



**HAL**  
open science

# Contrôle expérimental en boucle fermée du décollement sur un volet

Timothée Chabert

► **To cite this version:**

Timothée Chabert. Contrôle expérimental en boucle fermée du décollement sur un volet. Mécanique [physics.med-ph]. Université Pierre et Marie Curie - Paris VI, 2014. Français. NNT : 2014PA066011 . tel-00966550

**HAL Id: tel-00966550**

**<https://theses.hal.science/tel-00966550>**

Submitted on 26 Mar 2014

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



**THESE DE DOCTORAT DE  
L'UNIVERSITÉ PIERRE ET MARIE CURIE**

Spécialité

**Mécanique**

(École doctorale de Sciences Mécanique, Acoustique et Électronique de Paris)

Présentée par

**Timothée CHABERT**

Pour obtenir le grade de

**DOCTEUR de l'UNIVERSITÉ PIERRE ET MARIE CURIE**

Sujet de la thèse :

**Contrôle expérimental en boucle fermée du  
décollement sur un volet**

soutenue le

devant le jury composé de :

M.	Jean-Paul	BONNET	Institut P <sup>1</sup> , Poitiers	<i>Rapporteur</i>
M.	Olivier	CADOT	ENSTA, Palaiseau	<i>Rapporteur</i>
M.	Julien	DANDOIS	Onera, Meudon	<i>Encadrant</i>
M.	Eric	GARNIER	Onera, Meudon	<i>Directeur de thèse</i>
M.	Laurent	JACQUIN	Onera, Meudon	<i>Examineur</i>
M.	Azeddine	KOURTA	Institut Prisme, Orléans	<i>Examineur</i>
M.	Jean-Pierre	ROSENBLUM	Dassault Aviation, Saint Cloud	<i>Examineur</i>
M.	Pierre	SAGAUT	Université Paris VI	<i>Examineur</i>



## Remerciements



# Table des matières

<b>Introduction</b>	<b>1</b>
<b>1 Étude bibliographique</b>	<b>5</b>
1.1 Aérodynamique d'un profil avec volet et contrôle du décollement sur ce type de dispositif	5
1.1.1 Évolution de la portance d'un profil à incidence nulle et équipé d'un volet sans fente qui est progressivement braqué	5
1.1.2 Précédentes études concernant le contrôle expérimental en boucle ouverte du décollement sur un volet	6
1.2 Contrôle du décollement en boucle fermée	7
1.2.1 Généralités	7
1.2.2 Contrôle d'un écoulement décollé (Separated-flow control)	10
1.2.3 Contrôle direct des décollements (Flow separation control)	15
1.3 Extremum seeking	25
1.3.1 Principe général	25
1.3.2 Estimation du gradient	26
1.3.3 Amplitude de l'excitation	28
1.3.4 Convergence de l'algorithme	28
<b>2 Dispositif expérimental</b>	<b>31</b>
2.1 Installation en soufflerie	31
2.1.1 Description de la soufflerie et de la maquette	31
2.1.2 Instrumentation	32
2.2 Description et caractérisation des actionneurs	33
2.2.1 Description des actionneurs et de leur intégration dans le volet	33
2.2.2 Définition des paramètres de forçage	34
2.2.3 Mesure de la vitesse du jet en sortie d'un actionneur	35
2.2.4 Conclusion sur la caractérisation des jets	41
2.3 Implémentation temps-réel des algorithmes de contrôle	42
2.3.1 « Real-time doesn't mean real-fast » : quelques règles de programmation temps-réel	42
2.3.2 Présentation succincte du programme	43
<b>3 Contrôle du décollement par adaptation du coefficient de quantité de mouvement</b>	<b>45</b>
3.1 Description du décollement naturel lors d'un braquage du volet	45
3.1.1 Évolution de la distribution de pression	45
3.1.2 Évolution de la valeur moyenne du frottement	47
3.1.3 Évolution des fluctuations de frottement sur le volet	49
3.1.4 Évolution des fluctuations de frottement : corrélation en deux points	55
3.1.5 Bilan sur la détection du décollement	57
3.2 Variation de $\langle c_\mu \rangle$ pour un débit d'alimentation $q_f$ constant	58
3.2.1 Recollement à fort angle de braquage par soufflage continu	58
3.2.2 Passage du soufflage continu au soufflage pulsé et effet d'une variation du rapport cyclique $\alpha$ pour $q_f$ constant	61

3.2.3	Conclusion : domaine d'utilisation pour la boucle fermée . . . . .	62
3.3	Variation du $\langle c_\mu \rangle$ pour une pression d'alimentation $P_f$ constante . . . . .	63
3.3.1	Recollement complet en imposant le maximum d'autorité . . . . .	63
3.3.2	Variation du rapport cyclique $\alpha$ pour $P_f$ constante . . . . .	66
3.4	Conclusion : avantages du soufflage pulsé sur le soufflage continu . . . . .	71
<b>4</b>	<b>Contrôle en boucle fermée du décollement par optimisation du coefficient de quantité de mouvement en régime pulsé</b> . . . . .	<b>73</b>
4.1	Estimation de l'écart entre écoulement attaché et décollé . . . . .	73
4.1.1	Taille de la fenêtre de calcul du coefficient de corrélation . . . . .	74
4.1.2	Définition de la distance entre écoulement attaché et écoulement décollé . . . . .	75
4.1.3	Vers l'adoption d'une stratégie de contrôle adaptatif . . . . .	77
4.2	Contrôle du rapport cyclique par un algorithme de type « slope seeking » . . . . .	77
4.2.1	Slope seeking : principe et choix des paramètres . . . . .	77
4.2.2	Comportement du système bouclé : intérêt d'augmenter la fréquence de la perturbation . . . . .	79
4.2.3	Avantage du slope seeking sur l'extremum seeking dans le cas où la carte statique possède un plateau . . . . .	80
4.3	Modification du <i>slope seeking</i> en intégrant un gain adaptatif . . . . .	82
4.3.1	Adaptation du gain avec un régulateur à logique floue . . . . .	82
4.3.2	Adaptation du rapport cyclique lors d'une variation de l'angle de braquage . . . . .	84
4.4	Conclusion : adaptation du $\langle c_\mu \rangle$ lors d'un braquage progressif du volet . . . . .	86
<b>5</b>	<b>Contrôle en boucle fermée de la fréquence de forçage en condition post-décrochage</b> . . . . .	<b>87</b>
5.1	Fréquence de forçage optimale pour l'écoulement post-décrochage . . . . .	87
5.1.1	Description de l'écoulement à fort angle de braquage . . . . .	87
5.1.2	Effet de fréquence de forçage sur la portance du profil . . . . .	88
5.1.3	Effet de fréquence de forçage sur le frottement au bord de fuite . . . . .	90
5.2	Contrôle de la fréquence de forçage par un algorithme de type « recherche d'extremum » basé sur une estimation locale du gradient . . . . .	92
5.2.1	Estimation du gradient local par modulation-démodulation . . . . .	92
5.2.2	Estimation du gradient local par filtre de Kalman . . . . .	99
5.3	Contrôle de la fréquence de forçage par un algorithme de type « recherche d'extremum » basé sur une estimation locale du gradient et de la courbure . . . . .	101
5.3.1	Estimation de la courbure par une seconde démodulation . . . . .	101
5.3.2	Régulateur à logique floue et schéma de l'extremum seeking modifié . . . . .	103
5.3.3	Contrôle en boucle fermée par extremum seeking intégrant un gain adaptatif . . . . .	105
5.4	Conclusion : maximisation de la portance malgré un décollement massif . . . . .	110
	<b>Conclusion</b> . . . . .	<b>111</b>
	<b>Références</b> . . . . .	<b>120</b>
	<b>Annexe</b> . . . . .	<b>121</b>

# Introduction

Le décollement de la couche limite sur un volet est responsable de pertes de performances importantes, telles qu'une chute de la portance et une augmentation de la traînée, lors des phases de décollage et d'atterrissage d'un avion. Les aéronefs modernes sont équipés de volets dont le déploiement laisse apparaître une fente permettant à l'air de passer de l'intrados vers l'extrados, et ce afin de retarder le décollement. Cette technique nécessite l'installation au bord de fuite des ailes de mécanismes de déploiement lourds, complexes à concevoir et à mettre en œuvre et nécessitant une maintenance coûteuse. L'exemple le plus frappant qui peut être pris pour illustrer le propos est celui du *Boeing 747* dont le déploiement du volet intérieur nécessite trois fentes (voir figure 0-1(a)). La tendance est évidemment à la simplification des volets de bord de fuite des avions civils, comme on peut s'en rendre compte sur la dernière version du *Boeing 747* et sur l'*Airbus A340* (voir figure 0-1(b) et (c)), tous deux de conception plus récente. On pourrait multiplier les exemples qui illustrent cette tendance. L'étape de simplification suivante serait de supprimer purement et simplement la fente entre le volet et l'aile, mais cela ne peut se faire sans prévoir un dispositif qui se substitue à cette fente et évite l'apparition du décollement.

Les études menées dès la fin des années 40 par Poisson-Quinton<sup>86</sup> et Poisson-Quinton & Lepage<sup>87</sup> ont montré qu'il est possible de maintenir l'écoulement attaché sur un volet fortement braqué et sans fente en soufflant sur son extrados par le biais de jets dont on peut contrôler le débit d'éjection. Ces études ont également établi que l'efficacité de ce dispositif, qualifié dès cette époque de dispositif de contrôle de la couche limite, est dimensionnée par la quantité de mouvement injectée dans l'écoulement principal, amenant naturellement à la définition d'un coefficient de quantité de mouvement, noté  $c_\mu$ , premier paramètre de contrôle du décollement. Plus tard, les études de Seifert *et al.*<sup>97,98,100</sup> et de Darabi & Wygnanski<sup>30,31</sup> ont montré que l'excitation périodique, parce qu'elle permet de jouer sur les instabilités naturelles de l'écoulement, est plus efficace que le simple soufflage précédemment utilisé pour contrôler le décollement sur un volet. Ces dernières études font apparaître la fréquence de forçage, notée  $f^+$ , comme second paramètre de contrôle, mais son effet sur le décollement est toutefois moins prépondérant que celui du  $c_\mu$ . Les deux paramètres de contrôle, à savoir  $c_\mu$  et  $f^+$ , peuvent être réglés *a priori* de telle sorte que le décollement ne se produise jamais sur un volet sans fente. Pour garantir un tel résultat, cette approche, que l'on qualifie en général de « boucle ouverte », nécessite un surdimensionnement du coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$  afin que son réglage ne soit pas mis en défaut, par exemple, lors de changements de conditions de fonctionnement comme un changement de la vitesse à l'amont ou de l'angle de braquage du volet. Ainsi, une telle approche amène à injecter dans l'écoulement, durant la majeure partie du temps, plus de quantité de mouvement que nécessaire et à une fréquence de forçage qui n'est pas non plus forcément adaptée en permanence à la topologie de l'écoulement.

