

## CIRCUIT REFROIDISSEMENT MOTEUR

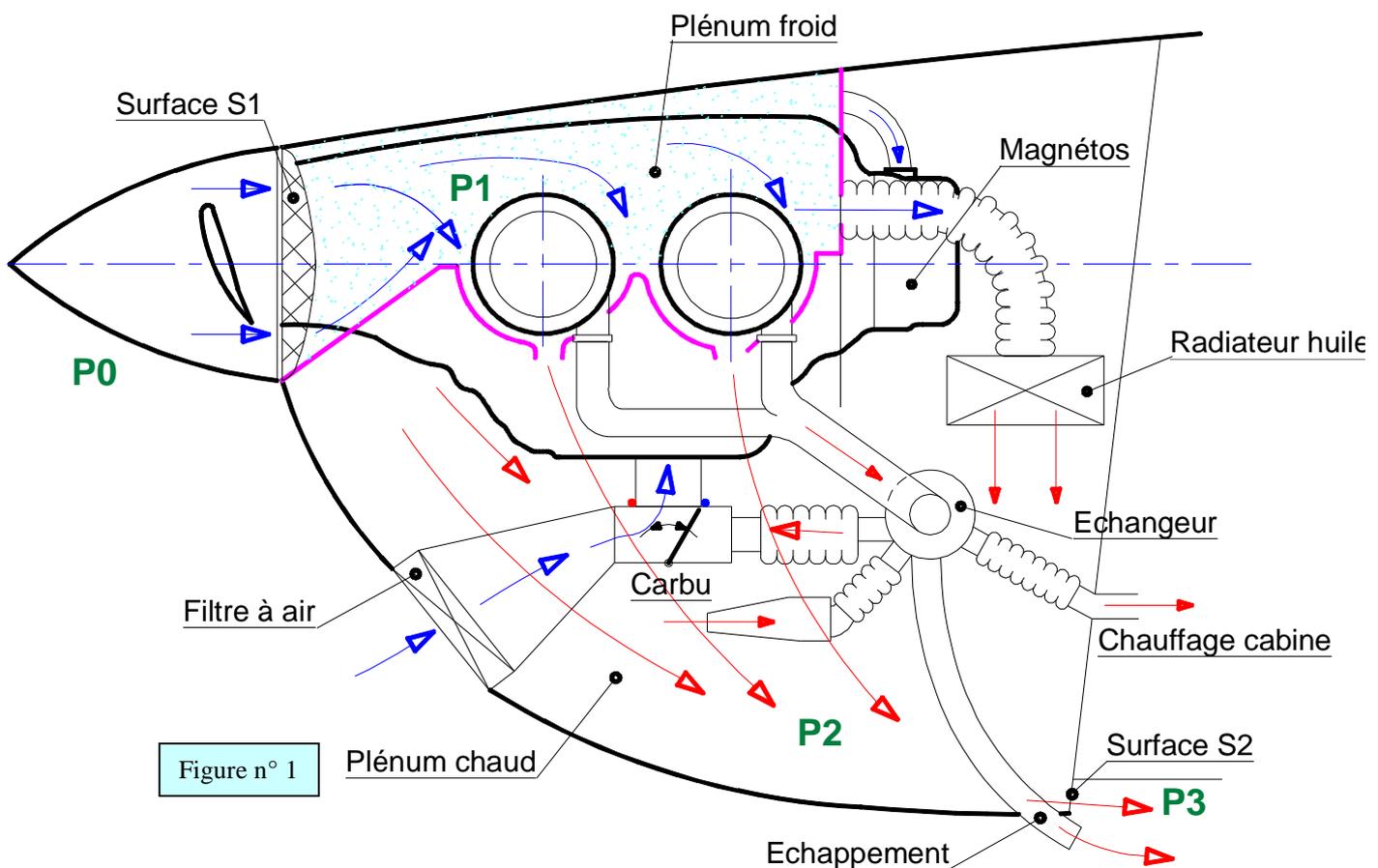
1 ) **Introduction** : Compte tenu des températures très élevées mises en œuvre lors de l'explosion ( 2000° C à l'explosion et 450° C à l'échappement ), si les cylindres du moteur n'étaient pas refroidis, ils vireraient rapidement au rouge. D'où la nécessité impérieuse de refroidir les cylindres.

