

Répartition de la pression le long d'un profil d'aile

– Mesure de la pression avec le manomètre de précision

Objectifs expérimentaux

- Mesurer la répartition des pressions le long d'un profil d'aile pour différents angles d'attaque.
- Déterminer la part de la portance qui correspond à la différence de pression statique.
- Relativiser l'explication de la portance par le principe de Bernoulli.
- Développer une distance critique vis-à-vis de certitudes apparemment incontestables.

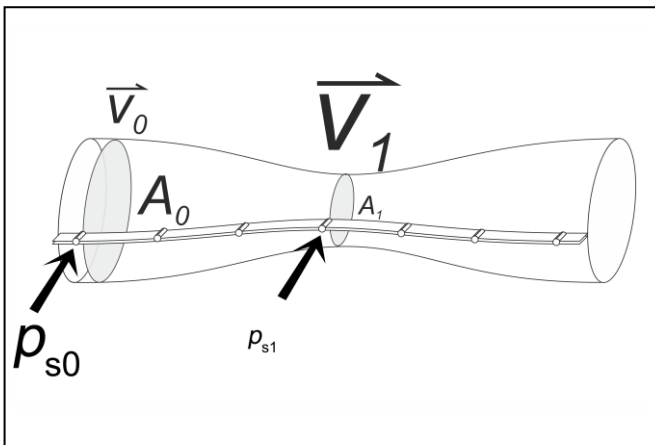
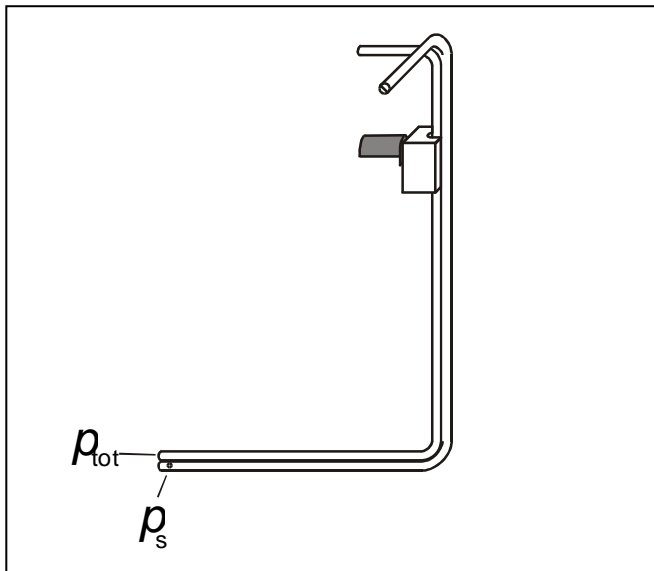


Fig. 1 Principe de Bernoulli : aire A de la section transversale, vitesse d'écoulement v , pression statique p_s . Taille des caractères proportionnelle à la grandeur physique.

Fig. 2 Sonde manométrique de Prandtl pour mesurer la pression statique p_s et la pression totale p_{tot} .



Notions de base

Dans les manuels de physique, on a longtemps attribué la portance aérodynamique des ailes à la chute de pression selon le principe de Bernoulli. Dans cette expérience, on vérifie de manière empirique la part de la portance F qui s'explique par la différence de pression statique Δp_s .

La loi de Bernoulli décrit le rapport entre la pression statique p_s et la vitesse d'écoulement v . Pour un écoulement horizontal sans frottement à travers une conduite fixe entre les points 0 et 1, la formule suivante fournit une bonne approximation :

$$p_{s0} + \frac{\rho}{2} v_0^2 = p_{s1} + \frac{\rho}{2} v_1^2 \quad (I)$$

Masse volumique de l'air : $\rho = 1,2 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

Une explication insuffisante est la suivante : la plus grande distance à parcourir par les filets d'air pour passer au-dessus d'une aile bombée a pour effet de provoquer une différence de pression statique Δp_s qui soulève l'aile.

