NOTICE TECHNIQUE	N° : 086	Date : 02/06/2020	Révisée le :

INCIDENCEMETRE (LRI) ~ Théorie

1)Etude théorique: Retour sur l'incidencemètre pneumatique (Notice Technique n° 042) pour examiner les bases théoriques.

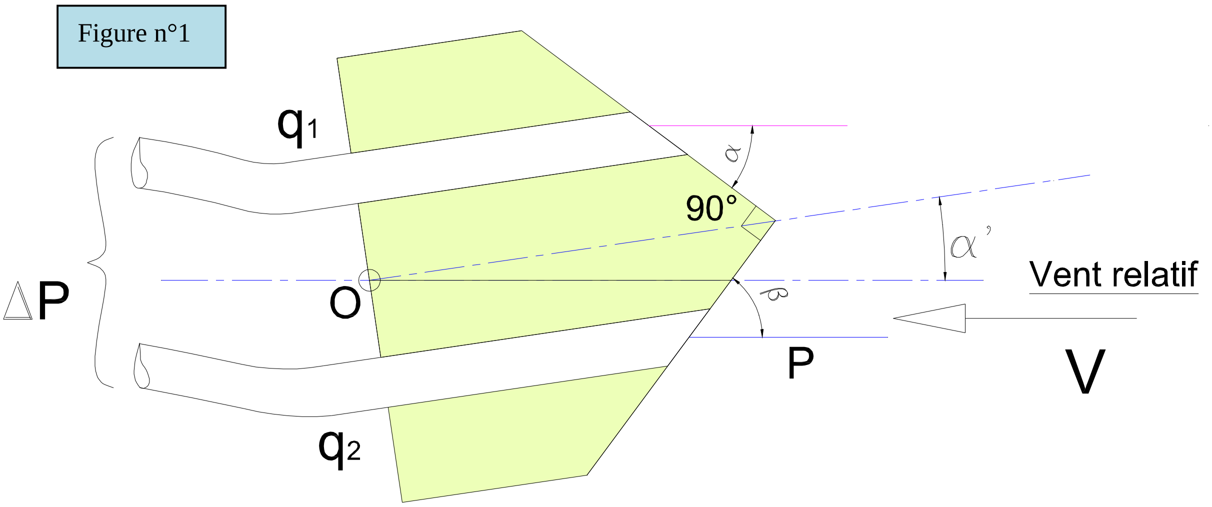
Nous avons vu dans cette précédente Notice que l'Indicateur de Réserve de Portance ou LRI (Lift,Reserve Indicator) n'indiquait une valeur exacte de l'incidence **a ,** que pour une valeur donnée de la vitesse.

Cette restriction n'est pas très gênante dans la mesure où l'on utilise cet indicateur lors d'une phase d'approche à l'atterrissage et avec une vitesse contrôlée. Les variations d'indication seront donc des variations d'incidence.

La figure n°1 montre la sonde du LRI, dans laquelle nous avons par construction l'angle des 2 faces à 90°.

L'angle **a '** d'incidence de la sonde est compris entre l'axe de la sonde et le vent relatif

Figure n°1



Le concept fondamental derrière le LRI est que chacune des 2 entrées de pression sur le capteur, mesure la pression dynamique (q) du vent relatif.

On aura alors q_1= q sin **a** et q_2 = q sin **b** et **b** = **p**/2 - **a**

A partir de cette hypothèse, l'inventeur du LRI établit que la pression différentielle **D**P (réserve de portance) peut-être évaluée par la relation :

DP = q_2- q_1= q (cos **a** – sin **a**)

avec q = pression dynamique = ½ **r** V²

d'où :

$$\boxed{\mathbf{D}P = ½\ \mathbf{r}\ V^2(\cos \mathbf{a} - \sin \mathbf{a})}$$

avec **D**P en Pascal
V en m/s
a en degré
r = 1,225 kg/m3

On trace la courbe de cette fonction qui est sensiblement une droite, pour les valeurs de α' entre – 20° et + 20°. soit α compris entre 65° et 25°. On prendra V= 30 km/h soit 8,33m/s. (figure n°2)