Les moteurs à explosion sont refroidis soit par un liquide de refroidissement ( de l'eau glycolée ) solution généralement retenue en automobile, soit par l'air ambiant, comme utilisé traditionnellement en aviation légère.

Rappelons que sur 100 calories produites par la combustion du mélange air + essence, 22 doivent être évacuées par le refroidissement

2 ) **Refroidissement par air** : L'efficacité du refroidissement à air est liée à la surface des parties chaudes en contact avec l'air. C'est pourquoi les cylindres comportent de ailettes rapprochées qui créent des surfaces importantes.

Pour évacuer les calories on doit faire circuler un courant d'air frais conséquent, prélevé à l'avant de l'avion et évacué à l'arrière du moteur comme indiqué sur la figure n° 1



L'air frais refroidit non seulement les cylindres, mais également l'huile, grâce au radiateur; les magnétos, et la batterie. L'air chaud sert aussi à réchauffer le carburateur et la cabine passagers.

Le fabricant du moteur impose un débit minimal d'air de refroidissement, ainsi qu'une chute de pression entre l'entrée et la sortie de l'air.

Le tableau suivant montre les exigences de Lycoming pour les moteurs O320 et O360 au niveau de la mer et en atmosphère standard.

TYPE de MOTEUR	Débit d'air ( m <sup>3</sup> /s )	Chute de pression préconisée par Lycoming		
		14 mb	140 mm CE	5''1/2 CE
O 320	1,18	14 mb	140 mm CE	5''1/2 CE
O 360	1,27	16 mb	160 mm CE	6''1/2 CE

Du fait de l'échauffement du courant d'air frais, celui-ci se dilate .Nous allons voir comment évoluent les caractéristiques de l'air de refroidissement dans les différentes zones entre l'entrée et la sortie.

La conception du circuit de refroidissement est très importante car la traînée générée par celui-ci est d'environ 10% de la traînée totale de l'avion.

Pour concrétiser le phénomène, nous allons prendre un exemple dans des conditions extrêmes , soit en pente de montée un jour d'été sous forte température:

Vitesse de montée :  $V_0 = 130 \text{ km/h ( 36 m/s )}$

Température extérieure :  $T_0 = 38^\circ \text{ C}$

Pression atmosphérique :  $P_0 = 1006 \text{ mb}$

2-1 ) Zone amont  $P_0$  : Le flux d'air arrive avec une vitesse  $V_0$  égale à la vitesse de l'avion, à la température  $T_0$  extérieure. et à la pression  $P_0$  .

. Nous supposons le débit constant (  $Q = 1,27 \text{ m}^3/\text{s}$  ) tout au long du circuit de refroidissement .

2-2 ) Zone plénum froid  $P_1$  : Dans cette zone la vitesse du courant d'air  $V_1$  diminue d'environ la moitié (18m/s ), la température est sensiblement la même  $T_0$ . La pression totale  $P_1$  augmente légèrement.

2-3 ) Zone plénum chaud  $P_2$  : Après passage à travers les ailettes des cylindres la vitesse, après avoir augmenté à environ 80 m/s, est tombée à quelques 5 m/s. La température a monté vers les 100°C, et la pression  $P_2$  est retombée à environ 982 mb.

2-4 ) Zone de sortie  $P_3$  : Le courant d'air est aspiré par le flux d'air extérieur, et la vitesse augmente en sortie. La température chute légèrement , la pression reste sensiblement la même.

**3 ) Calcul des sections d'entrée  $S_1$  et de sortie  $S_2$**  : Nous allons profiter de l'exemple pour faire le calcul théorique des sections d'entrée et de sortie pour un Lycoming O 360 .

3-1 Section d'entrée : Les données nécessaires au calcul sont :

- Vitesse  $V_0 = 36 \text{ m/s}$
- Température extérieure max.  $T_0 = 38^\circ \text{ C}$ .
- Débit d'air de refroidissement  $Q = 1,27 \text{ m}^3/\text{s}$  prescrit par le constructeur du moteur

- Densité de l'air en conditions standard (niveau mer et 15° C :  $\rho = 0,002378$

- Densité de l'air à 38°C selon courbes :  $\rho' = 0,00221$ .