La portance théorique F_T est ainsi définie à l'appui de la surface et de la pression :

$$F_T = A \cdot \Delta p_s \quad (II)$$

Aire du profil d'aile : A

On détermine indirectement la vitesse d'écoulement v à l'aide d'une sonde manométrique (ou antenne) de Prandtl et d'un manomètre. Orientée dans le sens de l'écoulement, la sonde manométrique de Prandtl mesure la différence de pression entre la pression totale p_{tot} et la pression statique p_s :

$$p_d = p_{tot} - p_s \quad (III)$$

Pression dynamique : p_d

La vitesse d'écoulement v peut ensuite être calculée avec la formule suivante :

$$v = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{tot} - p_s)} \quad (IV)$$

N. B. : cette expérience est très proche du TP P1.8.7.1 consacré à la mesure directe de la portance d'une aile. Les TP P1.8.5.1 et P1.8.7.3 sont eux aussi étroitement liés.

Matériel

1 ventilateur aspirant/refoulant.....	373 041
1 veine d'essais pour l'aérodynamique	373 06
1 sonde manométrique de Prandtl.....	373 13
1 profil d'aile.....	373 70
1 manomètre de précision	373 10
1 tige, 47 cm, 12 mm Ø.....	300 42
2 pieds en V, petits	300 02

En option :

1 CASSY Lab 2.....	524 220
--------------------	---------

Complément nécessaire : 1 PC avec Windows XP ou version plus récente

Consignes de sécurité

Veillez respecter les remarques de sécurité mentionnées dans le mode d'emploi du ventilateur aspirant/refoulant.

Avant d'enlever la grille de protection ou la buse,

- débrancher la prise secteur et
- attendre au moins 30 secondes jusqu'à ce que le ventilateur soit totalement arrêté.

