

# Expérience de flottement et mesures de décrochage dynamique

---

## Résumé

Lorsque l'instabilité de flottement se développe, l'amplitude du mouvement du profil croît jusqu'à ce que s'établisse un cycle limite [21]. Afin d'estimer l'évolution de ce cycle limite en fonction de la vitesse d'écoulement, une expérience de flottement sur un profil de plaque plane à deux degrés de liberté est menée dans la section 2.1. On observe, à l'aide du montage expérimental, que les cycles limites s'établissent à des angles d'attaque ( $\sim 40$  degrés) supérieurs à l'angle de décrochage de la plaque (10 degrés). Afin de connaître la forme des efforts aérodynamiques qui se développent à de telles amplitudes, des mesures d'efforts aérodynamiques en grand déplacement sont menées section 2.2 sur une plaque plane. En effet, ces efforts aérodynamiques sont essentiels dans l'établissement des cycles limites.

## Sommaire

---

<b>2.1</b>	<b>Expérience de flottement</b>	<b>28</b>
2.1.1	Montage expérimental	28
2.1.2	Réponse temporelle et diagramme de bifurcation	30
<b>2.2</b>	<b>Mesures d'efforts aérodynamiques en grand déplacement</b>	<b>31</b>
2.2.1	Dispositif expérimental et méthodologie	32
2.2.2	Résultats	37

---

## 2.1 Expérience de flottement

Afin de caractériser le flottement, des mesures ont été conduites sur un montage expérimental composé d'un profil possédant deux degrés de liberté. Le profil choisi est une plaque plane. Ce choix est motivé par sa relative facilité d'utilisation, et le fait que le comportement aérodynamique de la plaque plane et des profils minces sont similaires [88], ce qui ne nuit ainsi pas à la généralité de l'étude. Ce montage est l'élément clé du travail présenté ici. En effet, c'est grâce à ce dispositif que l'on peut valider notre modèle aéroélastique. En outre, il permet de déterminer la capacité de l'amortisseur hystérétique, consistant en des ressorts en AMF, à contrôler l'instabilité de flottement. Cette étude fait partie du chapitre 5. Le montage expérimental utilisé est celui conçu par Xavier Amandolèse [2], il nous a été prêté afin de le modifier pour réaliser nos mesures. Dans cette section, le dispositif expérimental de flottement à deux degrés de liberté, ainsi que les mesures qui ont été menées, sont présentés.

### 2.1.1 Montage expérimental

Le profil utilisé pour l'expérience de flottement est une plaque plane en acier d'envergure 225 mm, de corde 35 mm et d'épaisseur 1,5 mm, ce qui équivaut à un rapport épaisseur sur corde de 4,3 %. Le dispositif expérimental est schématisé Figure 2.1.

Le profil est maintenu à ses deux extrémités par des tiges insérées dans des roulements à billes (les roulements ne sont pas représentés sur le schéma). Les tiges sont fixées à la mi-corde de la plaque de telle sorte que le centre élastique du profil soit à mi-corde. Les roulements à billes sont positionnés sur des lames de maintien qui ont pour but de soutenir le poids du profil. La raideur du mouvement de pompage est assurée par quatre ressorts de traction et celle du mouvement de tangage par deux ressorts spiraux. Deux barres d'inertie sont fixées aux tiges maintenant le profil. En fixant des poids excentrés du centre élastique sur ces barres, la position du centre de gravité peut être modifiée. Deux flasques (non schématisées sur la Figure 2.1) sont placées aux extrémités de la plaque afin de réduire les effets aérodynamiques tridimensionnels. L'écoulement est assuré par un souffleur placé en amont du montage.

Les amplitudes de déplacement des modes de pompage et de tangage sont mesurées à l'aide de capteurs de déplacement laser Keyence LK-G. Le mouvement de pompage est directement obtenu à l'aide du capteur laser visant une des lames de maintien, celui de droite sur la Figure 2.1. Pour le tangage, son mouvement n'est pas directement accessible. En effet, le capteur laser de gauche sur la Figure 2.1 visant une des barres de rappel, mesure à la fois le mouvement de pompage et de tangage. Ainsi il faut lui retrancher le signal provenant du capteur laser de droite sur la Figure 2.1 pour avoir accès au déplacement du mouvement de tangage. Les deux ressorts de traction inférieurs sont reliés à deux capteurs de force PCB 208-C03 afin de mesurer leur force de rappel. L'acquisition est réalisée à l'aide d'une carte d'acquisition National Instruments.

Pour estimer la masse  $M$  du profil, on se sert de l'expression de la pulsation propre  $\omega_h$  du mode

de pompage pur. En effet, on sait qu'elle est égale à  $\sqrt{k_h/M}$ . Ainsi, si on ajoute une masse  $m_1$  au profil, la pulsation propre  $\omega_{hm}$  du mode de pompage alourdi de  $m_1$  devient égale à  $\sqrt{k_h/(M + m_1)}$ . Puis, en faisant le rapport de ces deux pulsations propres, on obtient l'expression suivante pour la masse du profil,  $M = m_1/(\omega_h^2/\omega_{hm}^2 - 1)$ . Il suffit alors de mesurer  $\omega_h$  et  $\omega_{hm}$  pour connaître  $M$ . Pour cela on procède à des lâchers du mode de pompage en bloquant le mode de tangage. Afin d'avoir une estimation robuste de  $M$ , on mesure  $\omega_{hm}$  pour différentes masses  $m_1$ . Concernant le moment d'inertie en rotation  $I_\alpha$ , la méthodologie utilisée est la même avec cette fois  $I_\alpha = m_1 l_1^2/(\omega_\alpha^2/\omega_{\alpha m}^2 - 1)$ , où  $\omega_{\alpha m}$  est la pulsation du mode de tangage alourdi de la masse  $m_1$  située à la distance  $l_1$  du centre élastique. Pour estimer les raideurs  $k_h$  et  $k_\alpha$  du mode de pompage et de tangage, connaissant  $M$  et  $I_\alpha$ , on peut directement les calculer à l'aide de  $\omega_h$  et de  $\omega_\alpha$ . Pour estimer les amortissements visqueux des modes de pompage et de tangage, on ajuste, par la méthode des moindres carrés, une courbe exponentielle décroissante sur les mesures de lâchers de chaque degré de liberté effectuées pour calculer  $M$  et  $I_\alpha$ . Pour estimer le moment statique, les deux pulsations du système couplé, notées  $\omega_1$  et  $\omega_2$ , sont mesurées et la relation suivante [8] est utilisée,