La formule proposée est :

$$S_1 \text{ ( en cm}^2 \text{ )} = \frac{Q}{V_0 \cdot 0,7} \cdot \frac{r}{r'} \cdot 10^4$$

Cette formule tient compte d'un rendement de l'entrée d'air estimé à 0,7.

$$S_1 = \frac{1,27 \cdot 0,002378 \cdot 10^4}{36 \cdot 0,7 \cdot 0,00221} = 542 \text{ cm}^2 \quad \boxed{S_1 = 542 \text{ cm}^2}$$

On trouve donc une surface d'entrée d'air de **542 cm<sup>2</sup>**. Il appartient ensuite de voir s'il est préférable de créer 2 entrées d'air de section moitié disposées de chaque côté de l'hélice pour bénéficier de sa pression dynamique ou une seule plus importante avec la totalité de la section.

Il faut se rappeler que la pression dynamique au centre de l'hélice est très faible, d'où la présence de cône d'hélice qui éloigne les filets d'air dans une zone où l'hélice travaille mieux à plus forte pression.

Les entrées d'air seront situées au delà d'un cercle de rayon égal au rayon du cône d'hélice + 3 cm environ. Voir figure n° 2

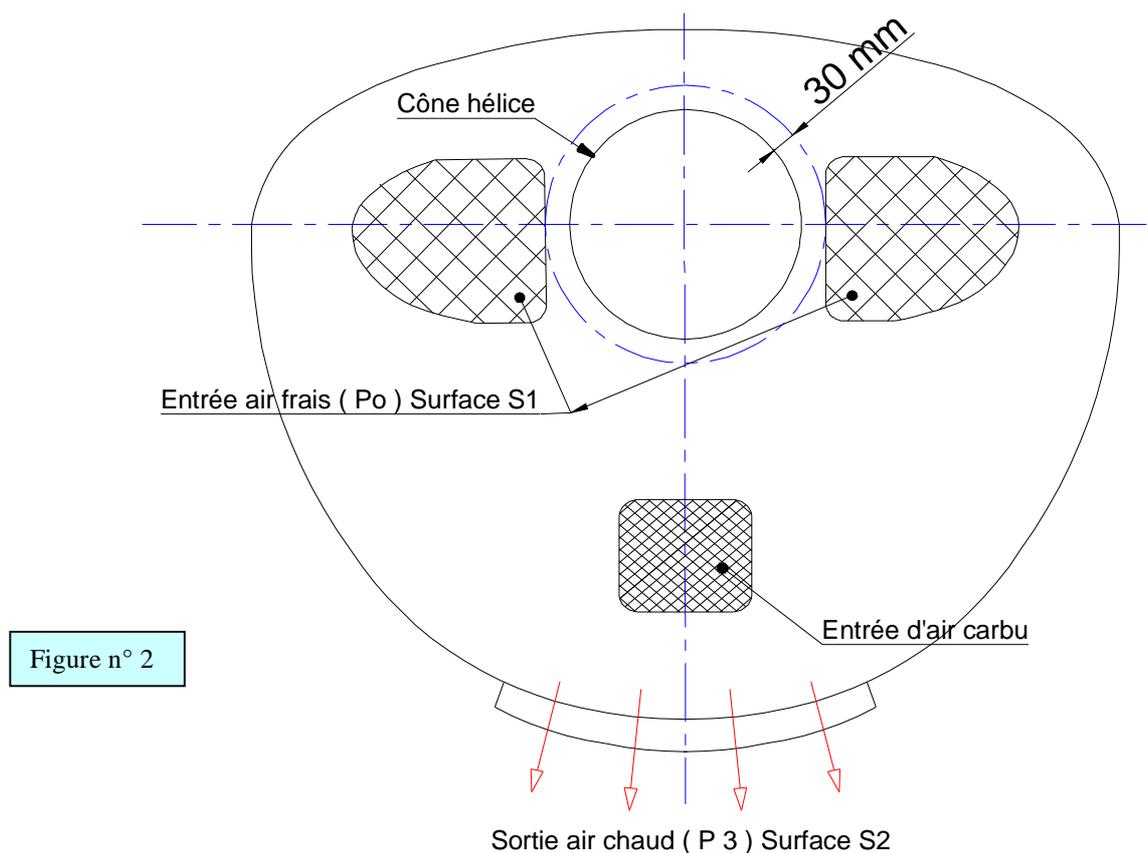


Figure n° 2

Théoriquement pour bénéficier pleinement de la pression dynamique il faudrait se situer en dehors d'un cercle de diamètre  $d/4$ ,  $d$  étant le diamètre de l'hélice soit environ 0 m 45 de diamètre. En réalité, et compte tenu de la distance entre les cylindres en vue de face, cette valeur est prohibitive et l'on trouve couramment des cône d'environ 300mm de diamètre.