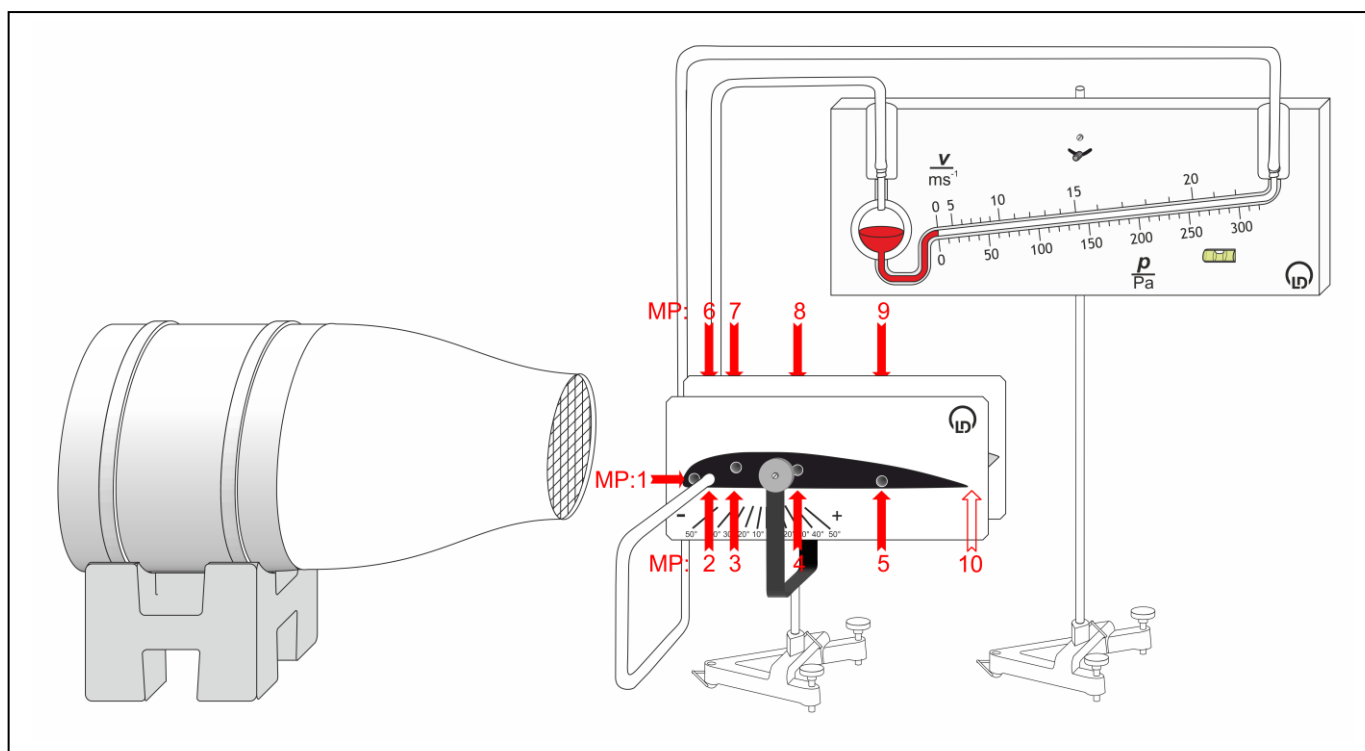
Montage

Installer les appareils ainsi qu'illustré sur la fig. 3. Équiper le ventilateur aspirant/refoulant de la grande buse de 150 mm Ø. Le côté refoulement de la soufflerie doit être tourné vers le profil d'aile. Laisser un espace libre d'env. 1 m devant le côté aspiration et derrière le profil d'aile.

- Positionner le manomètre de précision parfaitement à l'horizontale. Si nécessaire, rajouter du liquide manométrique dans le réservoir.
- Raccorder le tuyau du manomètre de précision au raccord pour surpression (à gauche).
- Enficher l'autre extrémité du tuyau dans l'embout de raccordement pour les points de mesure et relier ce dernier au point de mesure 6 du profil d'aile (cf. fig. 3).
- De la même manière, raccorder le raccord pour dépression (à droite) du manomètre de précision au point de mesure 2 du profil d'aile (cf. fig. 3).
- Fixer le profil d'aile dans le petit pied en V et le centrer à env. 10 cm de la buse puis régler un angle d'attaque $\alpha = +10^\circ$.

N. B. : il est primordial de ne pas intervertir les connexions étant donné que la différence de pression statique Δp_s dans le flux d'air devient en partie négative. Pour toute information supplémentaire, consulter les modes d'emploi 373 13 et 373 10.

Fig. 3 Montage expérimental avec le manomètre de précision



Manipulation

a) Mesure sans CASSY Lab 2

- Régler le ventilateur aspirant/refoulant sur la vitesse minimale (c.-à-d. : potentiomètre en butée gauche). Le mettre ensuite en marche.
- Lentement augmenter la vitesse du ventilateur jusqu'à ce que la vitesse du vent v s'élève à env. 5,6 m/s. Brancher temporairement les tuyaux à la sonde de Prandtl ainsi qu'illustré sur la fig. 4 et régler $\Delta p = 19$ Pa.

N. B. : des informations détaillées sur la détermination de la vitesse d'écoulement v figurent dans le TP P1.8.5.3.

- Ajuster le profil d'aile sur un angle d'attaque $\alpha = +10^\circ$ et le placer devant la buse, à env. 10 cm.
- Pour les points de mesure 1 et 10 (cf. fig. 3), on a la différence de pression statique $\Delta p_s = 0$ Pa.
- Rebrancher les tuyaux aux points de mesure 2 et 6 du profil d'aile (comme sur la fig. 3) et noter la profondeur z du profil :

PM	1	2; 6	3; 7	4; 8	5; 9	10
z	0%	15%	24%	43%	72%	100%

- Relever la différence de pression statique Δp_s aux points de mesure 2 et 6, 3 et 7, ... 5 et 9 sur le manomètre de précision.
- Pour un relevé avec un autre angle d'attaque α , créer une nouvelle colonne et recommencer les étapes précédentes.