L'approche dite en « boucle fermée » permet de régler les paramètres de contrôle en temps-réel en fonction des conditions de fonctionnement (vitesse, braquage, topologie de l'écoulement...) et de l'occurrence du décollement. Un exemple très prometteur de contrôle en boucle fermée du coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$  est réalisé expérimentalement par Becker *et al.*<sup>17</sup> sur un volet avec fente et équipé d'actionneurs de type « fentes pulsées » et de capteurs de pression. La stratégie de contrôle employée réalise une optimisation du paramètre  $c_\mu$  de sorte qu'il soit le plus faible possible tout en maintenant l'écoulement attaché lors d'un braquage du volet. L'algorithme utilisé est un *extremum seeking* qui, comme son nom l'indique, cherche à atteindre le maximum de la réponse quasi-statique du

système. Bien qu'il fonctionne parfaitement, cet algorithme d'adaptation des paramètres de contrôle est lent par rapport au temps de réaction du système, ce qui est réhhibitoire pour l'application sur un avion civil. Des modifications de l'*extremum seeking* de « base » visant à réduire le temps de convergence sont proposées dans la littérature, en particulier par Krstić<sup>62</sup>, Henning *et al.*<sup>49</sup>, Pamart<sup>81</sup> et Dandois & Pamart<sup>29</sup>. Ces modifications n'ont pas été testées dans le cas du contrôle du décollement sur un volet par Becker *et al.*<sup>17</sup>.

Le coefficient de quantité de mouvement maximum que l'on peut atteindre avec un dispositif expérimental donné peut ne pas suffire pour recoller l'écoulement sur un volet à partir d'un certain angle de braquage. Par ailleurs, le décollement qui se produit sur un volet peut finalement être souhaité dans certains cas, par exemple pour augmenter la traînée d'un avion lorsqu'il atterrit afin de le faire ralentir ; dans le même temps, la portance doit rester assez élevée pour limiter la vitesse à l'atterrissage. Les études de Hsiao *et al.*<sup>53,55,54,52</sup> (expérimentales) ont montré qu'un écoulement décollé est sensible à la fréquence de forçage. En particulier, lorsque celle-ci atteint une valeur dite optimale, la portance est maximisée sans que l'écoulement ne soit recollé (donc sans que le  $c_\mu$  ne soit adapté). La fréquence optimale est en général la fréquence naturelle du détachement tourbillonnaire ou *vortex shedding* et elle va donc dépendre de la vitesse amont et de l'angle de braquage du volet (ou du profil dans le cas des études citées). Dès lors, il apparaît intéressant d'adapter en boucle fermée la fréquence de forçage afin de garantir une portance maximale en toutes circonstances lorsque l'écoulement reste décollé. Peu d'études de la littérature ont déjà proposées une telle approche.

Ainsi, le contrôle en boucle fermée du décollement sur un volet peut finalement prendre deux formes qui sont intrinsèquement liées. La première d'entre elles concerne l'adaptation du coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$  de sorte qu'il soit le plus faible possible tout en évitant l'apparition du décollement. Cette adaptation peut être réalisée par un algorithme d'*extremum seeking*, mais celui-ci nécessite un temps de convergence qui est pour le moment trop important pour envisager une possible application sur un avion civil. Le contrôle en boucle fermée du décollement peut également se décliner sous la forme d'une adaptation de la fréquence de forçage  $f^+$  afin de garantir une portance maximale sans chercher à recoller l'écoulement. Cette approche est pour le moment peu étudiée.

Les travaux de thèse exposés dans ce mémoire ont consisté à réaliser expérimentalement le contrôle en boucle fermée du décollement, selon les deux formes qu'il peut prendre et évoquées précédemment, sur un volet sans fente et équipé de jets pulsés et de capteurs de frottement.

Après une étude bibliographique sur le contrôle des décollements, la démarche de l'étude est exposée (chapitre 1). Elle a consisté dans un premier temps à mettre en place le dispositif expérimental et à caractériser le comportement des actionneurs de type « jets pulsés » intégrés au volet (chapitre 2) afin de préciser le calcul du coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$ . Ensuite, le décollement se produisant sur le volet lorsqu'il est progressivement braqué a été caractérisé, notamment son comportement en fonction d'une variation du coefficient de quantité de mouvement (chapitre 3). Ces deux caractérisations ont permis de dégager un comportement entrée-sortie du système, avec comme entrée  $c_\mu$  et comme sortie l'état du décollement. Le contrôle en boucle fermée de ce système a été réalisé ensuite (chapitre 4). Enfin, le contrôle en boucle fermée de la fréquence de forçage  $f^+$  a été réalisé sur un cas où le coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$  n'est plus suffisant pour aboutir au recollement de l'écoulement.



(a)



(b)



(c)

Figure 0-1 – Volets déployés sur (a) un *Boeing 747*, (b) un *Boeing 747-8F* et (c) un *Airbus A340*.



# Chapitre 1

## Étude bibliographique

### 1.1 Aérodynamique d'un profil avec volet et contrôle du décollement sur ce type de dispositif

Le braquage d'un volet de bord de fuite permet à la base d'augmenter la portance d'un profil d'aile afin de réduire la vitesse d'atterrissage de l'avion. En général, le ou les volets sont aussi braqués lors du décollage et de la phase de montée d'un avion, afin une nouvelle fois d'augmenter la portance à faible vitesse.

#### 1.1.1 Évolution de la portance d'un profil à incidence nulle et équipé d'un volet sans fente qui est progressivement braqué

L'évolution du gain de portance  $\Delta C_L$  d'un profil avec volet hypersustentateur en fonction de l'angle de braquage de ce dernier, noté  $\delta$  dans toute la suite de l'étude, est présentée dans l'ouvrage de Hoerner<sup>51</sup> dont la figure 1-1(a) est tirée. Le profil est à incidence nulle ( $i = 0^\circ$ ) et il faut bien noter qu'il n'y a pas de fentes entre l'aile et le volet. C'est un cas identique à celui que l'on va rencontrer dans la suite de l'étude. L'évolution du gain de portance est présentée pour plusieurs valeurs de profondeur relative du volet, notée  $c_f/c$ , valeurs allant de 5 à 50% pour un nombre de Reynolds variant entre  $6.10^5$  et  $6.10^6$ . Dans le cas de Williamson<sup>116</sup>, présenté figure 1-1(b), la profondeur relative est  $c_f/c = 20\%$  pour un nombre de Reynolds  $Re = 2.10^5$ .

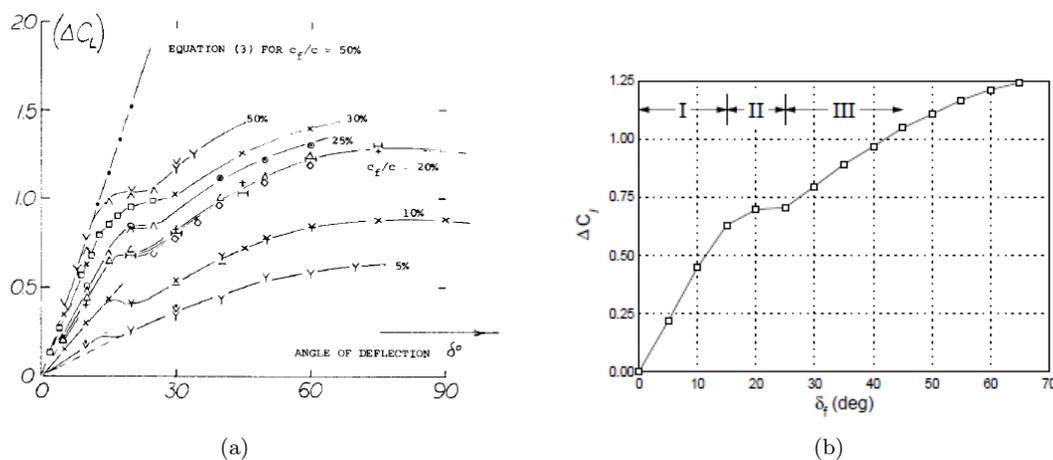


Fig. 1-1 – Évolution du gain de portance  $\Delta C_L$  d'un profil avec volet à  $i = 0^\circ$  en fonction du braquage  $\delta$ ; résultats proposés par (a) Hoerner<sup>51</sup> ( $6.10^5 \leq Re \leq 6.10^6$ ) et (b) Williamson<sup>116</sup> ( $c_f/c = 0,20$  et  $Re = 2.10^5$ ).