On aura donc intérêt à écarter le plus possible les entrées d'air, pour profiter du surcroît de pression dynamique dû à l'hélice, surtout lors de la montée.

**Nota :** 1) Il existe une formule permettant de dégrossir la section d'entrée d'air en fonction de la puissance du moteur :

$$S_1 \text{ ( en cm}^2 \text{ )} = 2,89 \times \text{Pce moteur ( en Ch. )}$$

Cette formule approximative est due à Tony Bingelis ( dans notre exemple elle donnerait 520 cm<sup>2</sup> ).

2 ) Une autre formule approximative due à John Thorp permet de calculer le débit d'air nécessaire par cheval pour refroidir un moteur :

$$Q_1 = 9,439 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3 / \text{s. / Ch.}$$

Cette formule est un peu optimiste car elle donne Q<sub>1</sub> = 1,7 m<sup>3</sup> /s. au lieu de 1,27 m<sup>3</sup>/s préconisé par Lycoming dans notre cas.

3-2 ) Surface de sortie d'air : L'air entrant à une température maxi de 38°C va se réchauffer d'environ 50°C en traversant le moteur et les accessoires.

A débit constant ,et du fait de l'augmentation de la température donc du volume, la vitesse de l'air va augmenter .

Nous allons calculer le rapport des sections entrée/ sortie en utilisant l'équation des gaz parfaits :

$$\frac{P_1 \cdot V_1}{T_1} = \frac{P_2 \cdot V_2}{T_2}$$

Les températures T<sub>1</sub> et T<sub>2</sub> entrée / sortie sont exprimées en d° kelvin soit en reprenant l'exemple précédent :

$$T_1 = 273 + 38^\circ\text{C} = 311^\circ \text{K}$$

$$T_2 = 273 + 38^\circ\text{C} + 50^\circ \text{C} = 361^\circ \text{K}$$

Les débits d'air étant constants, entre entrée et sortie , les sections de passage seront dans le même rapport que les volumes d'air :

$$\frac{S_2}{S_1} = \frac{V_2}{V_1} = \frac{P_1 \cdot T_2}{P_2 \cdot T_1}$$

Prenons dans l'exemple P<sub>1</sub> = 1006 mbar en entrée et P<sub>2</sub> = 982 mbar en sortie, soit une différence de 24 mbar ( ou 245 mm CE ) ( 1 mbar = 10, 197 mm CE ).

$$\text{Il vient alors : } \frac{S_2}{S_1} = \frac{1006 \times 361}{982 \times 311} = 1,189 \text{ en arrondissant :}$$

$$\frac{S_2}{S_1} = 1,2$$

En poursuivant l'exemple avec une section d'entrée de 542 cm<sup>2</sup> , la section de sortie sera alors de **650** cm<sup>2</sup>.

$$\underline{\underline{S_2 = 650 \text{ cm}^2}}$$

Les pertes de pression internes à l'intérieur du circuit de refroidissement peuvent se répartir de la façon suivante pour un O 320 :

Entrées d'air :.....	32 mm CE	( zone P0 )
Déflexion vers le bas :.....	18 mm CE	( zone P1 )
Traversée des cylindres.....	78 mm CE	( zone P2 )
Sorties .....	12 mm CE	( zone P3 )