b) Mesure avec CASSY Lab 2

- Lancer le logiciel CASSY Lab 2 ou l'installer si cela n'est pas encore fait.
- [Charger les paramètres dans CASSY LAB 2.](#)
- Régler le ventilateur aspirant/refoulant sur la vitesse minimale (c.-à-d. : potentiomètre en butée gauche). Le mettre ensuite en marche.
- Augmenter lentement la vitesse du ventilateur jusqu'à ce que la vitesse du vent v s'élève à env. 5,6 m/s. Brancher temporairement les tuyaux à la sonde de Prandtl ainsi qu'illustré sur la fig. 4 et régler $\Delta p = 19$ Pa.

N. B. : des informations détaillées sur la détermination de la vitesse d'écoulement v figurent dans le TP P1.8.5.3.

- Ajuster le profil d'aile sur un angle d'attaque $\alpha = +10^\circ$ et le placer devant la buse, à env. 10 cm.
- Pour les points de mesure 1 et 10 (cf. fig. 3), on a la différence de pression statique $\Delta p_s = 0$ Pa.
- Rebrancher les tuyaux au profil d'aile. Mesurer la différence de pression statique Δp_s aux points de mesure 2 et 6, 3 et 7, ... 5 et 9 relever les valeurs avec la profondeur du profil z (cf. tableau à gauche) dans le tableau « $p_s(z)$ [manu.] » de CASSY Lab 2.
- Pour un relevé avec un autre angle d'attaque α , cliquer sur le menu déroulant #1 ▾ et sélectionner la prochaine série de mesures. Recommencer les étapes précédentes.




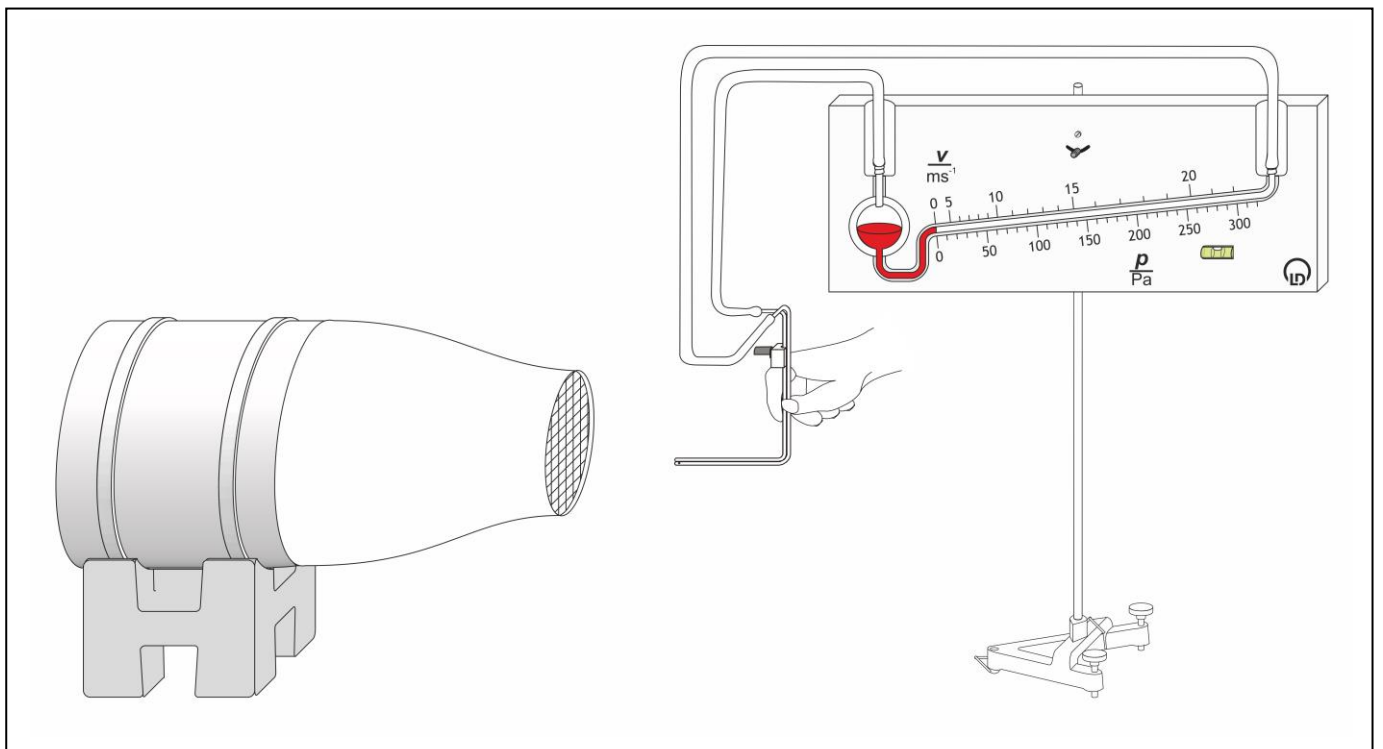
N. B. : pour enregistrer d'autres séries de mesures en plus de celles qui sont préparées, ouvrir « Mesurer » dans la barre de menus puis sélectionner  « Ajouter une nouvelle série ». Sélectionner le tableau « $\Delta p_s(z)$ » et cliquer une fois sur . Ouvrir la fenêtre  « Paramétrages » et marquer « $\Delta p_s(z)$ » dans le sous-menu « Représentations ». Cliquer sur le bouton « Ajouter une nouvelle courbe » puis sélectionner « $\Delta p_s\#6$ » dans le menu déroulant pour l'« axe y ».