$$S_\alpha = \sqrt{m I_\alpha \left( 1 - \frac{\omega_h^2 + \omega_\alpha^2}{\omega_1^2 + \omega_2^2} \right)}, \quad (2.1)$$

Les paramètres identifiés sont rassemblés dans le Tableau 2.1.

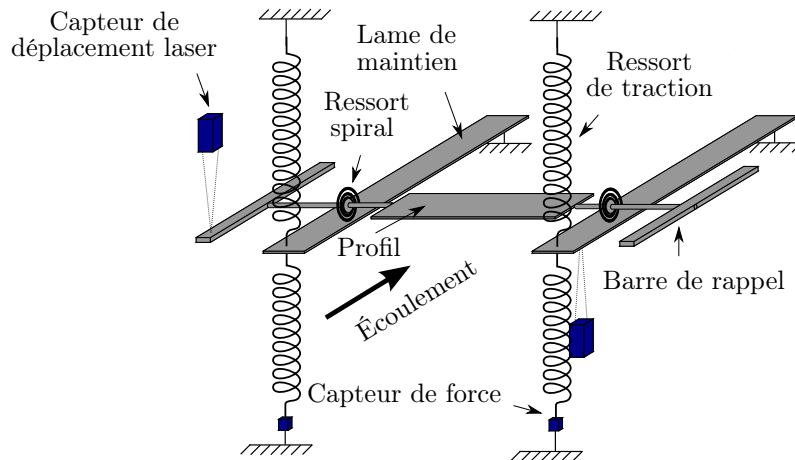


Figure 2.1 – Schéma du dispositif expérimental utilisé pour étudier l'instabilité de flottement.

$M$ [kg]	$I_\alpha$ [kg.m <sup>2</sup> ]	$c_h$ [kg.s <sup>-1</sup> ]	$c_\alpha$ [kg.m <sup>2</sup> .s <sup>-1</sup> ]	$k_h$ [kg.s <sup>-2</sup> ]	$k_\alpha$ [kg.m <sup>2</sup> .s <sup>-2</sup> ]	$S_\alpha$ [kg.m]
0.389	$2.11 \cdot 10^{-4}$	0.126	$1.65 \cdot 10^{-4}$	282.3	0.143	$1 \cdot 10^{-3}$

Tableau 2.1 – Paramètres structurels de l'expérience de flottement.

En utilisant les paramètres du Tableau 2.1, on estime une vitesse de flottement de 5,69 m/s à l'aide du modèle quasi-stationnaire, de 5,99 m/s à l'aide du modèle de Wagner et de 6,02 m/s à l'aide du modèle de Theodorsen. Dans la section 2.1.2, les mesures effectuées sur ce dispositif expérimental sont présentées.

### 2.1.2 Réponse temporelle et diagramme de bifurcation

Le but des mesures présentées ici est d'avoir un cas de référence afin de valider la modélisation qui sera présentée dans le chapitre 3. Tout d'abord, on trace sur la Figure 2.2 l'évolution temporelle du déplacement des modes de pompage et de tangage suite à une perturbation initiale du mode de pompage pour  $U = 5.6$  m/s.

Cette vitesse d'écoulement est la plus faible pour laquelle le régime de flottement est observé. La perturbation initiale est appliquée au système car lorsque la vitesse d'écoulement est proche de la vitesse de flottement le profil ne se met pas en oscillations par lui même car les frottements secs, notamment présents dans les roulements, l'en empêchent.

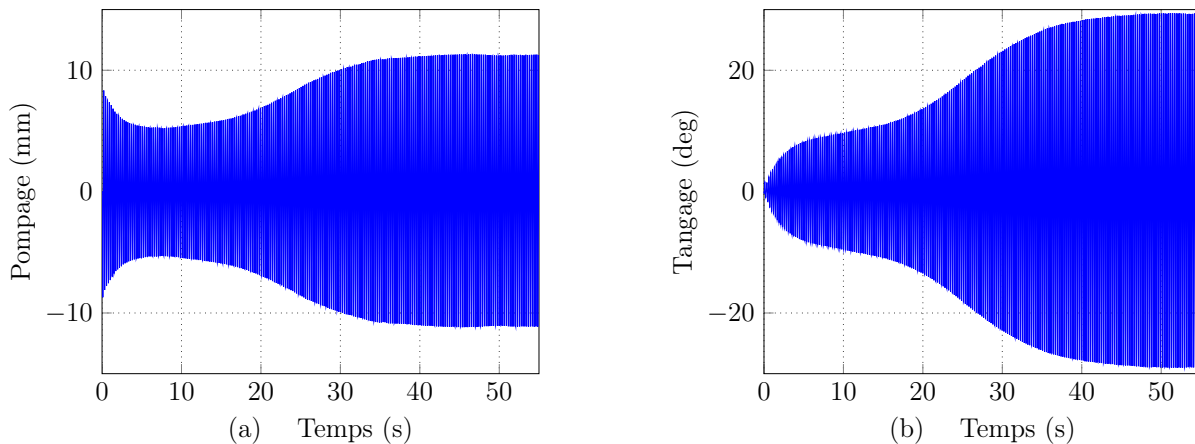


Figure 2.2 – Évolution temporelle du mouvement de pompage (a) et de tangage (b) pour une vitesse d'écoulement de 5.6 m/s.