-----  
Total :..140 mm CE

#### 4 ) : Points importants à surveiller :

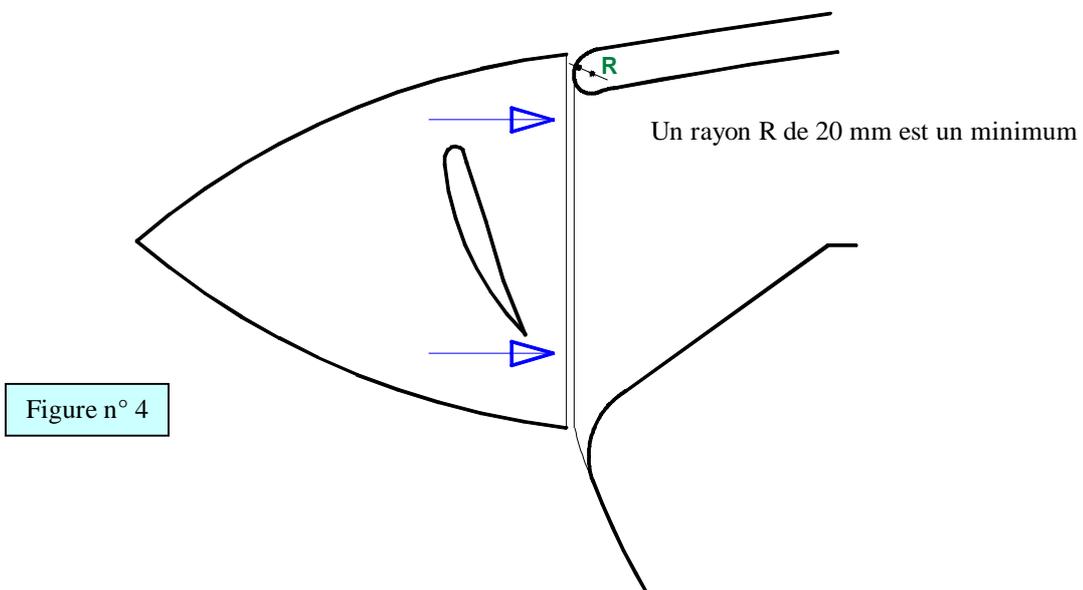
4-1 ) Veiller à avoir un écartement maxi des entrées d'air pour bénéficier d'une bonne pression dynamique de l'hélice à l'avant. Un bon compromis consiste à dessiner 2 entrées rectangulaires horizontales à angles arrondis ce qui permet d'alimenter les cylindres régulièrement sur toute leur hauteur.( voir figure n° 2 )

La figure n° 3, montre l'évolution des entrées d'air sur les DR400, consistant à écarter les entrées d'air du cône de l'hélice

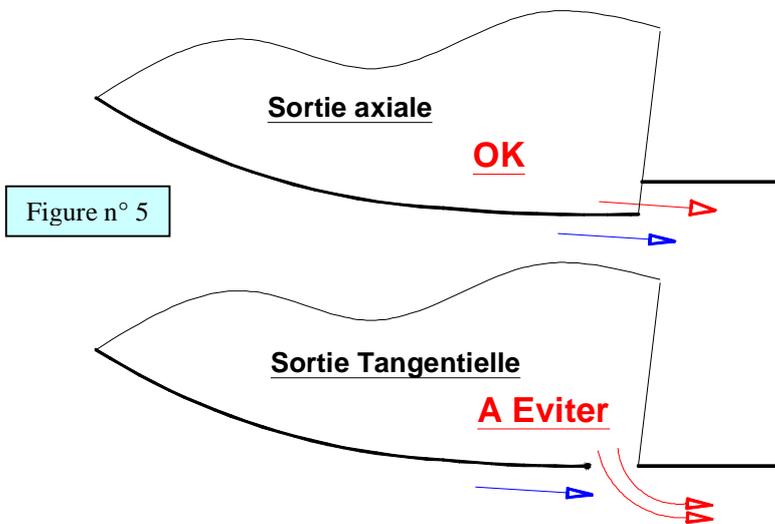


4-2 ) Utiliser un cône d'hélice de diamètre > 300mm.

4-3 ) Prévoir un rayon R d'entrée important pour éviter les décollements vers le haut.( voir figure n° 4 )



4-4 ) Réaliser une sortie d'air chaud vers l'arrière perpendiculaire au flux d'air du fuselage et non pas tangentielle , pour utiliser la dépression au maximum.( figure n° 5 )



4-5 ) Essayer d'utiliser au maximum des capotages métalliques (AG3 ou AU4G ) pour profiter de la bonne conductibilité thermique du métal et de l'évacuation des calories.

4-6 ) Assurer une étanchéité parfaite entre les compartiments et les capotages à l'intérieur du moteur, la différence de pression entre entrée et sortie étant faible on ne peut se permettre la moindre fuite.

**5 ) Contrôle des chutes de pression** : Nous avons vu au paragraphe 2 que la chute de pression devait être de 140 mm CE, (dans le cas du O 320.) Il existe un moyen de vérifier la chute de pression entre les zones P0 et P3, en utilisant soit un manomètre à eau, soit un anémomètre du type Badin.

