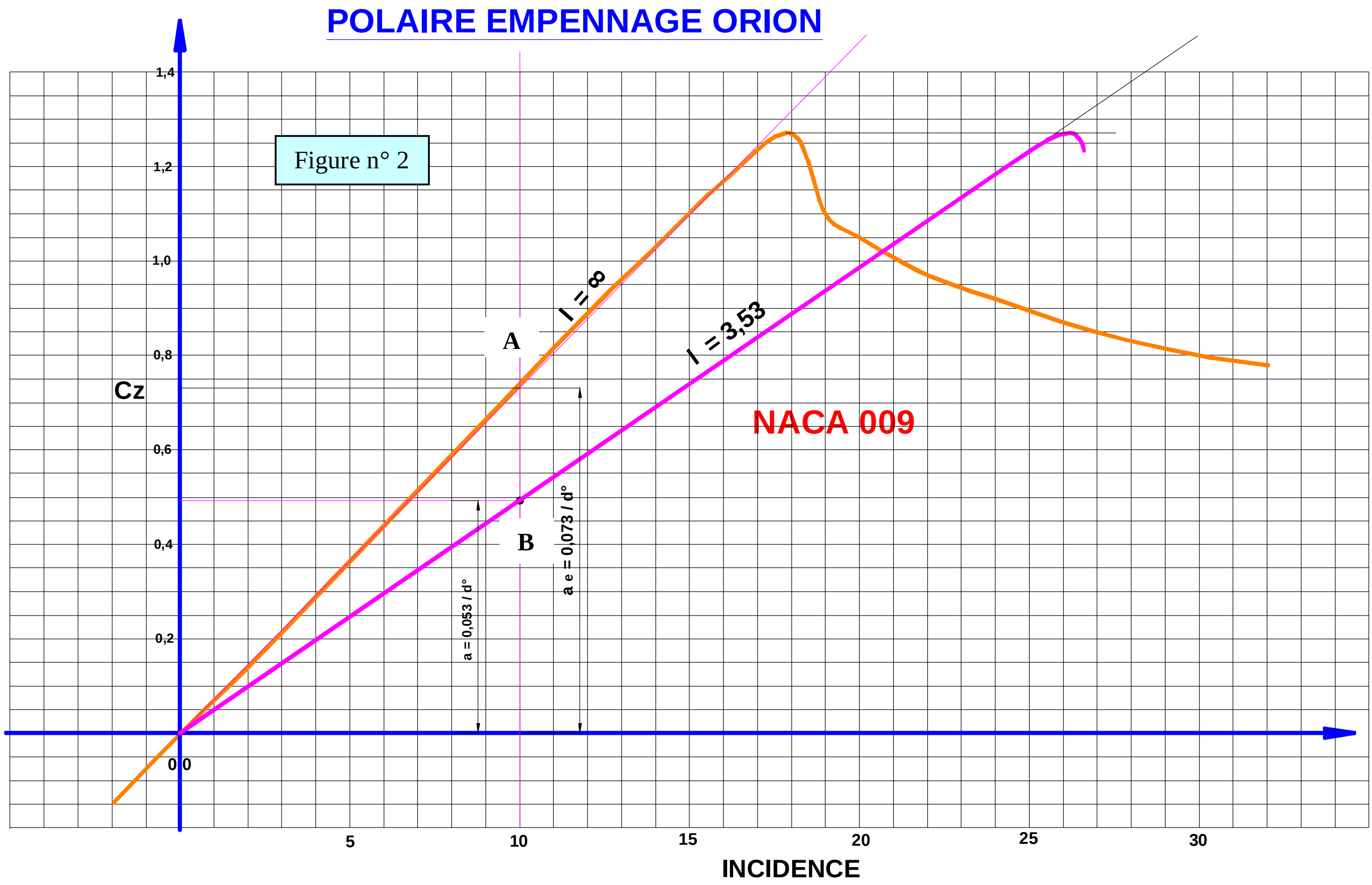
$\boxed{a_e = 0{,}073 / d°}$

d'où en remplaçant dans la formule ci-dessus : a = 0,073 / 1,38 = 0,053 /d°

$\boxed{a = 0{,}053 / d°}$

Sur la verticale passant par A,(pour 10 °) on reporte la valeur a = 0, 53, pour obtenir le point B.