Dans la section 2.1.1, la vitesse de flottement du montage a été calculée autour de 6 m/s, ce

qui est au-delà de la vitesse présentée sur la Figure 2.2. Si cette différence peut être imputée aux incertitudes de mesure des paramètres du montage, elle peut aussi s'expliquer par la nature de la bifurcation qui est possiblement sous-critique. C'est à dire que les cycles limites engendrés par l'instabilité subsistent en-deçà de la vitesse de flottement. En effet, la présence de branche sous-critique durant des mesures de flottement a été observée dans la littérature [2, 73, 76]. Ainsi il se peut que la perturbation initiale, nécessaire pour que le système se mette en oscillations, l'ait forcé à s'établir sur une probable branche sous-critique. On ne peut alors pas savoir si le système se met sur un cycle limite parce que la vitesse de flottement est dépassée ou parce qu'il existe une branche sous-critique. Pour cette raison, le diagramme de bifurcation du système est mesuré uniquement pour la branche descendante, c'est-à-dire pour des vitesses d'écoulement décroissantes, car cette branche n'est pas influencée par la perturbation initiale.

Pour réaliser le diagramme de bifurcation du système de flottement, on impose une vitesse d'écoulement égale à la vitesse d'écoulement maximale testée (9 m/s), on attend que le système s'établisse sur un cycle limite stable, puis on mesure le déplacement des deux degrés de liberté. Ensuite, la vitesse d'écoulement est diminuée et on attend à nouveau que le mouvement du système se stabilise sur un cycle limite, puis on mesure le déplacement des deux degrés de liberté. Cette opération est répétée jusqu'à ce que l'instabilité de flottement cesse. L'amplitude maximale des cycles limites pour chaque degré de liberté, résultant de cette mesure, est tracée en fonction de la vitesse de l'écoulement sur la Figure 2.3. Les cycles limites s'établissent à des angles d'attaque importants, jusqu'à 42.9 degrés pour 9 m/s. Il faut ainsi estimer les efforts aérodynamiques qui se développent à de telles amplitudes, c'est l'objet de la section suivante.

## 2.2 Mesures d'efforts aérodynamiques en grand déplacement

Les mode de pompage et de tangage possédant des forces de rappel linéaires [2], la non linéarité responsable de l'établissement des cycles limites engendrés par l'instabilité de flottement provient donc des efforts aérodynamiques. Le comportement non linéaire des efforts aérodynamiques apparaît lorsque l'angle d'attaque du profil dépasse son angle de décrochage, ce qui est le cas dans notre expérience de flottement. Ce phénomène non linéaire est appelé décrochage dynamique. Il a été étudié pour la première fois sur des pâles d'hélicoptère par Harris et Pruyne [36] car ces profils sont sujets à des angles d'attaque importants. Le rôle du décrochage dynamique dans l'établissement des cycles limites a été étudié dans la littérature [18, 23, 76]. La description détaillée de ce phénomène fait partie du chapitre 3.

Afin de modéliser le décrochage dynamique, on peut recourir à des simulations numériques directes des équations de la mécanique des fluides, mais cette solution est très coûteuse en temps de calcul et peut s'avérer prohibitive pour une étude aéroélastique où il faut calculer les efforts aérodynamiques sur un grand nombre de périodes d'oscillations. Contrairement à cette approche,

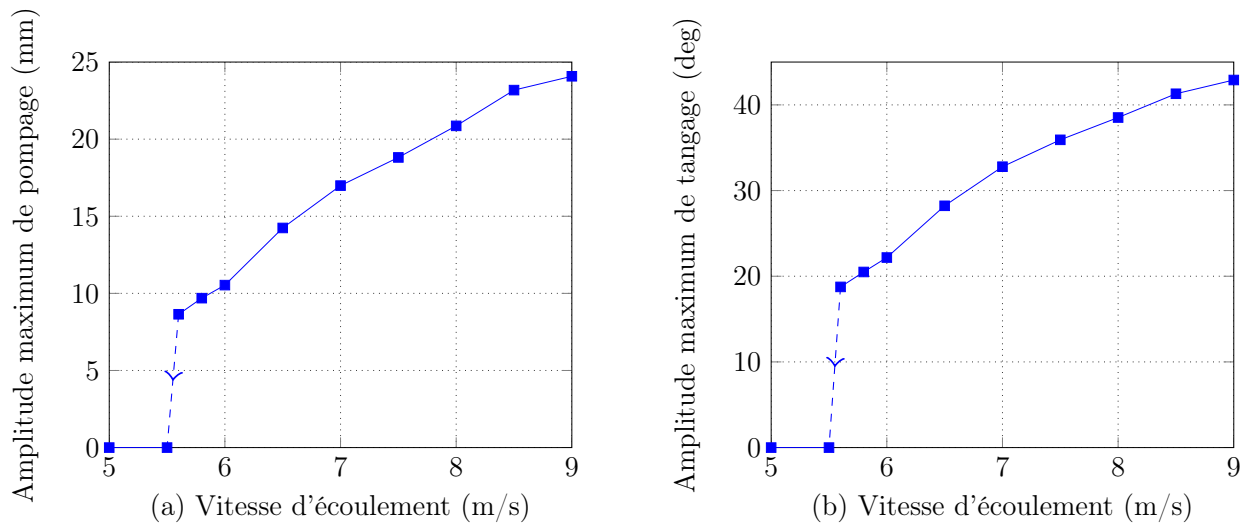


Figure 2.3 – Amplitude maximum du mode de pompage (a) et de tangage (b) en fonction de la vitesse d'écoulement.

une solution souvent utilisée est l'utilisation de modèles semi-empiriques [52, 56, 71], basés sur des mesures expérimentales.