Fig. 4 Mesure de la vitesse du vent v avec la sonde manométrique de Prandtl et l'équation (IV)



Exemple de mesure

La profondeur de profil ou corde z correspond aux positions de mesure sur le profil d'aile. Sur le bord d'attaque ($z = 0\%$) et le bord de fuite ($z = 100\%$), la différence de pression Δp_s est égale à 0 Pa.

	$\frac{\alpha}{^\circ}$	20	10	0	-10	-20
PM	z	$\frac{\Delta p_s}{\text{Pa}}$				
1	0 %	0	0	0	0	0
6-2	15 %	27	16	4	-15	-14
7-3	24 %	27	20	12	-1	-4
8-4	43 %	10	7	5	2	-5
9-5	72 %	4	3	2	2	-4
10	100 %	0	0	0	0	0

Tab. 1 Différence de pression statique Δp_s entre dessus (extrados) et dessous (intrados) du profil d'aile pour six profondeurs z différentes et cinq angles d'attaque α .

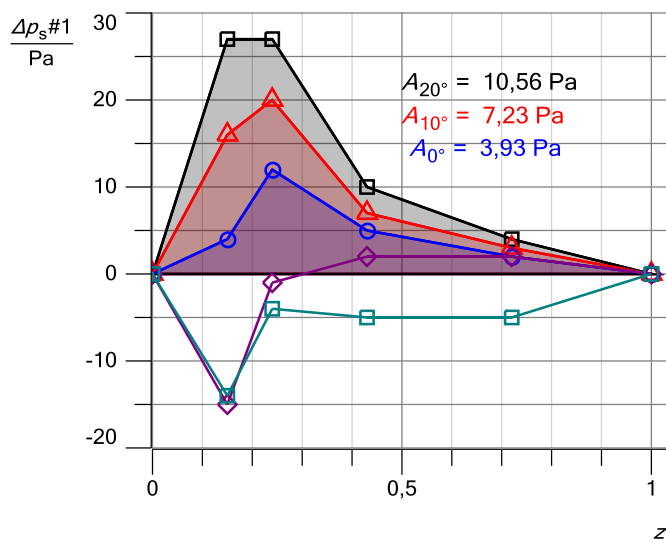


Fig. 5 Différence de pression statique Δp_s en fonction de la profondeur de profil z .