On trace ensuite une droite passant par l'origine, et par le point B de pente 0,054 /d°, et l'on obtient la polaire du profil pour l'allongement **l** = 3,53



Pour calculer la déportance de l'empennage lorsque la gouverne est braquée à fond vers le haut (lors de la rotation) soit de 22°, nous pouvons utiliser la formule de Toussaint :

100 Cz = K (i + K' b) avec :

<u>Remarque</u> : K est la pente de la polaire soit : **$\boxed{K = 5{,}3}$** relevé sur le graphique figure n°2

et K' est donné par la formule: K' =1,27 $\sqrt{s}$ (1- 0,2s) avec s = Sv/Sh = 1,47/3,18 = 0,46

D'où K ' = 1,27**.** 0,68 (1 – 0,2**.**0,46) = 0,78 **$\boxed{K' = 0{,}78}$**

Avec : i est l'angle d'incidence du plan fixe (0 ° pour l'Orion)

b est l'angle de braquage de la gouverne de profondeur (négatif vers le haut et positif vers le bas)

Il vient alors pour un braquage de 22° de la gouverne vers le haut (**b** = -22°) et i = 0°

$$100\ Cz = 5{,}3(-0{,}78\ .\ 22\ ) = -\ 5{,}3\ .\ 17{,}2 = -91{,}16$$

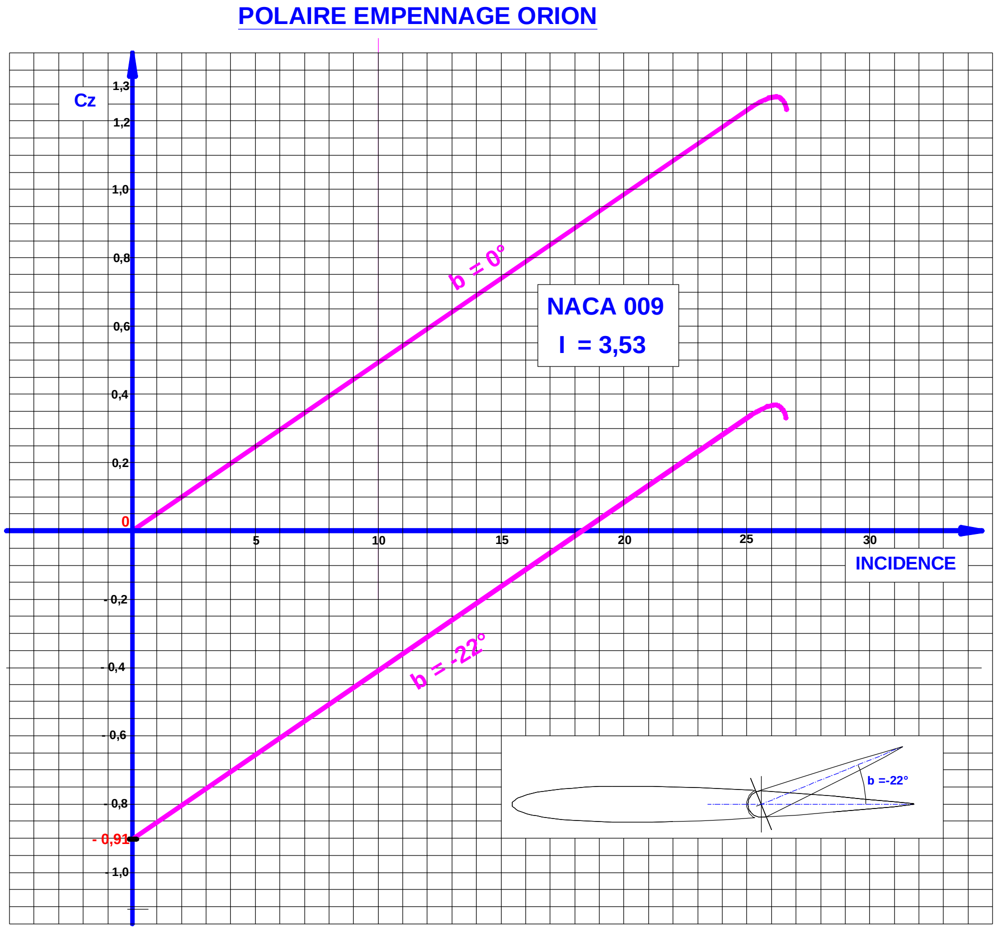
et $\boxed{\mathbf{Cz = -\ 0{,}91}}$

La déportance sera alors : $\boxed{\mathbf{L = \tfrac{1}{2}\ r\ V^2.S.Cz}}$ avec : **r** = 1,225 kg/m3
S = 3,18 m²
Cz = - 0,91

$$L = 1{,}77\ V^2$$

Si L = 162 kg (1620 N) on obtient : $V^2 = 1620/1{,}77$ et V= 30,25 m/s =110 km/h

On devra atteindre une vitesse mini de **110 km/h** pour effectuer la rotation.