Dans les deux cas présentés, la courbe du gain de portance se divise en trois zones. Partant d'un braquage nul, la première zone est caractérisée par une évolution linéaire de la portance en fonction de l'angle  $\delta$ . L'écoulement est attaché et l'évolution du gain de portance est donnée par la théorie

linéarisée des profils minces de Glauert à travers la relation (d'après Rebuffet)

$$\Delta C_L = \left( \frac{dC_L}{di} \right)_{\infty} f(c_f/c) \delta \quad (1-1)$$

avec  $f(c_f/c) = 0,55$  pour  $c_f/c = 20\%$ . La deuxième zone est marquée par un arrêt brutal de l'augmentation de portance, ce qui est dû au décollement de l'écoulement sur le volet, l'écoulement restant attaché sur l'aile (on rappelle que l'incidence est nulle). Par analogie avec la courbe de portance  $C_L = f(\alpha)$  d'un profil nu, on parle de décrochage du volet. Après le décrochage, la portance recommence à augmenter lorsque le braquage s'accroît, mais cette fois-ci de façon non-linéaire, ce qui caractérise la dernière zone parmi les trois évoquées précédemment. Par ailleurs, plus la profondeur relative du volet est grande, plus le gain en portance est important.

L'apparition du décollement sur le volet peut être retardé lorsqu'une fente est ménagée entre l'aile et son volet, afin de permettre à une partie de l'écoulement de passer de l'intrados vers l'extrados du profil. Comme cela a été rappelé dans l'introduction, l'apparition de cette fente lors du braquage du volet nécessite l'installation de mécanismes de déploiement dont la complexité amène à proposer des solutions pour remplacer cette technique de contrôle « passif » du décollement. Ainsi, plusieurs auteurs, dont les études sont présentées dans la section suivante, ont déjà envisagé la possibilité de remplacer la fente par un dispositif de contrôle actif du décollement afin de pouvoir en adapter les paramètres.

### 1.1.2 Précédentes études concernant le contrôle expérimental en boucle ouverte du décollement sur un volet

Les premières études qui font état de l'intégration d'un dispositif de contrôle sur un volet remontent, à notre connaissance, aux années 40 avec notamment les études de Poisson-Quinton<sup>86</sup>, puis Poisson-Quinton & Lepage<sup>87</sup>. Ces études ont introduit la notion de coefficient de quantité de mouvement, noté  $c_\mu$ , notion sur laquelle nous reviendrons au cours de l'étude. Le contrôle employé était de type aspiration ou soufflage continu. Plus tard, l'intégration de dispositifs de contrôle permettant une excitation périodique de l'écoulement est réalisée par Seifert *et al.*<sup>97</sup>. L'étude est menée sur un profil NACA 0015 équipé d'un volet de bord de fuite. Un contrôle de type fente synthétique est intégré à l'articulation entre l'aile et le volet, c'est-à-dire au plus près du point de décollement, ce dernier se produisant lorsque le volet est braqué. Seifert *et al.*<sup>97</sup> constatent que l'effet de l'excitation périodique (soufflage et aspiration) « s'ajoute » à l'effet du soufflage continu, ce qui permet d'atteindre des coefficients de portance globalement plus importants lorsque le profil est mis en incidence à  $Re = 1,5.10^5$ . Cela signifie que le décollement est plus efficacement retardé lorsque le contrôle par soufflage périodique est adopté à la place du soufflage continu. L'étude de Seifert *et al.*<sup>98</sup> montre que l'emplacement idéal pour combattre efficacement le décollement se situe au niveau du point de décollement naturel de l'écoulement. Pack-Melton *et al.*<sup>79</sup> étudient même l'efficacité d'une excitation périodique réalisée simultanément à différents endroits d'un bec et d'un volet à  $Re = 2,4.10^5$ . L'excitation périodique a également été utilisée par Seifert & Pack<sup>100</sup> pour contrôler et retarder le décollement sur un volet à un nombre de Reynolds élevé de  $3,8.10^7$ . Le lecteur intéressé par une revue plus complète du contrôle par excitation périodique pourra se reporter vers les articles de Greenblatt & Wygnanski<sup>45</sup> et Seifert *et al.*<sup>99</sup>.

En fait, l'objectif recherché en intégrant un dispositif capable d'exciter périodiquement l'écoulement est de supprimer à terme la fente qui existe entre une aile et son volet. Cette fente est effectivement présente afin d'éviter le décollement sur le volet lorsque celui-ci est braqué. Comme le soulignent Darabi & Wygnanski<sup>30,31</sup>, l'apparition de cette fente lors du déploiement d'un volet est possible uniquement grâce à des mécanismes complexes qui sont lourds et difficiles à mettre en œuvre. La suppression pure et simple de cette fente permettrait donc d'alléger et de simplifier les systèmes hypersustentateurs d'un avion, et la solution pour éviter alors l'apparition du décollement est de la remplacer par un dispositif de contrôle dont on peut régler l'amplitude et la fréquence d'excitation.

L'intégration d'actionneurs en mesure d'exciter périodiquement l'écoulement sur un volet continue d'intéresser plusieurs auteurs, comme DeSalvo *et al.*<sup>36,35,33,34</sup> qui utilisent des *sweeping jets* pour

contrôler le décollement sur le dispositif du programme ADVINT (dispositif également utilisé par Nagib *et al.*<sup>73</sup>). On peut aussi citer les travaux de Schatz *et al.*<sup>94</sup> et de Petz & Nitsche<sup>83</sup>, travaux qui diffèrent des précédentes études citées puisque, dans leur cas, une fente est toujours présente entre l'aile et le volet. Le soufflage périodique est effectué au bord d'attaque du volet de façon normale à la paroi. Ce dispositif est utilisé ensuite par Becker *et al.*<sup>17</sup> dont on détaillera ultérieurement les travaux sur le contrôle en boucle fermée. Citons enfin les travaux de Hauke & Nitsche<sup>47,48</sup> concernant le contrôle sur un volet de type Fowler par fentes pulsées disposées en quinconce.

Depuis deux ans, l'intégration de dispositifs de contrôle sur une dérive a fait l'objet de plusieurs études de Rathay *et al.*<sup>90,91,89</sup> et de Seele *et al.*<sup>95,96</sup>. La dérive d'un avion civil est dimensionnée afin de parer à l'éventuelle perte asymétrique d'un ou de plusieurs moteurs lors du décollage. Ceci conduit au sur-dimensionnement d'une dérive qui n'est finalement que très peu utilisée au cours d'un vol « normal » (d'après Seele *et al.*<sup>96</sup>); son poids s'ajoute à celui de l'avion et elle génère de la traînée supplémentaire. L'idée consiste donc à réduire la taille de la dérive, mais en intégrant un dispositif de contrôle afin de pouvoir rapidement augmenter sa portance (i.e. dans ce cas, la portance s'exprime comme une force latérale) dans le cas de la perte d'un moteur. Même si dans la suite on parlera principalement de contrôle sur un volet, le cas du contrôle sur une dérive en est très proche par sa géométrie (surface battante sans fente) et les vitesses mises en jeu (décollage et atterrissage).

## 1.2 Contrôle du décollement en boucle fermée

### 1.2.1 Généralités

Le contrôle du décollement en boucle fermée sous-entend plusieurs choses qu'il est nécessaire de détailler point par point. En premier lieu, l'objectif de contrôle doit être défini, objectif qui déterminera le choix du système à contrôler par la sélection de ses entrées et de ses sorties, et dans certains cas, des équations qui les relient.

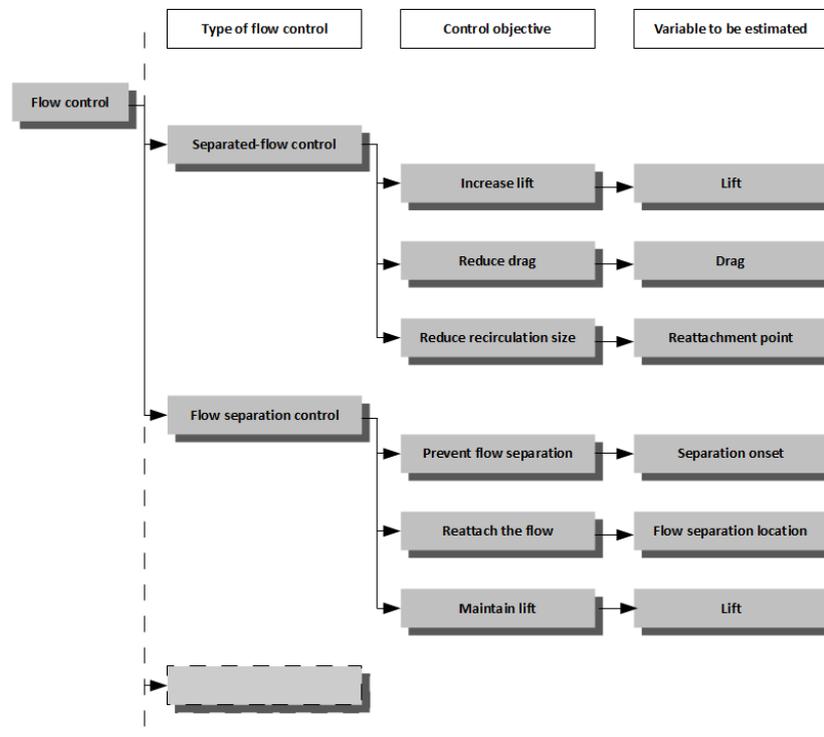


Fig. 1-2 – Proposition de diagramme recensant les différents types de contrôle du décollement rencontrés dans la littérature, avec les objectifs de contrôle associés et la grandeur physique à estimer pour les remplir.