N. B. : la surface sous le graphe de $\Delta p_s(z)$ peut être déterminée automatiquement avec CASSY Lab 2 : faire un clic droit sur un point de mesure dans le graphe $\Delta p_s(z)$, sélectionner « Calcul de l'intégrale » et « Surface vers l'axe x ». Faire un clic gauche, maintenir le bouton enfoncé et faire glisser le curseur sur tous les points de mesure de la série de mesures.

Si tel est que le premier ou le dernier point de mesure est recouvert par d'autres points de mesure, d'abord sélectionner un point de mesure en saillie et faire passer l'intégrale d'un côté, double-cliquer ensuite sur le même point de mesure et faire passer l'intégrale de l'autre côté.

Exploitation et résultats

La surface A sous le graphe de $\Delta p_s(z)$ peut être déterminée automatiquement avec CASSY Lab 2 ou être calculée manuellement. Pour un angle d'attaque $\alpha = +10^\circ$, on a par ex. :

$$A_{10^\circ} = \int_0^{100\%} \Delta p_s(z) dz = 7,23 \text{ Pa} = 7,23 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

En multipliant A_{10° par la largeur b de l'aile et la profondeur z (en mètres, pas en % !) ainsi qu'en considérant l'angle d'attaque $\alpha = +10^\circ$, on obtient la portance théorique F_T :

$$F_T = A_{10^\circ} \cdot b \cdot z \cdot \cos(\alpha)$$

Selon cette théorie – basée sur le principe de Bernoulli – une aile telle que décrite dans le TP P.1.8.7.1 (forme similaire, largeur $b = 0,14 \text{ m}$, profondeur $z = 0,22 \text{ m}$) produit la portance aérodynamique suivante :

$$F_T = 7,23 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \cdot 0,14 \text{ m} \cdot 0,22 \text{ m} \cdot \cos(10^\circ) = 0,2 \text{ N}$$

Pour un angle d'attaque $\alpha = +10^\circ$, la portance réellement mesurée F_M pour l'aile du TP P.1.8.7.1 est pourtant égale à **2,1 N** (cf. tab. 2) :

$$F_M = 2,1 \text{ N}$$

$\frac{v}{\frac{\text{m}^\circ}{\text{s}}}$	5,6							
$\frac{\alpha}{^\circ}$	0	2	4	6	8	10	12	14
$\frac{F_M}{\text{N}}$	0,5	0,7	1,1	1,5	1,7	2,1	2,3	2,5

Tab. 2 Résultats de mesure du TP P.1.8.7.1 : portance aérodynamique mesurée F_M et angle d'attaque α pour une vitesse d'écoulement $v = 5,6 \text{ m/s}$.

La différence de pression statique Δp_s explique seulement env. 10 % de la portance mesurée !

Information supplémentaire

Dans ce contexte, la rencontre des deux flux d'air sur le bord de fuite de l'aile et le plus long trajet de l'air sont souvent considérés, à tort, comme cause possible de la plus faible pression au-dessus de l'aile. Tout au début de l'histoire de l'aviation, l'ingénieur aérodynamicien allemand Alexander Lippisch a toutefois publié des photos de volutes de fumée pulsées qui montrent que les deux flux d'air ne se rejoignent pas.

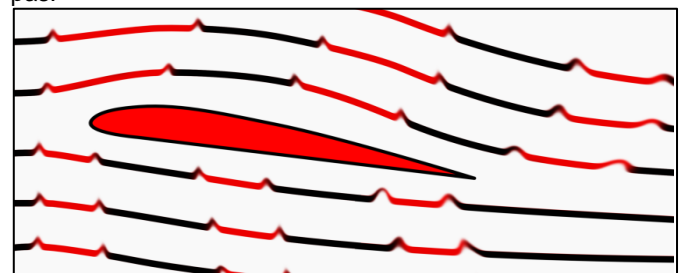


Fig. 6 Vue schématique de volutes de fumée pulsées de part et d'autre du profil d'aile