<u>Remarque</u> : On peut calculer la déportance en fonction de l'angle de braquage de la gouverne.
Dans ce cas :

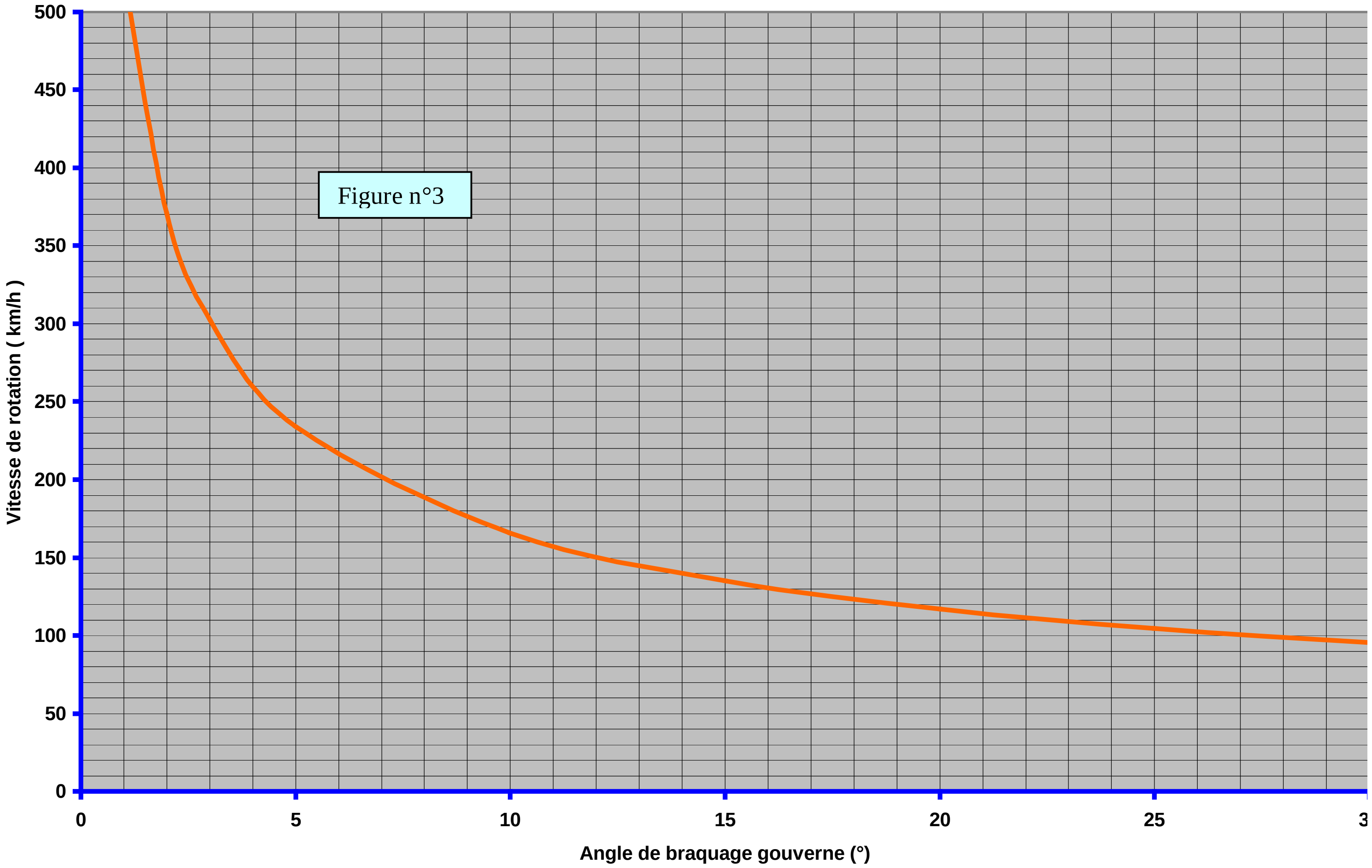
$$L = \tfrac{1}{2}\ \mathbf{r}\ V^2.\ S.\ Cz \quad \text{avec :} \begin{cases} S = 3{,}18\ m^2 \\ \mathbf{r} = 1{,}225\ kg/m^2 \\ L = 1620\ N \end{cases}$$