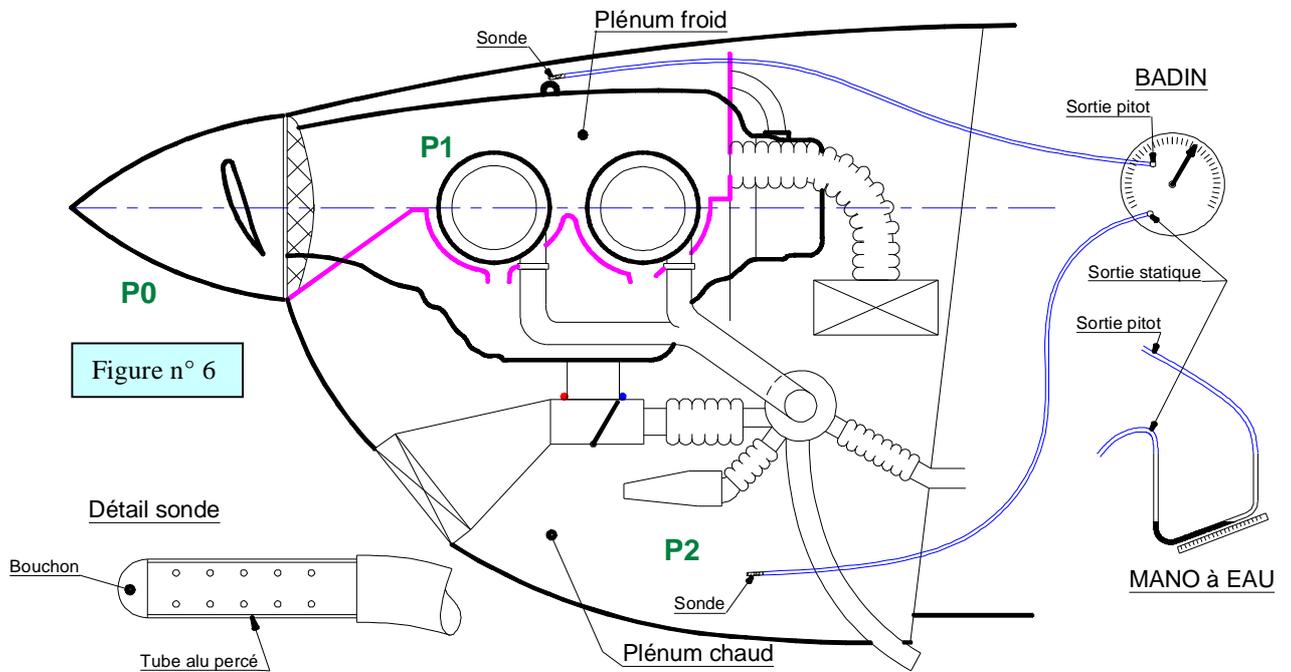
5-1 ) Instrumentation : Le manomètre à eau , qui peut-être un tube en U ou à tube incliné pour améliorer la précision, n'est pas d'un emploi facile en vol, même aidé par une seconde personne. L'anémomètre type Badin sera plus facile à lire .

La mesure s'effectuera à l'aide de 2 tubes souples en PVC transparent d'environ 5 mm de diamètre, qui seront reliés à 2 embouts perforés, l'un situé dans le plénum supérieur ( il pourra être fixé à la boucle de levage du moteur ) , et l'autre dans le plénum inférieur près de la sortie de l'air chaud. ( voir figure n° 6 ).

Les embouts ( sondes ) pourront être réalisés en tube aluminium d'environ 40 mm de long , bouché à l'une des extrémités, et perforé sur 20 mm de petits trous de 1,5 mm tout autour du tube.