On trouve un certain nombre d'études expérimentales sur le décrochage dynamique dans la littérature [1, 4, 39, 53, 60, 62], mais la plupart d'entre elles sont conduites sur des profils d'aile type NACA0012 et pour des mouvements non symétriques. Pour cette raison, il est nécessaire de constituer une base de données de mesures de décrochage dynamique sur notre profil de plaque plane et pour des mouvements symétriques. Ces mesures vont être utilisées pour identifier les paramètres du modèle de décrochage dynamique et le valider. Pour cela, les mesures ont été effectuées pour une grande gamme de fréquences, d'amplitudes et de vitesses d'écoulement, afin de recouvrir les conditions rencontrées lors de l'expérience de flottement.

Dans cette section, nous présentons ces mesures d'efforts aérodynamiques instationnaires effectuées sur un profil de plaque plane piloté en rotation. Des mesures similaires ont été effectuées par Xavier Amandolèse au LadHyX sur une autre plaque plane. Les résultats des deux campagnes de mesure ainsi qu'une confrontation des résultats obtenus fait l'objet d'un article en cours de soumission pour la revue *Experiments in Fluids*.

### 2.2.1 Dispositif expérimental et méthodologie

Le profil choisi pour l'expérience de flottement étant une plaque plane, les mesures d'efforts aérodynamiques ont été conduites sur une plaque plane rigide en acier et rectangulaire, dont le

bord d'attaque a été biseauté. Son envergure est de 236 mm, sa corde de 70 mm et son épaisseur de 3 mm, ce qui équivaut à un rapport épaisseur sur corde de 4,3 %, identique à celui de la plaque utilisée pour l'expérience de flottement. Les dimensions de la plaque utilisée pour les mesures présentées ici sont différentes de celles de la plaque utilisée dans l'expérience de flottement pour deux raisons. D'une part les efforts aérodynamiques mesurés doivent donner un rapport signal sur bruit satisfaisant, or ces efforts sont proportionnels à la surface de la plaque. Il se trouve que les dimensions du profil utilisé lors de l'expérience de flottement ne donnent pas d'efforts aérodynamiques suffisamment importants. C'est pour résoudre ce problème que la surface de la plaque utilisée pour les mesures d'efforts aérodynamiques est plus importante que celle utilisée pour l'expérience de flottement. D'autre part, étant encastree d'un seul côté et non maintenue à ses deux extrémités comme pour l'expérience de flottement, la plaque est sujette à des déformations non négligeables, une plaque plus épaisse permet de réduire ce phénomène.

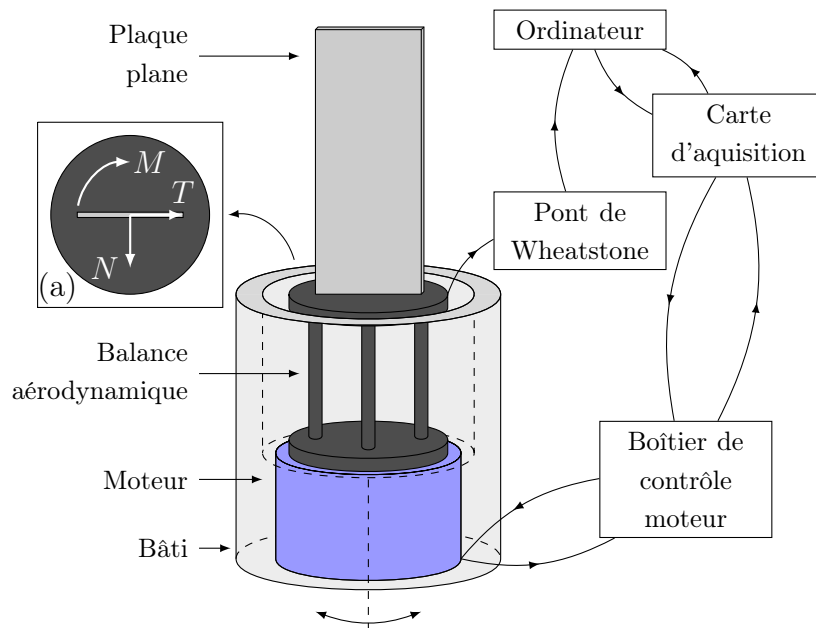


Figure 2.4 – Schéma de la plaque fixée à la balance aérodynamique et au moteur. (a) Vue de dessus de la balance aérodynamique avec le sens de mesure des efforts.

Le dispositif expérimental est représenté schématiquement sur la Figure 2.4. Une des deux extrémités de la plaque est fixée au centre d'une balance aérodynamique, de sorte que le centre de rotation de la plaque est situé à sa mi-corde, tandis que l'autre extrémité est laissée libre. La balance aérodynamique mesure une force tangentielle notée  $T$ , une force normale notée  $N$  et un moment noté  $M$  (voir l'encadré (a) de la Figure 2.4). La balance est pilotée en rotation à

l'aide d'un moteur contrôlé en amplitude et en fréquence, comme schématisé sur la Figure 2.4. Ce montage est installé verticalement dans la veine d'essai d'une soufflerie à retour. Ainsi la balance aérodynamique ne mesure pas le poids de la plaque. La section de la veine d'essai est de largeur et de hauteur 460 mm. Le plus grand angle de rotation mesuré étant 50 degrés, le profil recouvre au maximum 11,7 % de la largeur de la veine. À l'instar de l'expérience de flottement, la plaque est entourée de deux flasques en plexiglas à ses extrémités, afin de réduire les effets aérodynamiques tridimensionnels dus à la recirculation. La flasque inférieure est fixée sur la veine d'essai de la soufflerie et la flasque supérieure au profil. Une photographie du dispositif expérimental complet est donnée sur la Figure 2.5.