$$V^2 = \frac{1620.\ 2}{1{,}225.\ 3{,}18\ .\ Cz} = \frac{832}{Cz} \quad \text{D'où} \quad \boxed{V = \frac{28{,}84}{\sqrt{Cz}}}$$

Or nous avons vu que 100 Cz = KK'**b** (pour i = 0°)

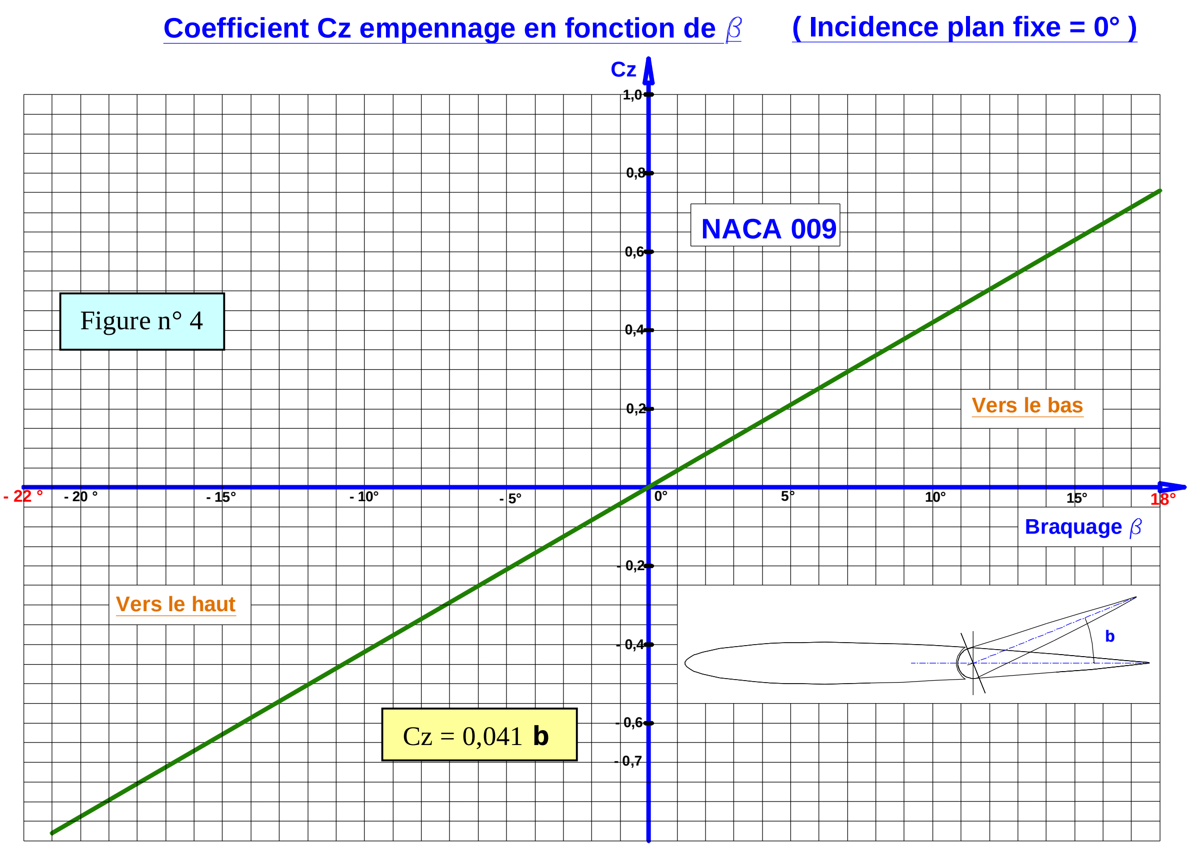
D'où $V = \dfrac{284{,}4}{2{,}03\sqrt{b}} = \dfrac{140}{\sqrt{b}}$