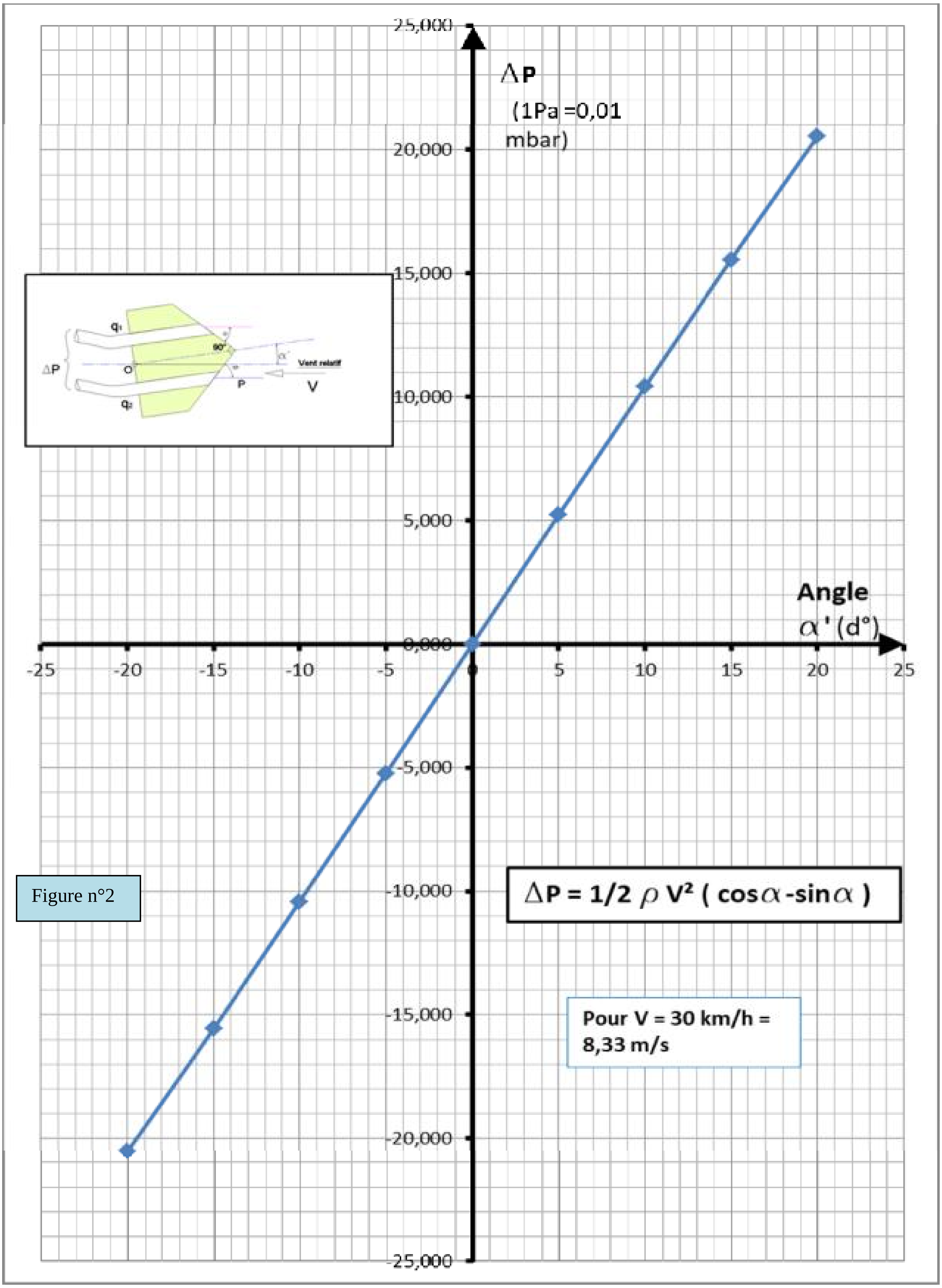
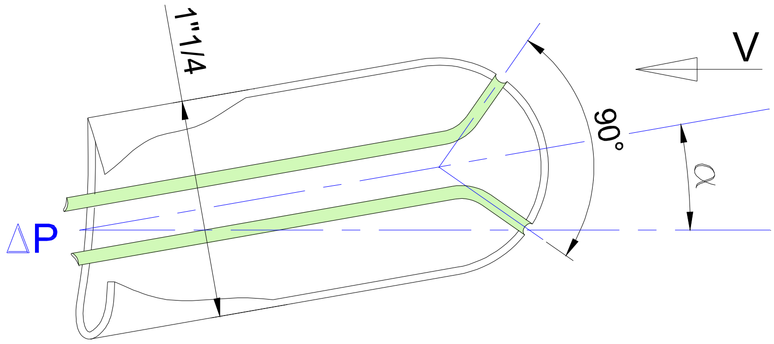