Auteurs	Dispositif expérimental			$Re_c$	Objectif de contrôle / Grandeur contrôlée	Entrée	Sortie	Méthode
	Modèle	Actionneurs	Capteurs					
King <i>et al.</i> <sup>58,59</sup>	Stemme S10-VT	FP	$P$	$\simeq 10^6$	maintenir la portance / $c_L$	$c_\mu$	$\Delta p$	suivi de consigne avec régulateur robuste suivi de consigne avec régulateur robuste
	Demi-Airbus (1 : 13) Bec et volets déployés	FP	$P$	$\simeq 10^6$	maintenir la portance / $c_L$	$c_\mu$	$p_1$ et $p_2$	
Lee <i>et al.</i> <sup>64</sup>	NACA 64A210	JS	$P$	$6,67.10^5$	?	$c_\mu$	$\Delta p$	suivi de consigne avec régulateur PID
Poggie <i>et al.</i> <sup>85</sup>	profil laminaire +Volet	DBD	$SS$	$9.10^5$	recoller l'écoulement / $x_S$	$c_\mu$	$\tau_w$	<i>triggering</i> + suivi de consigne avec régulateur P
Troshin & Seifert <sup>111</sup>	profil AH93-W-300	JS	$P + SS$	$5.10^5$	maintenir la portance / $c_L$	$c_\mu$	$c_L + FVR$	suivi de consigne avec régulateur PID
Shaqarin <i>et al.</i> <sup>103</sup>	rampe descendante	JP	$SS$	$5 \text{ m.s}^{-1}$	recoller l'écoulement / $x_S$	$c_\mu$	$\tau_w$	suivi de consigne avec régulateur P
Allan <i>et al.</i> <sup>4</sup>	bosse	JP	$P$	$1,6.10^7$	recoller l'écoulement / $x_S$	$c_\mu$	$\Delta p$	suivi de consigne avec régulateur PID
Packard & Bons <sup>80</sup>	NACA 64 <sub>3</sub> 618 oscillant	JP	$SS$	$6,4.10^4$	recoller l'écoulement / $x_S$	$c_\mu$	$rms_{HF}$	<i>triggering</i>
Rethmel <i>et al.</i> <sup>92</sup>	NACA 0015	DBD	$SS$	$1,15.10^6$	recoller l'écoulement / $x_S$	$c_\mu$	$rms_{HF}$	<i>triggering</i>
Benard <i>et al.</i> <sup>19</sup>	NACA 0015	DBD	$F_L$	$\simeq 10^5$	recoller l'écoulement / $c_L$	$c_\mu$	$c_L$	<i>slope seking</i>
Becker <i>et al.</i> <sup>17</sup>	profil NACA 4412 + Volet NACA 4415	FP	$P$	$5.10^5$	recoller l'écoulement / $c_L$	$c_\mu$	$\Delta p$	<i>extremum seeking</i> <i>slope seking</i>
Benard <i>et al.</i> <sup>18</sup>	NACA 0015	DBD	$P$	$\simeq 10^5$	prévenir le décollement / $c_p$	$c_\mu$	$CV(c_{prms})$	<i>triggering</i> avec hystérésis

Auteurs	Modèle	Dispositif expérimental		$Re$	Objectif de contrôle / grandeur contrôlée	Entrée	Sortie	Méthode
		Actionneurs	Capteurs					
Tewes <i>et al.</i> <sup>108</sup>	profil elliptique	ASP	$P$	$\simeq 10^5$	prévenir le décollement / $c_p$	$c_\mu$	$c_p$	<i>triggering</i> avec hystérésis
Lombardi <i>et al.</i> <sup>65,66</sup>	NACA 0015 oscillant	DBD	$P$	$10 \text{ m.s}^{-1}$	prévenir le décollement / $c_p$	$c_\mu$	$p_{rms}[80Hz]$	<i>triggering</i>
Henning & King <sup>50</sup>	marche descendante	FS	$P$	$Re_H \simeq 10^4$	réduire recirculation / $x_R$	$c_\mu$	$p_{rms}$	suivi de consigne avec régulateur robuste
Garwon <i>et al.</i> <sup>42</sup>	marche descendante	FS	$P$	$Re_H \simeq 10^4$	réduire recirculation / $x_R$	$c_\mu, f^+$	$p_{rms}$	<i>extremum seeking</i>
Dandois & Pamart <sup>29</sup> Pamart <sup>81</sup>	rampe arrondie descendante	JS	$P$	$Re_\theta = 1460$ (simulation)	réduire recirculation / $x_R$	$f^+$	$\bar{p}$	<i>extremum seeking</i> avec synthèse régulateur sur modèle NARX
Becker <i>et al.</i> <sup>16,15</sup>	marche descendante	FS	$P$	$Re_H = 4000$	réduire recirculation / $x_R$	$c_\mu$	$p_{rms}$	suivi de consigne avec régulateur robuste
Tian <i>et al.</i> <sup>109</sup>	NACA 0025	JS	$F_L / F_D$	$10^5$	augmenter rapport portance/trainée	$f^+$	$c_L/c_D$	<i>extremum seeking</i> <i>Simplex downhill algo.</i>
Pinier <i>et al.</i> <sup>84</sup>	NACA 4412	FS	$P$	$1,4 \cdot 10^5$	maintenir écoulement attaché / portance	$c_\mu$	coeff. $\tilde{a}_1(t)$ POD	suivi consigne avec régulateur P
Tian <i>et al.</i> <sup>110</sup>	NACA 0025	JS	$P$	$10^5$	recoller l'écoulement	$c_\mu$	$p$	rejet de perturbation avec modèle AR-Markov

Contrôle du décollement en boucle fermée

**Tab. 1-2 – Récapitulatif des études sur le contrôle en boucle fermée des décollements ou des écoulements décollés. FP : fentes pulsées; JP : jets pulsés; FS : fentes synthétiques; JS : jets synthétiques; DBD : actionneurs plasma DBD; ASP : aspiration; P : capteurs de pression; SS : capteurs de frottement;  $F_L$  : force de portance mesurée par balance;  $F_L / F_D$  : rapport portance/trainée mesuré par balance;  $x_S$  : position du point de décollement;  $x_R$  : position du point de recollement;  $c_L$  : coefficient de portance;  $c_p$  : coefficient de pression.**

Le diagramme présenté figure 1-2 recense (de manière non-exhaustive) les objectifs de contrôle déjà décrits dans la littérature en fonction du type de contrôle souhaité ou imposé par la topologie de l'écoulement. Seuls les types de contrôle d'écoulement relatifs aux décollements sont recensés. Le diagramme reprend en fait le classement proposé par Wu *et al.*<sup>118</sup>, qui regroupent les types d'applications en deux catégories, à savoir le contrôle du décollement (*Separation control*) et le contrôle d'écoulements décollés (*Separated-flow control*). Ce classement est également proposé par Miranda *et al.*<sup>69</sup> sur la base de la distinction faite par Fiedler<sup>40</sup> entre décollement « faible » et décollement « fort » de l'écoulement. Le diagramme de la figure 1-2 énumère également les grandeurs physiques qu'il est nécessaire d'estimer afin de remplir l'objectif de contrôle. En effet, la nature de ces grandeurs physiques peut considérablement varier d'une application à l'autre et elles sont parfois difficiles à estimer, surtout dans un laps de temps compatible avec la boucle fermée. Du côté des entrées du système, on retrouve comme variable de contrôle le coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$  dans la majorité des cas de contrôle du décollement et la fréquence de forçage  $f^+$  dans la majorité de ceux concernant le contrôle des écoulements décollés.

Dans la suite, on détaille les deux premières catégories précédemment évoquées, à savoir le contrôle en boucle fermée des écoulements décollés et celui des décollements. Le tableau 1-2 recense les différents exemples d'application où la synthèse d'un contrôle en boucle fermée permet d'atteindre un ou plusieurs de ces objectifs de contrôle. Ces exemples sont détaillés dans la suite.

### 1.2.2 Contrôle d'un écoulement décollé (*Separated-flow control*)

Nous avons recensé trois objectifs de contrôle différents concernant le contrôle d'un écoulement décollé, à savoir l'augmentation de la portance, la réduction de la traînée et la réduction de la taille de la zone de recirculation. Il faut noter que ces objectifs ne sont pas toujours dissociables l'un de l'autre. Par exemple, dans le cas de l'écoulement autour d'un corps émoussé, une réduction de la zone de recirculation entraîne une augmentation de la traînée.

#### 1.2.2.1 Intérêt de contrôler un écoulement pleinement décollé

Le contrôle d'un écoulement décollé tient son origine à la fois de l'idée qu'un tel écoulement est naturellement sensible à certaines fréquences de forçage et du constat que, pour certains profils, la portance maximale est atteinte après le décrochage, comme c'est le cas pour une plaque plane mise en incidence (voir les résultats expérimentaux des figures 1-3 et 1-4 pour respectivement une plaque plane et un profil NACA 0012).

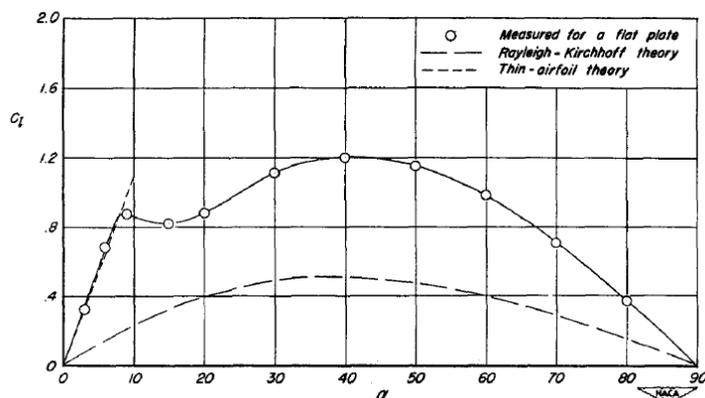


Fig. 1-3 – Courbe de portance  $C_L = f(\alpha)$  obtenue par Wick<sup>114</sup> pour une plaque plane (figure tirée de la revue bibliographique de Wu *et al.*<sup>119</sup>).