Traçons la courbe $\boxed{V = \dfrac{140}{\sqrt{b}}}$ avec V en m/s ou $\boxed{V = \dfrac{504}{\sqrt{b}}}$ avec V en km/h (Voir figure n°3)



Remarque : Sachant que le calage du plan fixe de l'Orion est de 0° (i = 0°), nous pouvons tracer la courbe (droite) donnant la valeur du coefficient de portance Cz de l'empennage en fonction du braquage **b** de la gouverne de profondeur (figure n° 4).

$$\boxed{Cz = 0{,}041 \cdot b}$$

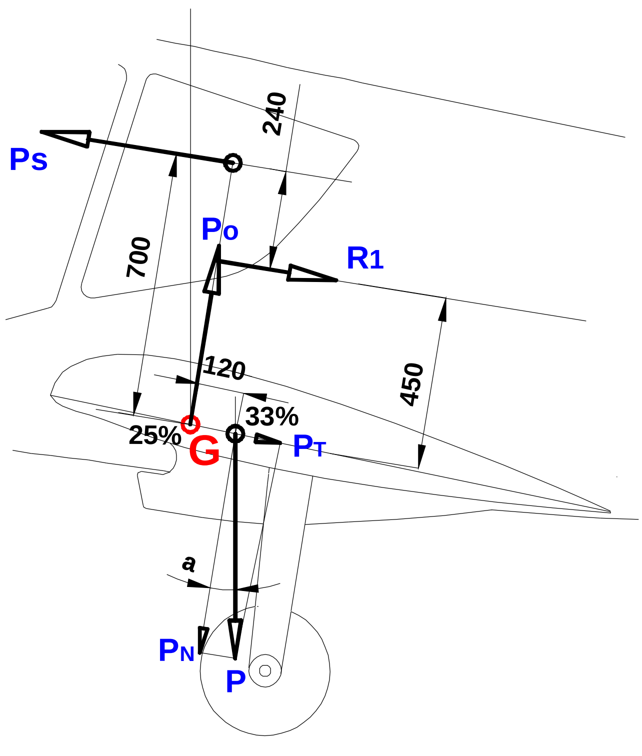


3) Etude de la phase après rotation : Tout de suite après la rotation et dès que les roues quittent le sol, l'avion a une forte tendance à cabrer, si l'on ne remet pas immédiatement la profondeur au neutre.

Ensuite, l'avion prend une pente de montée **a** estimée à 5°, soit cos **a** = 0,996 et sin **a** = 0,087

En considérant les figures n° 5 et 6, les nouvelles forces en présence seront :

Figure n° 5



a) Le Poids **P** = 985 kg qui, du fait de l'inclinaison de l'avion se décomposera en :

- Une force P_N = Pcos α perpendiculaire à la trajectoire de l'avion.

Soit $\mathbf{P_N = 981}$ **kg**

- Une force P_T = P sin α, parallèle à la trajectoire mais dirigée vers l'arrière.

Soit $\mathbf{P_T = 86}$ **kg**

b) La portance **Po** perpendiculaire à la trajectoire et qui équilibre la composante P_N du poids.

Soit **Po = 981 kg**

c) La traînée $\mathbf{R_1}$ conséquence de la portance Po et dirigée vers l'arrière. La traînée est donnée par la formule :

$R_1 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$ Le coefficient Cx comprend une partie aérodynamique (Cxo) et une deuxième partie liée à la traînée induite.

$$Cx = Cxo + \frac{1}{\pi A e} Cz^2 \qquad \begin{cases} A = \text{allongement} = 6{,}6 \\ e = \text{coefficient d'Oswald } \# \ 0{,}80 \end{cases}$$

Nous avons vu que Cxo = 0,1, nous allons calculer Cz sachant que :

$$Cz = \frac{P}{1/2\ \rho\ S\ V^2}$$

avec P = mg = 985 x 9,81 = 9663 N

V = 125 km/h = 34,7 m/s

S = Surface de l'aile = 12,30 m²

$$Cz = \frac{9663}{9071} = 1{,}065$$

$$\text{D'où } Cx = 0{,}1 + \frac{1}{\pi \cdot 6{,}6 \cdot 0{,}8} 1{,}065^2 = 0{,}1 + 0{,}068 \qquad \mathbf{Cx = 0{,}168}$$

Et il vient : R_1 = 0,5 x 1,225 x 34,7² x 2,92 x 0,168 = 361,8 N = 36,2 kg

$$\boxed{\mathbf{R_1 = 36\ kg}}$$

d) Enfin, la Poussée **Ps** considéré au paragraphe 1et qui vaut 210 kg.