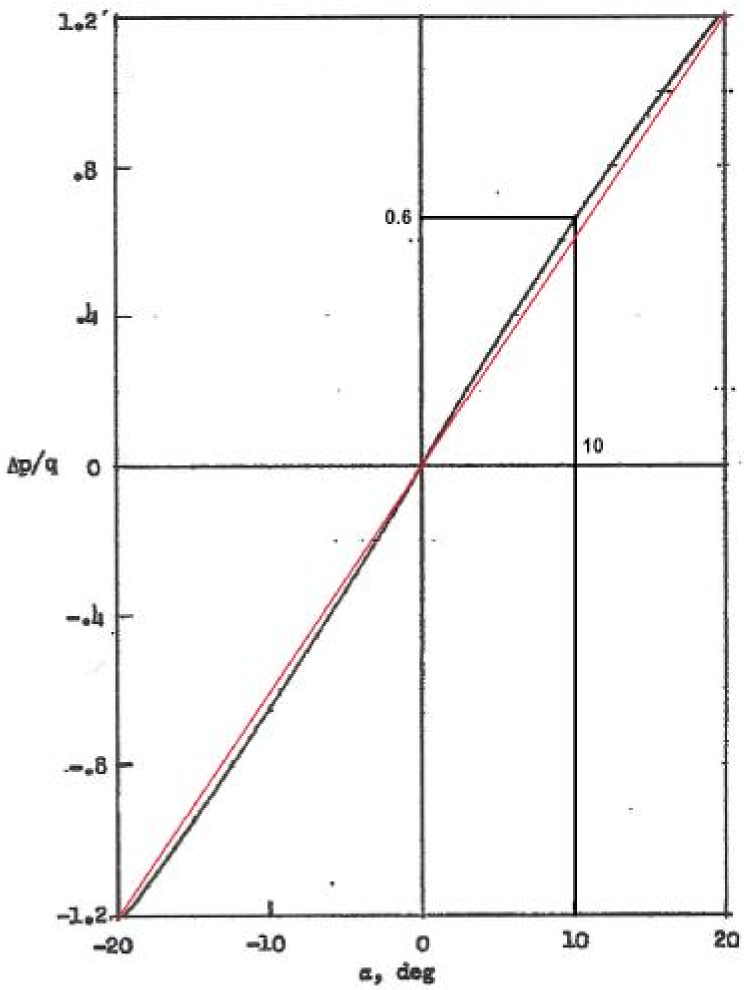
Figure n°2

2) <u>Autre calcul</u> : En consultant la Note Technique n°4351 de la NASA, intitulée :" Summary of methods of measuring angle of attack of aircraft" à la page 18, on considère un résultat d'essai mesurant la pression différentielle sur une sonde avec une extrémité hémisphérique: (voir figure n°3)

Figure n°3



Les relevés de points donnent une ligne sensiblement droite également, donnant la valeur de **D**P/q en fonction de l'angle **a.** (figure n°4)



(b) Calibration.

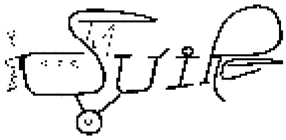
Figure 3.- Variation of Δp/q with α of a differential pressure sensor having a hemispherical nose shape from unpublished British tests. M = 0.11; β = 0°.

La pente de la droite est de 0,06, et son équation sera : **D**P= 0,06q.**a** =0,038 V² **a** avec **r** =1,225 kg/m3 si l'on prend V= M 0,11 soit 116,8 km/h = 32,46 m/s, l'équation devient :

$\boxed{\textbf{DP = 40 a}}$ avec **a** en degré

Remarque : l'angle **b** correspond à l'angle de dérapage latéral (**b**=0), et M, le nombre de Mach.

Pour les angles plutôt faibles (compris entre – 20° et +20°) , et pour une vitesse donnée constante, l'utilisation d'une telle sonde est tout à fait apte à afficher la réserve de portance de l'aile et donner une indication (après étalonnage) de l'angle d'incidence d'une aile.



michel.suire2@wanadoo.fr