Ce phénomène appelé « super-portance » provient du lâcher régulier de larges structures tourbillonnaires depuis le bord d'attaque du profil lorsque celui-ci est braqué à forte incidence. Ainsi, pour

qualifier l'origine de cette super-portance, on trouve dans la littérature le terme de « portance tourbillonnaire » (*vortex lift*) et des modifications de géométrie des profils d'aile ont depuis longtemps été proposées (e.g. Werlé & Gallon<sup>113</sup>) afin d'en tirer partie<sup>1</sup>. Ces modifications géométriques qui n'ont, à notre connaissance, pas trouvées d'application sur les avions modernes, sont aujourd'hui remplacées par des actionneurs capables d'exciter l'écoulement de façon ponctuelle, tant en espace qu'en temps, et cela afin de permettre une meilleure adaptabilité du contrôle. Dans la majorité des études, l'actionneur est placé au plus près du point de décollement comme préconisé par Wu *et al.*<sup>118</sup>, ce qui revient en général à le placer au bord d'attaque du profil. Cette affirmation est mise en doute par Miranda *et al.*<sup>69</sup>, sur la base des résultats qu'ils obtiennent avec une excitation périodique par volet battant installé au bord de fuite d'un profil symétrique mis en incidence. D'après Wu *et al.*<sup>118</sup>, le contrôle des écoulements décollés peut être utilisé dans deux cas : lors de l'atterrissage d'un aéronef lorsque les volets sont déployés et pour les manœuvres en vol à forte incidence. Le premier cas nous intéresse plus particulièrement dans cette étude. Dans cette approche, l'idée consiste, par un forçage périodique, à augmenter la portance sans forcément recoller l'écoulement puisque la traînée supplémentaire générée par le décollement est de toute façon nécessaire lors d'un atterrissage. Une application de ce cas de contrôle a été réalisée sur un volet par Nagib *et al.*<sup>74</sup>, dont le travail est également rapporté par Cerchie *et al.*<sup>23</sup>. Le second cas, plus éloigné de l'étude qui suivra, cherche à utiliser de façon avantageuse l'augmentation de portance à forte incidence pour élargir l'enveloppe de vol d'un avion (voir Francis *et al.*<sup>41</sup>). Le contrôle des écoulements décollés trouve également une application possible dans la réduction de la taille de la zone de recirculation dans les manches à air coudées. Enfin, hors du domaine aéronautique, le contrôle des écoulements décollés peut être appliqué pour réduire la traînée des véhicules routiers.

#### 1.2.2.2 Sensibilité de l'écoulement à l'excitation périodique : augmentation de la portance et réduction de la traînée

Un écoulement pleinement décollé est surtout sensible à la fréquence d'excitation de l'actionneur. Parmi les études qui le montrent, les travaux de Hsiao *et al.*<sup>53,55,54,52</sup> mettent en évidence une augmentation de la portance d'un profil NACA 63<sub>3</sub>018 mis en incidence et contrôlé soit par perturbation acoustique (haut-parleur intégré), soit par un volet battant. Dans les deux cas, l'actionneur est placé à proximité du bord d'attaque. La fréquence de forçage qui permet une augmentation de la portance est la fréquence du *vortex shedding*. Un résultat similaire est trouvé par Zhou *et al.*<sup>123</sup>. Les travaux de Zhang *et al.*<sup>122</sup> montrent également que l'augmentation de portance est maximale lorsque la fréquence d'excitation d'un volet battant installé à 38% de la corde d'un profil NACA 0012 est égale à celle du *vortex shedding*. Par contre, il se trouve que l'actionneur utilisé dans leur étude a précisément une fréquence de résonance égale à la fréquence du *vortex shedding*, ce qui amène, malgré les résultats des études précédemment citées, à quelques doutes sur la réalité d'une augmentation de la portance seulement due à un effet de fréquence d'excitation. Afin de caractériser la sensibilité en fréquence de l'écoulement, il est effectivement nécessaire que la fréquence de forçage et la quantité de mouvement injectée dans l'écoulement soient découplées au niveau de l'actionneur. Ainsi, Miranda *et al.*<sup>69</sup> garantissent « l'égale efficacité » de leur actionneur, constitué d'un volet battant, quelle que soit la fréquence de forçage. Ils trouvent que la fréquence de forçage optimale sur un profil à bord d'attaque et bord de fuite aigus (*sharp-edged airfoil*, utilisé sur les avions supersoniques notamment) est, comme dans les études précédentes, égale à la fréquence du lâcher tourbillonnaire naturellement présent dans l'écoulement non contrôlé. Par ailleurs, il n'existe pas de fréquence optimale (concernant l'augmentation de la portance) pour toutes les incidences post-décrochage. Enfin, Miranda *et al.*<sup>69</sup> montrent que, par un adimensionnement en nombre de Strouhal, la fréquence de forçage naturelle indiquée par Seifert & Pack<sup>100</sup> est en réalité la fréquence du *vortex shedding* dans le cas de l'écoulement sur une bosse. Ils font enfin le même constat avec les travaux de Roos & Kegelman<sup>93</sup> dans le cas d'une marche descendante. Sur un profil NACA 0012 mais contrôlé cette fois-ci par des actionneurs DBD, Audier *et al.*<sup>7</sup> montrent qu'il y a un accroissement significatif de la portance à une fréquence de forçage égale à celle du *vortex shedding*.

1. A ce titre, voir la revue bibliographique de Wu *et al.*<sup>119</sup>

Wu *et al.*<sup>118</sup> trouvent, à partir d'une simulation numérique de l'écoulement autour d'un profil NACA 0012, qu'une fréquence de forçage réduite à la moitié de la fréquence du *vortex shedding* donne un meilleur de gain de portance. Leur résultat est présenté figure 1-4.

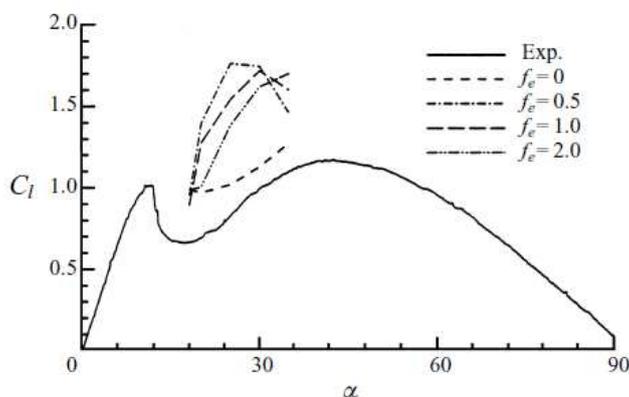


Fig. 1-4 – Augmentation de la portance due au forçage périodique ( $c_{\mu} = 3\%$ ) sur un profil NACA 0012.  $f_e$  désigne la fréquence de forçage adimensionnée par la fréquence naturelle du *vortex shedding*. Cette figure est tirée du travail de Wu *et al.*<sup>118</sup> ; les résultats expérimentaux proviennent du travail de Critzos *et al.*<sup>28</sup>.

Le coefficient de portance est globalement surestimé, comme en atteste la comparaison entre le cas sans contrôle ( $f_e = 0$ ) du calcul et celui de l'expérience, mais la portance est bien plus élevée dans les cas où l'excitation périodique est active. Cette dernière figure soulève une question qui reste ouverte : elle concerne la plage d'angle d'incidence post-décrochage où la sensibilité en fréquence est présente. En effet, là où la limite inférieure de sensibilité est *a priori* fixée par l'angle de décrochage, il n'y a pas de limite supérieure clairement définie jusqu'à présent dans les études citées. Pourtant, Miranda *et al.*<sup>69</sup> mettent en évidence une telle limite supérieure dans le cas d'un profil très mince mis en incidence. Cette limite est même rapidement atteinte dans leur cas puisqu'il n'y a plus de gain de portance pour les angles supérieurs à  $25^\circ$ , sachant que le décrochage se produit à  $15^\circ$ . Notons par ailleurs que la limite inférieure doit dépendre de la quantité de mouvement injectée dans l'écoulement puisque, comme rappelé par Miranda *et al.*<sup>69</sup>, il est toujours possible de recoller complètement l'écoulement après le décrochage, quitte à augmenter l'énergie fournie par le contrôle. La fréquence de forçage optimale étant dans la majorité des études sus-citées la fréquence du *vortex shedding*, il est naturel de penser que la sensibilité de l'écoulement à une excitation périodique est liée à l'apparition de ce phénomène dans l'écoulement non-forcé. La figure 1-5 présente les différents types d'écoulements rencontrés autour d'un profil mis en incidence (selon Wu *et al.*<sup>118</sup>).

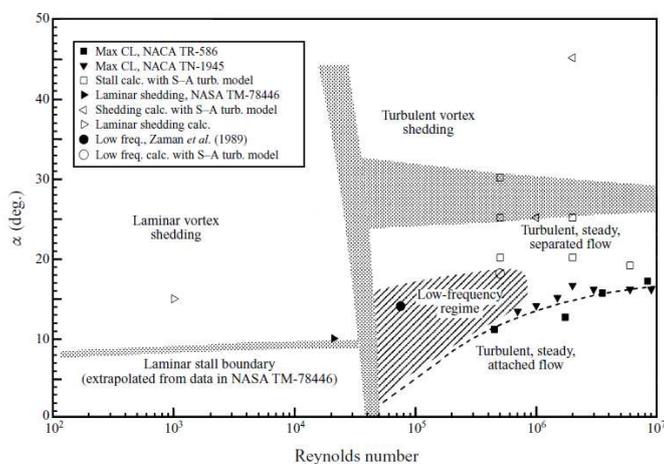


Fig. 1-5 – Les différents types d'écoulements rencontrés autour d'un profil mis en incidence, selon Wu *et al.*<sup>118</sup>.

Comme on pouvait s’y attendre, on remarque notamment que l’apparition du *vortex shedding* est retardée (lorsque l’incidence augmente) dans le cas turbulent par rapport au cas laminaire. Par ailleurs, la limite d’apparition, représentée par une zone grisée sur la figure 1-5, est *a priori* moins franche dans le cas turbulent que dans le cas laminaire. La plage d’angle d’incidence où il existe une sensibilité de l’écoulement au forçage périodique est donc délicate à déterminer. Le contrôle d’un écoulement décollé n’a pas pour objectif de le recoller, mais bien de le modifier afin d’améliorer, par exemple, la portance d’un profil. Ainsi, dans toutes les études concernant ce type de contrôle, c’est la fréquence de forçage qui est utilisée comme principal paramètre de contrôle, et non le coefficient de quantité de mouvement. Malgré cela, comme on l’a vu, le coefficient de quantité de mouvement joue un rôle dans l’étendue de la plage d’angle d’incidence où l’écoulement est sensible à la fréquence de forçage.