Nous pouvons écrire la somme des moments autour de G avec leurs signes respectifs :

$$Ps \cdot 0{,}7 - R_1 \cdot 0{,}45 - P_N \cdot 0{,}12 - L \cdot 3{,}15 = 0$$

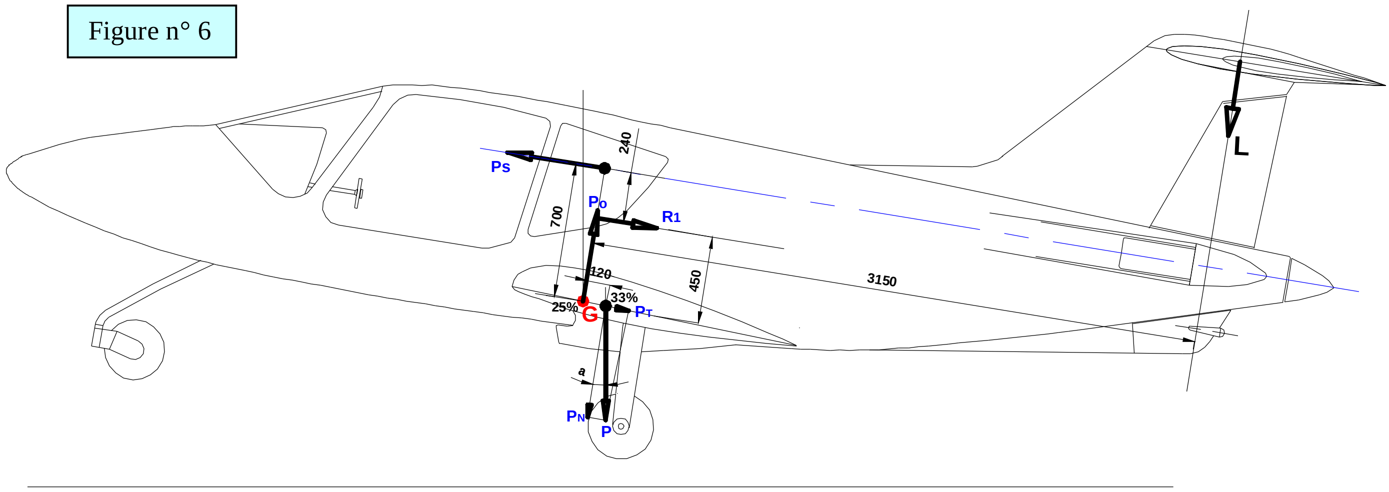
$$210 \cdot 0{,}7 - (36 \cdot 0{,}45 + 981 \cdot 0{,}12) - L \cdot 3{,}15 = 0 \quad \text{D' où } L = \frac{13{,}1}{3{,}15} = 4{,}2 \text{ kg}$$

Donc après la rotation, l'effort sur l'empennage nécessaire pour maintenir une pente de montée de 5 % n'est plus que de 4,2 kg, ce qui signifie pour le débattement vers le haut ,de la gouverne un angle $\beta_{4,2}$ négatif, que nous allons calculer.

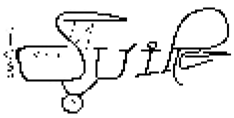
Calcul de $\beta_{4,2}$: Nous utilisons la formule : L = ½ ρ V²S Cz avec Cz comme inconnue. Les données sont : L = 4,2 kg = 42 N , V = 125 km/h = 34,7 m/s , et S =3,18 m².

$$Cz = \frac{42}{0{,}5 \cdot 1{,}225 \cdot 34{,}7^2 \cdot 3{,}18} = 0{,}018 \qquad Cz = 0{,}018$$

Figure n° 6



En revenant à la figure n° 4, et à la formule Cz = 0,041 **b**, nous voyons que pour obtenir un Cz de - 0,018 (déportance), il faut donner à **b** un angle vers le haut (à cabrer) de - 0,4°, soit quasiment un débattement nul.



M. Suire