L'acquisition et le contrôle du moteur sont réalisés à l'aide d'une carte d'acquisition National Instrument et l'acquisition de la balance aérodynamique à l'aide d'une carte d'acquisition National Instruments intégrant directement un pont de Wheatstone comme schématisé Figure 2.4. La fréquence d'échantillonnage est de 2 kHz. La position de l'aile est acquise avec la boucle de retour du boîtier de contrôle moteur. La précision de cette boucle de retour a été vérifiée à l'aide d'un capteur de déplacement laser. Pour chaque acquisition on impose au profil un mouvement sinusoïdal d'amplitude constante sur une vingtaine de périodes d'oscillation et dans le même temps les efforts aérodynamiques et l'angle d'incidence de la plaque sont mesurés.

Quand la plaque est mise en mouvement par le moteur, deux phénomènes viennent perturber la mesure : la résonance des modes de la plaque et son inertie.

Concernant les modes de la plaque, la fréquence de son premier mode propre a été mesurée à 19 Hz. Ainsi, pour éviter que ce mode ne vienne perturber les mesures de la balance aérodynamique, les mesures ont été filtrées a posteriori à l'aide d'un filtre de Butterworth passe-bas d'ordre 8 et de fréquence de coupure 18 Hz. La fréquence d'excitation maximale de l'aile étant 2 Hz, cela permet de retenir jusqu'à la neuvième harmonique des efforts aérodynamiques.

Concernant l'inertie de la plaque, toutes les mesures ont été faites avec et sans écoulement. Puis, les efforts mesurés sans écoulement ont été retranchés à ceux mesurés avec écoulement pour ne retenir que les efforts aérodynamiques. Nous avons alors observé que l'inertie de l'aile affecte principalement les mesures de moment et peut être négligée pour les mesures de forces normale et tangentielle.

Les différentes étapes de la mesure, illustrées pour un exemple sur la Figure 2.7, sont :

1. Prescription d'un mouvement de rotation sinusoïdal à une certaine fréquence et une certaine amplitude (Figure 2.7a),
2. Mesure des efforts aérodynamiques sans écoulement,
3. Mesure des efforts aérodynamiques avec un écoulement à une vitesse donnée (voir Figure 2.7b),
4. Filtrage des mesures (Figure 2.7c),
5. Moyennage temporel des mesures sur les périodes acquises (Figure 2.7d),
6. Soustraction du moment dû à l'inertie de la plaque au moment mesuré (Figure 2.7e).



Une fois la force normale  $N$  et la force tangentielle  $T$  mesurées, il faut les projeter afin de calculer la force de portance comme schématisé Figure 2.6, cela donne la relation suivante  $L = N \cos(\alpha) - T \sin(\alpha)$ . Concernant le moment, il est directement mesuré par la balance. La force de portance et le moment aérodynamique obtenus sont présentés sur la Figure 2.7(f). Cette procédure est appliquée pour 3 vitesses d'écoulements : 5 m/s, 10 m/s et 15 m/s, trois fréquences réduites  $k = 2\pi f_e b/U$ , où  $f_e$  est la fréquence d'excitation imposé au profil : 0.01, 0.02 et 0.3, et 37 amplitudes de 4 à 40 degrés. Les résultats obtenus sont présentés dans la section 2.2.2.

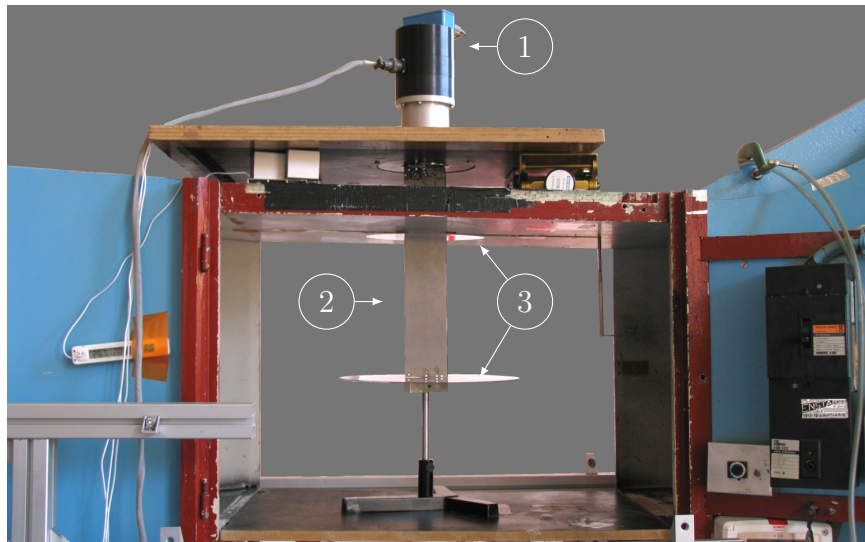


Figure 2.5 – Photographie du montage expérimental installé dans la veine d'essai de la soufflerie. 1 : Moteur et balance aérodynamique, 2 : plaque plane, 3 : flasques.