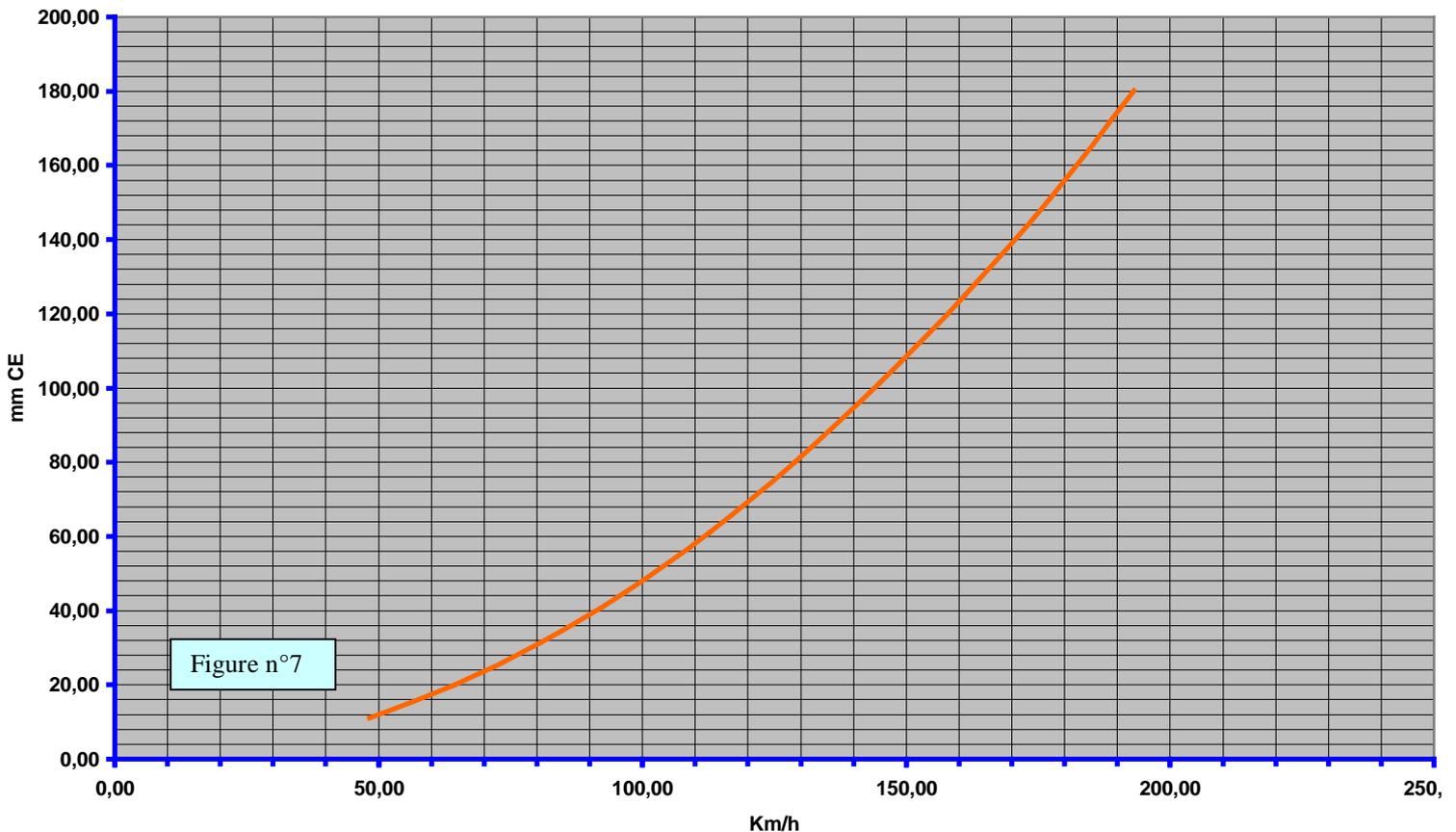
5-2 Essais : Les essais seront conduits en phase de montée initiale, là où le moteur refroidi le moins, et aussi en phase de croisière.

Si l'on enregistre moins de 70 mm de CE en montée, il y aura lieu de vérifier le circuit de refroidissement ( étanchéité des capots, dessin du circuit,... )



Grâce à la courbe d'équivalence ( figure n° 7) on pourra convertir les indications en km/h ( ou en kts ) de l'anémomètre badin, en mm CE ( ou en mb, en divisant par 10 ).

### CONVERSION Km/h > mm CE



- Bibliographie :
- JP Vaunois : L'Aérodynamique de l'avion subsonique expliquée aux oiseaux.
  - Jimmy Tubbs : Engine cooling problems.
  - Notice Technique Lycoming :
    - Cooling Air Requirements
    - Specifications n°2283 B for engine 03 20 D2A

[michel.suire2@wanadoo.fr](mailto:michel.suire2@wanadoo.fr)