On trouve dans la littérature et à notre connaissance deux études sur le contrôle en boucle fermée de la fréquence de forçage ayant pour but d’augmenter la portance d’un profil en incidence post-décrochage. Tian *et al.*<sup>109</sup> proposent une étude basée sur un profil NACA 0025 contrôlé par des jets synthétiques où le signal de commande des actionneurs est même modulé en amplitude, ce qui suppose le réglage en boucle fermée de deux fréquences (du signal et de la porteuse). L’objectif consiste à minimiser le rapport traînée/portance, autrement dit à maximiser la finesse du profil. L’article donne peu d’informations sur l’algorithme employé mais il est intéressant de noter que ce n’est pas une mais deux fréquences qui sont optimisées. En effet, l’actionneur est commandé par un signal modulé en amplitude, ce qui permet d’exciter la fréquence naturelle du *vortex shedding* mais également la fréquence de la couche de mélange (idée proposée à la base par Wiltse & Glezer<sup>117</sup>). L’algorithme utilisé est appelé *downhill simplex method* et est dû à Nelder & Mead.

La seconde étude concerne une tentative de contrôle en boucle fermée de la fréquence de forçage sur un profil NACA 0015 proposée par Rethmel *et al.*<sup>92</sup>. Le contrôle est réalisé à l’aide d’actionneurs DBD. Une étude préliminaire à la synthèse de la boucle fermée montre qu’il existe une sensibilité à la fréquence de forçage pour une incidence de  $18^\circ$  et un nombre de Reynolds  $Re = 1,15 \cdot 10^6$ . Cette sensibilité est nettement visible sur une mesure de pression pariétale réalisée à une position proche du bord d’attaque, mais cette mesure n’est pas corrélée à la portance, comme on aurait pu s’y attendre. On peut néanmoins supposer que la fréquence de forçage optimale ainsi déterminée permet d’augmenter la portance. Par contre, la sensibilité en fréquence n’est absolument pas mise en évidence par la valeur moyenne d’un signal film chaud également situé à proximité du bord d’attaque. C’est pourtant ce film chaud qui est ensuite utilisé en tant que capteur dans la boucle fermée. Un algorithme de recherche d’extremum de Nelder & Mead (algorithme différent de celui qui sera détaillé et utilisé dans la suite, voir Sinha *et al.*<sup>105</sup>) est synthétisé afin d’adapter la fréquence de forçage en fonction de la vitesse de l’écoulement amont. Les résultats montrent que la boucle fermée n’est pas en mesure de converger vers la fréquence optimale, ce qui n’est pas étonnant puisque, de toute façon, le capteur utilisé ne détecte pas d’optimum en fréquence.

### 1.2.2.3 Réduction de la taille de la zone de recirculation

#### *Mise en évidence d’une fréquence de forçage optimale*

Concernant le contrôle des écoulements décollés, on rencontre dans la littérature des applications du contrôle en boucle fermée sur les écoulements au-dessus d’une marche ou d’une rampe descendante. Ce type d’écoulement semble éloigné de l’écoulement décollé autour d’un profil (point de décollement fixé par la géométrie, point de recollement solide) mais certaines caractéristiques rejoignent ce qui a été décrit dans la section précédente. L’objectif du contrôle qui est appliqué à ce type d’écoulement vise à réduire la taille de la zone de recirculation (qui se développe en aval de la marche), c’est-à-dire à faire remonter vers l’amont le point de recollement solide. Comme le montrent Chun & Sung<sup>26</sup>, il existe une fréquence de forçage optimale pour la réduction de la zone de décollement. Dans leur cas, comme dans la majorité des études sur le contrôle appliqué aux marches descendantes, le forçage est réalisé directement au niveau du point de décollement, qui est fixé par la géométrie. Il est à noter que cette fréquence optimale ne dépend pas de l’amplitude de forçage, même si une augmentation de l’amplitude induit une réduction plus importante de la zone de recirculation sans modification de la fréquence de forçage. Ces résultats sont confirmés par Henning & King<sup>50</sup> qui trouvent la même fréquence de

forçage optimale ( $St_H = 0.3$ ) pour deux amplitudes de forçage différentes. Cette fréquence optimale étant marquée par un pic sur la courbe de la réponse quasi-statique du système  $x_R = f(St_H)$ ,  $x_R$  étant la longueur du décollement, Garwon *et al.*<sup>42</sup> proposent un algorithme de type *extremum seeking* pour l'adapter en temps-réel. Il faut noter que les auteurs précédemment cités préfèrent finalement utiliser l'amplitude du forçage comme variable de contrôle en fixant la fréquence de forçage à sa valeur optimale, cette dernière étant constante quelle que soit l'amplitude. Par contre, dans ce cas, on perd forcément la capacité de la fréquence de forçage à pouvoir s'adapter à un changement de la vitesse de l'écoulement amont.

Pamart<sup>81</sup> et Dandois & Pamart<sup>29</sup> trouvent également une fréquence de forçage optimale pour la réduction de la surface de la zone de recirculation, à partir de simulations URANS et LES sur une rampe descendante. Par contre, l'estimation de la surface de la recirculation est difficile à réaliser expérimentalement, ce qui encourage à corrélérer cette surface à une ou plusieurs grandeurs pariétales. En fait, on va s'apercevoir dans le paragraphe suivant que le temps de détection du recollement peut devenir un problème réhibitoire dans l'application du contrôle en boucle fermée.

#### *Importance d'une estimation rapide de la position du point de recollement*

Une des difficultés majeures rencontrées dans l'application du contrôle en boucle fermée au cas de la marche ou de la rampe descendantes réside dans l'estimation de la position du point de recollement solide ou tout simplement de la taille du décollement. En effet, on constate que, dans les travaux de Garwon *et al.*<sup>42</sup> (basés sur des travaux de Becker *et al.*<sup>14</sup> publiés en allemand) et de Henning & King<sup>50</sup>, les temps nécessaires à l'estimation de cette position sont respectivement de 3 s et 1,5 s. Ces temps sont longs relativement au temps de réaction du système (estimé à 0,2 s par Becker *et al.*<sup>16</sup>) puisque l'estimation de la taille de la recirculation se base sur le calcul de la valeur rms de fluctuations de pression mesurées en aval de la marche. Cette estimation lente limite les performances de la boucle fermée (Becker *et al.*<sup>16,15</sup>). Ainsi, le temps de convergence vers la fréquence de forçage optimale d'un actionneur placé sur une marche descendante est d'environ 500 s dans le cas de l'algorithme de type *extremum seeking* utilisé par Garwon *et al.*<sup>42</sup>. Malgré cette relative lenteur due au temps d'estimation de la grandeur contrôlée, il est intéressant de noter qu'un tel algorithme de contrôle permet d'adapter la fréquence de forçage à un changement de vitesse amont, lorsque celle-ci est augmentée de 3 à 4,5 m.s<sup>-1</sup>.

La solution retenue par Dandois & Pamart<sup>29</sup> pour estimer en temps-réel la surface de la zone de recirculation est de corrélérer cette surface à une grandeur pariétale mesurée ponctuellement. En effet, il apparaît que la pression mesurée en un point précis de la paroi est maximale lorsque la surface du décollement est minimale. C'est une estimation rapide, puisqu'elle ne nécessite qu'une opération de moyennage en fenêtre glissante (réalisée en pratique par un filtre passe-bas), et ne limite donc pas les performances en convergence du contrôle de type *extremum seeking*<sup>2</sup> proposé. En effet, l'estimation d'une moyenne (moment d'ordre 1) nécessite moins d'échantillons que l'estimation d'une valeur rms (équivalent à un écart-type, donc un moment d'ordre 2). L'orientation choisie vers un algorithme de contrôle de type *extremum seeking* est intéressante d'abord parce que c'est un algorithme adaptatif, autrement dit, il sera capable de s'adapter aux changements de vitesse de l'écoulement amont (comme dans le cas de Garwon *et al.*<sup>42</sup>) et ensuite parce qu'il ne nécessite pas de modélisation du système pour pouvoir fonctionner, modélisation souvent délicate dans le cas d'un système fluide du fait des non-linéarités rencontrées.

Une autre méthode d'estimation de la position du point de recollement est proposée par Becker *et al.*<sup>16</sup> et se base sur la trace laissée par les structures tourbillonnaires sur les capteurs de pression installés en aval de la marche. L'utilisation de cette technique d'estimation conduit à la synthèse d'une boucle fermée de type « suivi de consigne » où le paramètre de contrôle n'est plus la fréquence de forçage mais l'amplitude. On s'éloigne donc des précédentes approches présentées. Malgré tout, sur ce thème, on peut citer les études de Henning & King<sup>50</sup> et Becker *et al.*<sup>15</sup> qui synthétisent des lois de commande afin de pouvoir placer le point de recollement selon une consigne, en adaptant l'amplitude de jets synthétiques installés au niveau de l'arrêt d'une marche descendante. Toujours par une adaptation

2. Plus de détails sur cet algorithme sont apportés à la section 1.3

en boucle fermée de l'amplitude, i.e. du coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$ , Pastoor *et al.*<sup>82</sup> réduisent la traînée d'un corps en forme de D (*D-shaped body*) à l'aide de jets synthétiques placés au culot. L'algorithme de contrôle utilisé est de type *slope seeking* et permet de maximiser la pression au culot du corps, c'est-à-dire la pression dans la zone de recirculation et ainsi limiter la traînée de pression.