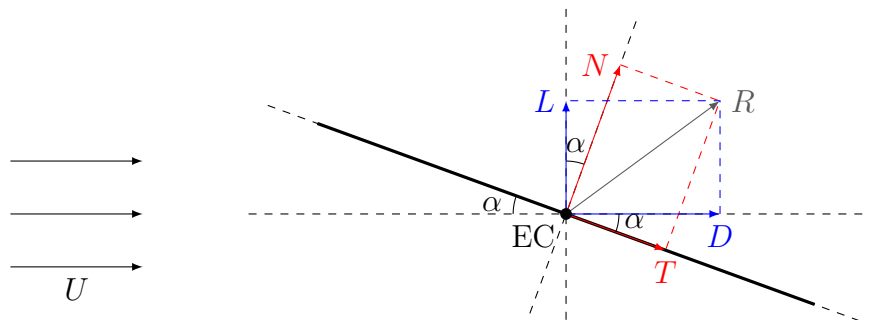


Figure 2.6 – Projection des efforts normaux et tangentiels pour obtenir la force de portance.  $D$  est la force de traînée et  $R$  la résultante des forces aérodynamiques

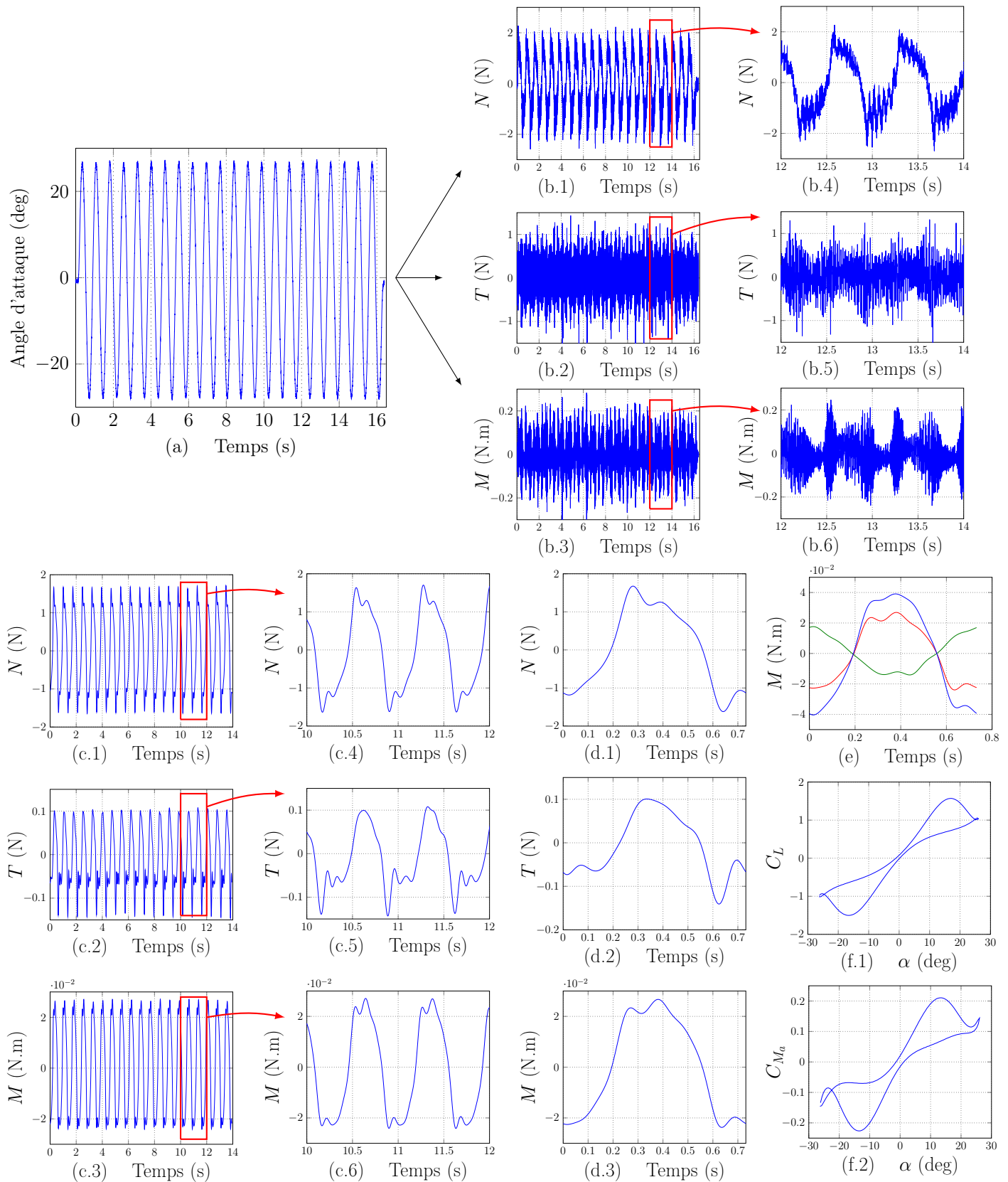


Figure 2.7 – Exemple des différentes étapes d'acquisition des efforts aérodynamiques pour une amplitude de 27 degrés, une fréquence de 1.36 Hz et une vitesse d'écoulement de 10 m/s. (a) Commande d'angle imposé au profil, (b) efforts aérodynamiques mesurés, (c) efforts aérodynamiques filtrés, (d) efforts aérodynamiques moyennés, (e) soustraction de l'inertie à la mesure du moment : en rouge le moment avec l'inertie, en bleu le moment sans l'inertie et en vert l'inertie, et (f) coefficients de portance et de moment obtenus en fonction de l'angle d'attaque.