#### 1.2.2.4 Conclusions sur le contrôle en boucle fermée des écoulements décollés

L'excitation périodique d'un écoulement décollé permet d'augmenter la portance et/ou diminuer la traînée d'un profil d'aile en incidence post-décrochage, et de réduire la taille de la zone de recirculation derrière une marche ou une rampe descendantes. Il existe une fréquence de forçage pour laquelle l'excitation est optimale dans le sens où l'on obtient les meilleurs résultats en ce qui concerne les objectifs précédemment évoqués. L'écoulement n'est pas pour autant complètement recollé puisqu'il subsiste toujours une zone de recirculation, même réduite. Pour adapter en boucle fermée la fréquence d'excitation, il est nécessaire d'estimer la grandeur que l'on souhaite maximiser/minimiser. L'estimation de la portance peut être réalisée à l'aide d'une balance, mais la méthode d'intégration de la pression mesurée en plusieurs points du profil est plus proche d'une possible application en vol. L'estimation de la position du point de recollement solide derrière une marche ou une rampe peut être réalisée à partir du calcul de la valeur rms des fluctuations de pression mesurées en aval du décollement (qui est fixé par la géométrie dans ces cas là). Cette estimation est lente relativement au temps de réaction du système et ralentit l'algorithme de contrôle, quel qu'il soit. Une autre méthode plus rapide mais qui estime toujours directement la position du point de recollement est proposée par Becker *et al.*<sup>16</sup>. Une autre approche consistant à corrélérer une mesure ponctuelle de pression pariétale avec la taille de la zone de recirculation est proposée dans la littérature. Elle se base ensuite sur le fait que la pression moyenne mesurée est maximale pour un décollement minimal. Afin de maximiser cette pression, l'application d'un algorithme de type *extremum seeking* a l'avantage de s'adapter aux changements de vitesse de l'écoulement amont.

### 1.2.3 Contrôle direct des décollements (*Flow separation control*)

#### 1.2.3.1 Utilisation de l'effet d'hystérésis pour prévenir le décollement

Nishri & Wygnanski<sup>78</sup> ont mis en évidence le fait que l'amplitude du forçage pour maintenir un écoulement attaché est moins grande que celle nécessaire pour le recoller. Autrement dit, il existe un effet d'hystérésis qui apparaît avec l'application du contrôle. Il faut tout de même noter que, dans leur cas concernant le décollement sur un volet avec fente contrôlé par excitation périodique, le décrochage est naturellement<sup>3</sup> brutal, ce qui suppose à la base l'existence d'un effet d'hystérésis sur le décollement/recollement sans contrôle<sup>4</sup>. Il n'en reste pas moins que cet effet est potentiellement « utilisable » sur un large panel de profil pour le contrôle en boucle fermée du décollement, comme proposé par Zakharin *et al.*<sup>120</sup> et Tewes *et al.*<sup>108</sup>. Le dispositif expérimental de Tewes *et al.*<sup>108</sup> est constitué d'un profil elliptique muni, au bord d'attaque, d'un système de contrôle par aspiration continue ou périodique. Des mesures de portance et de traînée montrent que le recollement est naturellement retardé par rapport au décollement lors d'un aller-retour de l'angle de braquage. Un effet d'hystérésis est ainsi également présent aux angles de braquage post-décrochage lorsque le forçage est appliqué. Il est mis en évidence par la mesure de la portance lorsque le coefficient de quantité de mouvement est augmenté puis diminué, comme présenté sur la figure 1-6(a).

Tewes *et al.*<sup>108</sup> observent dans leur cas que le  $c_\mu$  nécessaire au recollement est 15 fois plus grand que celui nécessaire pour simplement maintenir l'écoulement attaché. Le contrôle en boucle fermée du décollement est dès lors envisagé à partir d'une mesure de pression à 6% de corde, mesure qui illustre une nouvelle fois, comme on peut s'en convaincre sur la figure 1-6(b), l'effet d'hystérésis lorsque le forçage est appliqué. A partir de ce comportement en boucle ouverte, l'idée de l'algorithme de contrôle en boucle fermée est de maintenir la valeur de  $C_p$  en dessous d'un seuil défini à  $-4,5$  pour

3. i.e. sans appliquer de forçage

4. L'effet d'hystérésis naturel est mis en évidence par Tewes *et al.*<sup>108</sup>, mais aussi par Chen *et al.*<sup>25</sup>.

$U_\infty = 15 \text{ m.s}^{-1}$  et un angle d'incidence de  $19^\circ$ . L'algorithme fonctionne mais on constate d'emblée que la définition d'un seuil dépend des conditions de l'expérience, à savoir la vitesse amont et l'angle d'incidence. Ainsi, l'algorithme a logiquement du mal à s'adapter aux changements de ces conditions. Une solution proposée par Tewes *et al.*<sup>108</sup> mais non implémentée, consiste à placer un seuil non pas sur  $C_p$  mais sur sa dérivée temporelle, seuil qui serait indépendant des conditions de l'expérience.

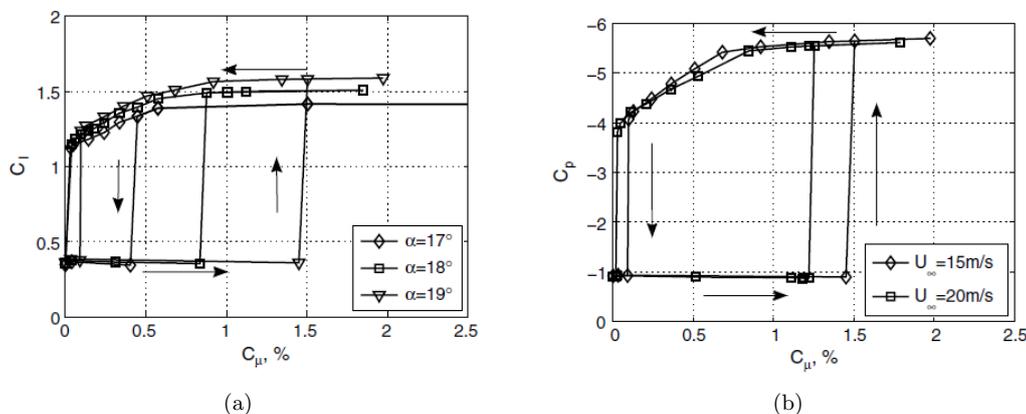


Fig. 1-6 – Mise en évidence de l'effet d'hystérésis sur le décollement par des mesures (a) de portance  $C_L$  à différents angles de braquage post-décrochage et (b) de pression  $C_p$  à différentes vitesses amont (figure tirée des travaux de Tewes *et al.*<sup>108</sup>).

Benard *et al.*<sup>18</sup> mettent en également évidence un effet d'hystérésis sur l'évolution du coefficient de portance d'un profil NACA 0015 en fonction de l'amplitude de la tension aux bornes d'un actionneur plasma. Cet effet d'hystérésis est visible sur la figure 1-7. Il est également et logiquement présent sur les coefficients de pression  $C_p$ <sup>5</sup>, comme dans le cas de Tewes *et al.*<sup>108</sup>. Ainsi, comme dans les travaux de ces derniers, Benard *et al.*<sup>18</sup> proposent un algorithme de contrôle en boucle fermée basé sur un seuil de  $C_p$  préalablement défini. Ce seuil dépendant évidemment des conditions de l'expérience, comme déjà évoqué, une autre grandeur basée sur le calcul de la valeur rms des fluctuations de  $C_p$  est utilisée comme critère de détection de la séparation.

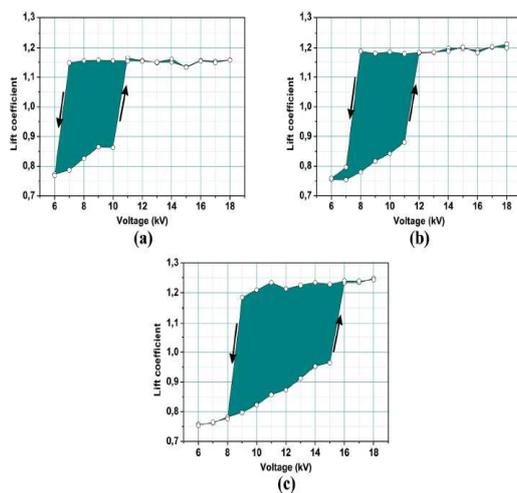


Fig. 1-7 – Mise en évidence de l'effet d'hystérésis sur l'évolution du coefficient de portance en fonction de l'amplitude de forçage;  $Re = 1,9.10^5$ ; (a)  $13^\circ$ , (b)  $14^\circ$  et (c)  $15^\circ$  d'incidence (figure tirée des travaux de Benard *et al.*<sup>18</sup>).

5. L'effet d'hystérésis n'est pas mis en évidence sur un cas sans contrôle; néanmoins, on constate que le décrochage d'un profil NACA 0015 est brutal sur les résultats de Jacobs *et al.*<sup>56</sup> obtenus à  $Re = 3,2.10^6$ , soit un Reynolds plus élevé que dans le cas de Benard *et al.*<sup>18</sup>.

Plus précisément, ce critère est capable de détecter le décollement avant qu'il ne se produise, car la valeur rms des fluctuations de pression augmente à l'approche du décollement (*incipient separation*). Benard *et al.*<sup>18</sup> définissent, à partir de  $c_{prms}$ , un critère adimensionné noté  $CV(c_{prms})$  afin de s'affranchir de l'angle d'incidence et de la vitesse d'écoulement amont. L'algorithme de contrôle en boucle fermée est ensuite basé sur la définition d'un seuil sur le critère  $CV(c_{prms})$ . L'analyse de la robustesse du contrôle aux changements de vitesse et d'incidence n'est pas réalisée.