### 2.2.2 Résultats

Nous présentons tout d'abord les courbes statiques de portance et de moment aérodynamique du profil utilisé. Elles ont été mesurées pour les trois vitesses d'écoulement 5 m/s, 10 m/s et 15 m/s. Ces vitesses correspondent aux nombres de Reynolds  $Re$  suivants :  $2.24 \cdot 10^4$ ,  $4.49 \cdot 10^4$  et  $6.73 \cdot 10^4$ , où  $Re = U c/\nu$ , et  $\nu$  est la viscosité cinématique de l'air. Le coefficient de portance est tracé sur la Figure 2.8(a) en fonction de l'angle d'attaque et le coefficient de moment aérodynamique sur la Figure 2.8(b).

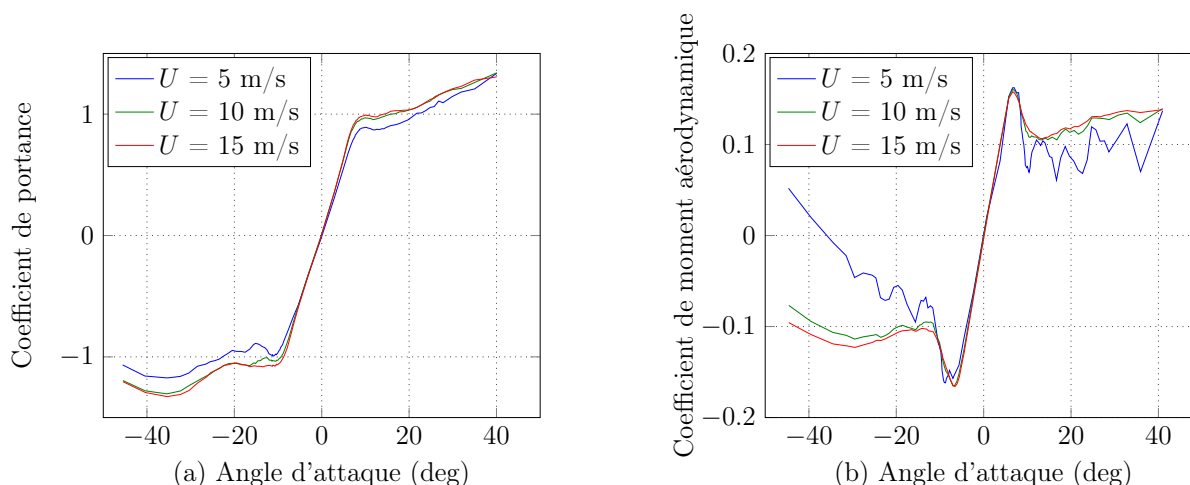


Figure 2.8 – Mesures statiques de la portance (a) et du moment aérodynamique (b) de la plaque plane pour les trois vitesses d'écoulement testées.

L'angle de décrochage de la plaque plane utilisée est mesuré à 10 degrés ce qui est dans la gamme des angles de décrochage des plaques planes [26, 49, 70]. D'autre part, il est connu que trois types de décrochage peuvent survenir en fonction du profil [57]. Une description plus approfondie de ces différents scénarios de décrochage est donnée à la section 3.1.1. Cependant on peut déjà noter à l'aide des mesures qu'une fois l'angle de décrochage atteint, le décrochage est assez « doux ». De plus, la valeur du coefficient de portance à l'angle de décrochage est égale à 1. Ces deux caractéristiques font que ce décrochage est typique du décrochage de profil mince. Les mesures sont ainsi en accord avec la théorie. De plus les mesures effectuées en parallèle par Xavier Amandolèse au même nombre de Reynolds pour une plaque ayant un bord d'attaque non biseauté montrent un scénario équivalent.

Le rapport entre les pentes du coefficient de portance et de moment à angle d'attaque nul est proche de la théorie des profils minces car on trouve  $e \simeq x_{CE} - 0.269c$  au lieu de  $e \simeq x_{CE} - 0.25c$ .

Concernant l'influence de la vitesse d'écoulement, elle est surtout visible lorsque cette vitesse est faible. En effet la différence entre 10 et 15 m/s est relativement ténue. Il est à noter que les efforts aérodynamiques sont proportionnels à la vitesse d'écoulement au carré, ainsi pour des faibles vitesses d'écoulement les efforts aérodynamiques sont relativement petits et le rapport signal sur bruit des mesures se détériore. Cela peut notamment expliquer les variations importantes du coefficient de moment aérodynamique pour  $U = 5$  m/s.

Concernant les mesures dynamiques nous ne présentons que celles effectuées à 10 m/s car celles effectuées à 5 m/s donnent un rapport signal sur bruit trop faible et celles à 15 m/s sont relativement proches.

Tout d'abord sur la Figure 2.9, les mesures conduites pour les deux amplitudes 18 et 36 degrés et les trois fréquences réduites testées 0.01, 0.02 et 0.03 ; sont présentées. Ensuite, sur la Figure 2.10, les mesures effectuées à une fréquence réduite  $k = 0.03$  et pour quatre amplitudes 12, 18, 27 et 36 degrés, sont présentées.

La première remarque est que le décrochage se fait à des angles d'attaques plus élevés dans le cas dynamique que statique et que ces angles dépendent de l'amplitude et de la fréquence de rotation du profil. Une seconde remarque est que la chute des efforts aérodynamiques une fois l'angle de décrochage atteint est bien plus importante dans le cas dynamique. Enfin, les efforts aérodynamiques pour une amplitude de rotation croissante et décroissante ne suivent pas le même chemin. Ainsi les efforts aérodynamiques ont un comportement hystérétique en grand déplacement. La taille de la boucle d'hystérésis dépend de l'amplitude et de la fréquence de rotation du profil.

Dans ce chapitre, les mesures réalisées pour estimer le comportement post-flottement du profil d'aile à deux degrés de liberté ont été détaillées, puis les mesures d'efforts aérodynamiques en grand déplacement ont été présentées, mettant notamment en évidence le phénomène de décrochage dynamique. Dans le chapitre suivant, le phénomène de décrochage dynamique est présenté en détail, les éléments théoriques le composant ainsi que sa modélisation sont présentés. Le modèle utilisé est le modèle de Petot [71]. En combinant le modèle aéroélastique présenté au premier chapitre avec le modèle de Petot, le comportement du profil dans le régime post-flottement est alors estimé. Les résultats de cette modélisation sont présentés.

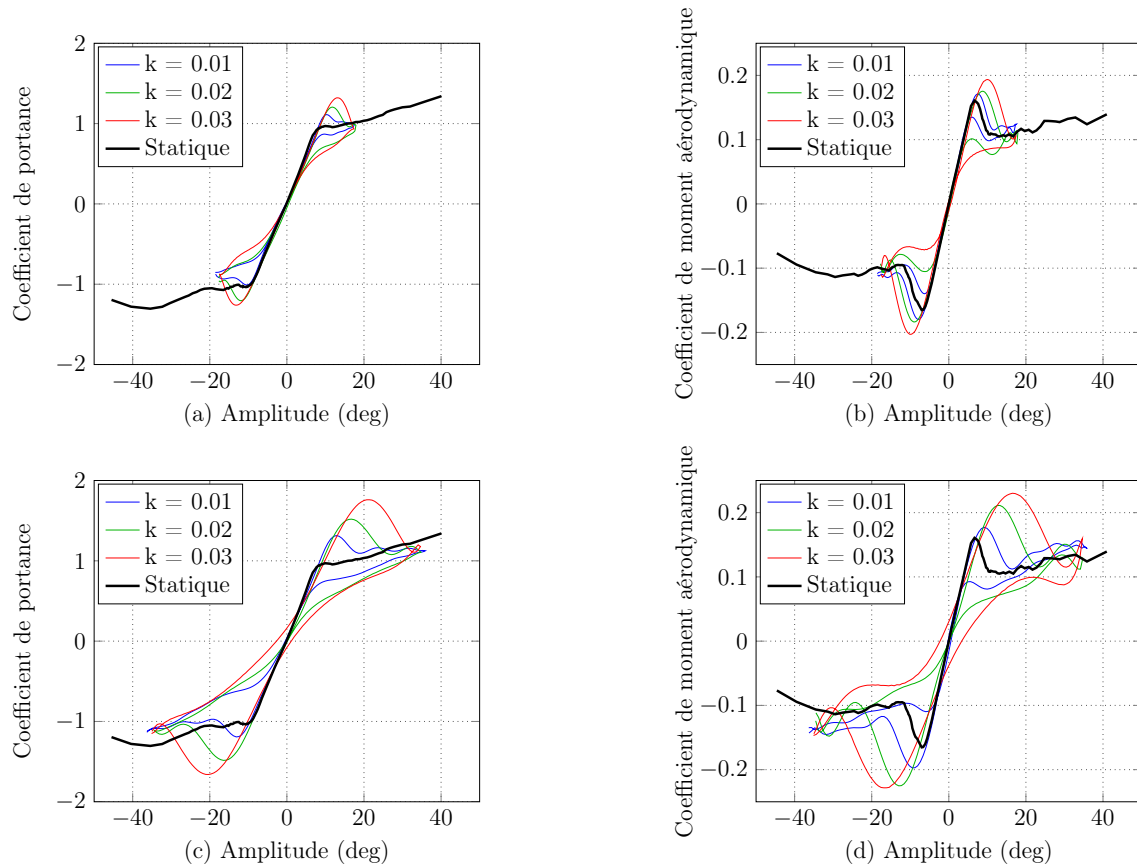


Figure 2.9 – Mesures dynamiques de la portance (a,c) et du moment aérodynamique (b,d) de la plaque pour des amplitudes de 18 degrés (a,b) et 36 degrés (c,d), trois fréquences réduites et  $U = 10$  m/s.

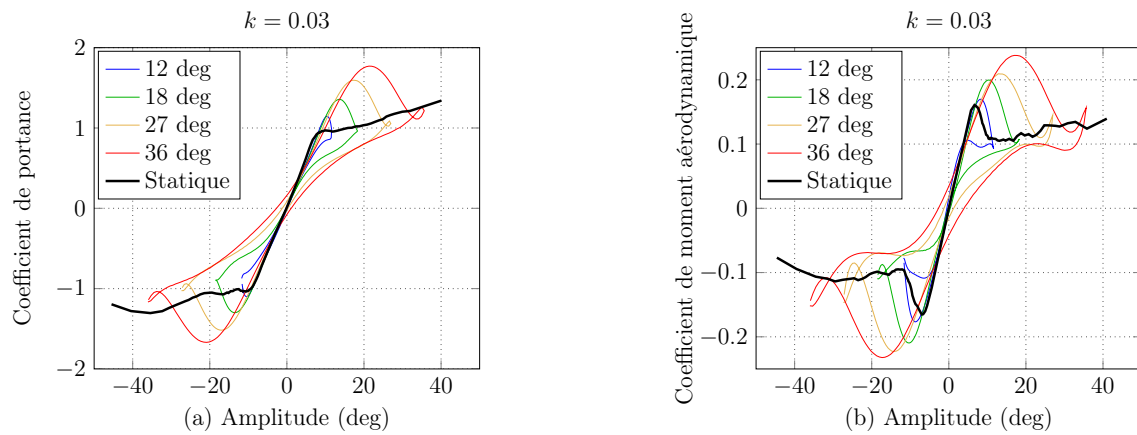


Figure 2.10 – Mesures dynamiques de la portance (a) et du moment aérodynamique (b) de la plaque pour quatre amplitudes,  $k = 0.03$  et  $U = 10$  m/s.