### 1.2.3.2 Recollement de l'écoulement après estimation de la position du point de décollement

#### Détection du point de décollement par des capteurs de frottement

En fait, on constate que, dans la plupart des cas, c'est la détection du décollement (ou du recollement) qui pose problème et limite l'utilisation voire la rapidité du contrôle en boucle fermée. Pourtant, dans le cas d'un écoulement idéalement bi-dimensionnel, le point de décollement est parfaitement, et même « simplement » défini par le point d'un profil où le frottement pariétal  $\tau_w$  s'annule. Le premier moyen qui vient donc à l'esprit quand il s'agit de détecter un décollement consiste à mesurer le frottement pariétal, puis à déterminer l'abscisse  $s$  telle que  $\tau_w(s) = 0$ . Dans la pratique, parce que l'écoulement n'est jamais bi-dimensionnel, il est très difficile d'appliquer cette définition pour réaliser expérimentalement la détection du point de décollement. On connaît un seul exemple dans la littérature concernant le contrôle des décollements où les auteurs (Poggie *et al.*<sup>85</sup>) utilisent une mesure du frottement par le biais de capteurs de type « film chaud ». Notons dès à présent que l'avantage de ses capteurs tient du fait qu'ils sont non-intrusifs, ce qui permet d'envisager leur utilisation, *in fine*, sur un avion en conditions d'exploitation. Nous reviendrons dans la suite sur cette utilisation d'un étalonnage des films chauds. Les travaux de Shaqarin *et al.*<sup>103</sup>, présentés dans la suite également, utilisent aussi l'étalonnage d'un film chaud dans le cadre du contrôle en boucle fermée du décollement, mais la détection du point de décollement n'est finalement pas basée sur la définition  $\tau_w(s) = 0$ . En fin de compte, la détection du point de décollement d'une couche limite à l'aide de capteurs films chauds utilise d'autres techniques. En particulier, la technique basée sur le phénomène de « renversement de la phase », proposée par Stack *et al.*<sup>107</sup>, apparaît comme étant particulièrement adaptée à la détection du décollement d'une couche limite laminaire. Cette technique utilise le fait que l'écoulement change de sens (en proche paroi) au passage du point de décollement. Malheureusement, elle n'est pas applicable dans le cas du décollement d'une couche limite turbulente, si l'on en croit Meijering & Schroder<sup>68</sup> qui ont tenté de l'utiliser pour détecter le décollement sur un profil en écoulement transsonique. Par contre, pour atteindre cet objectif, ils utilisent le coefficient de corrélation calculé sur l'évolution temporelle de signaux provenant de films chauds adjacents, comme cela est également proposé par Nakayama *et al.*<sup>75</sup>. Ainsi, on va voir que certains auteurs, plutôt que d'utiliser une mesure du frottement (ce qui suppose un étalonnage du ou des films chauds), se basent sur le calcul de grandeurs statistiques associées aux fluctuations de frottement.

#### Contrôle du décollement de type suivi de consigne et basé sur un étalonnage des capteurs

La stratégie de contrôle en boucle fermée adoptée par Poggie *et al.*<sup>85</sup> afin d'éviter le décollement sur un volet lorsque l'aile est mis en incidence utilise un étalonnage des films chauds, étalonnage qui n'est malheureusement pas détaillé dans l'article (cet étalonnage est également utilisé par Mangalam & Moes<sup>67</sup> mais sans plus de détail). C'est, à notre connaissance, la seule application qui utilise un tel étalonnage pour le contrôle en boucle fermée. Cet étalonnage permet d'obtenir une mesure du frottement sur le volet en unités arbitraires, équivalentes d'un film chaud à l'autre. Le frottement mesuré au niveau du film chaud à 76,8% de corde est utilisé comme variable de mesure dans la boucle de contrôle ; cette mesure du frottement permet l'adoption d'un contrôle en boucle fermée de type suivi de consigne, le but étant de maintenir le frottement (mesuré à 76,8% de corde) à une valeur prescrite et correspondant à un écoulement attaché. Le contrôle de l'écoulement est assuré par des actionneurs DBD installés sur l'aile, donc en amont du décollement ; l'expérience est réalisée à  $M = 0,05$  avec un nombre de Reynolds basé sur la corde du profil de  $9.10^5$ . Le volet est braqué à  $10^\circ$  par rapport à l'aile.

La figure 1-8 présente l'évolution du frottement (en unités arbitraires) mesuré à 76,8% de corde lors

d'une réalisation de la boucle fermée. La ligne pointillée, notée *On*, est *a priori* la valeur de consigne donnée sur ce frottement. La boucle fermée s'active automatiquement (frottement mesuré proche de 0) lorsque l'aile est mis en incidence à  $17^\circ$ , c'est-à-dire lorsque le frottement passe sous la consigne *Off* (deuxième ligne pointillée). Par contre, la boucle ne parvient pas à stabiliser la valeur du frottement mesuré sur le volet à la valeur de consigne. On aurait souhaité voir l'évolution temporelle de la tension aux bornes de l'actionneur DBD pour savoir quelle est la cause de cette instabilité. Malgré cela, on peut supposer que les oscillations autour de la valeur de consigne proviennent d'un gain d'adaptation réglé à une valeur trop grande, ce qui implique une variation de la commande « par à-coups ».

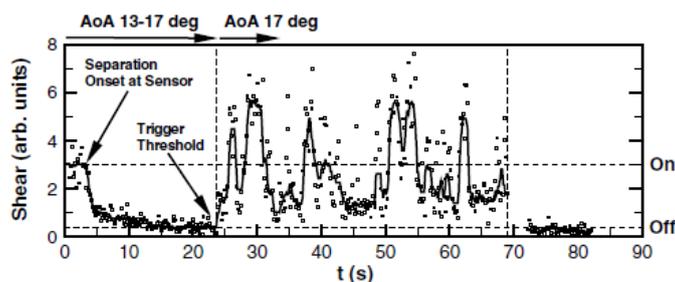


Fig. 1-8 – Évolution temporelle du frottement (en unités arbitraires) mesuré à 76,8% de corde lors d'une réalisation de la boucle fermée et de la mise en incidence de l'aile entre  $13$  et  $17^\circ$ , le volet étant braqué à  $10^\circ$ ;  $M = 0,05$ ;  $Re_c = 9.10^5$  (figure tirée des travaux de Poggie *et al.*<sup>85</sup>).

#### Du suivi de consigne au suivi de trajectoire

Shaqarin *et al.*<sup>103</sup> utilisent également une approche de type suivi de consigne basée sur l'étalonnage d'un film chaud installé sur une rampe droite descendante d'où l'écoulement se sépare. L'étalonnage du film chaud est réalisé à l'aide de fils de laine installés sur la rampe, fils qui permettent de déterminer l'état de l'écoulement en fonction de la vitesse amont. Le résultat de l'étalonnage est présenté sur la figure 1-9; la ligne nommée *just attached* définit le seuil au-delà duquel l'écoulement est décollé.

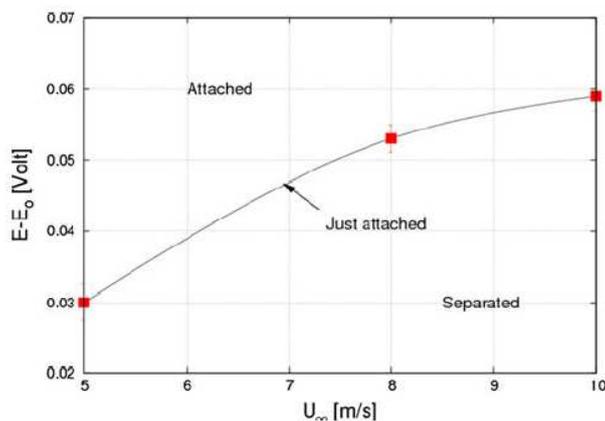


Fig. 1-9 – Étalonage d'un film chaud en fonction de la vitesse amont  $U_\infty$  à partir d'une visualisation de l'écoulement par fils de laine (figure tirée des travaux de Shaqarin *et al.*<sup>103</sup>).

Dès lors, la valeur de ce seuil est utilisée comme consigne dans la boucle fermée, afin d'aboutir « tout juste » au recollement de l'écoulement grâce à l'adaptation du rapport cyclique des jets pulsés installés au début de la rampe. Shaqarin *et al.*<sup>103</sup> vont plus loin que Poggie *et al.*<sup>85</sup> en proposant une modélisation de type « boîte noire » du système défini en entrée par le rapport cyclique des jets pulsés, et en sortie par la tension recalée  $E - E_0$  du film chaud (sur la figure 1-9). Cette modélisation prend la forme d'une fonction de transfert d'ordre 1. L'avantage d'obtenir une modélisation est de pouvoir régler le régulateur qui sera implémenté et utilisé dans la boucle fermée. Seul un contrôleur proportionnel est finalement implémenté et montre de bonnes propriétés de convergence, c'est-à-dire

qu'il converge relativement rapidement et n'induit pas d'oscillation autour de la consigne, comme c'était le cas pour Poggie *et al.*<sup>85</sup>. Par contre, l'inconvénient de ce procédé est que le modèle est établi pour une vitesse constante (de  $5 \text{ m.s}^{-1}$ ), donc le contrôleur est optimisé pour des conditions de fonctionnement données. Par ailleurs, lorsque la vitesse amont est modifiée, la consigne de suivi de la boucle doit changer également. Ce changement de consigne<sup>6</sup> est finalement réalisé par Shaqarin *et al.*<sup>103</sup>, ce qui a pour effet de permettre à l'écoulement de rester attaché malgré la modification de vitesse amont. Dès lors, l'approche adoptée devient un suivi de trajectoire. Par contre, l'évolution de la consigne est clairement réglée à l'avance, donc une variation aléatoire de la vitesse amont mettrait une nouvelle fois en défaut l'algorithme de contrôle.

### Contrôle du décollement de type *triggering*

Packard & Bons<sup>80</sup> utilisent des films chauds pour détecter le développement du décollement sur un profil NACA 643618 oscillant, à  $Re = 64\,000$  ( $U_\infty = 6,5 \text{ m.s}^{-1}$ ), afin de le contrer par une adaptation rapide du taux de soufflage (*blowing ratio*) de jets pulsés normaux intégrés au niveau du bord d'attaque du profil. Le taux de soufflage est défini comme étant le rapport entre la vitesse du jet et la vitesse locale (et non pas la vitesse amont dans ce cas). La taille du décollement augmente à mesure que l'angle d'incidence du profil augmente, et le point de décollement est détecté lorsqu'il passe sur un film chaud situé à 40% de corde. Pour ce faire, la valeur rms du signal issu de ce film chaud est calculée sur 50 ms et un seuil sur cette valeur rms est défini. Si ce seuil est dépassé, le contrôle est enclenché. Le problème est que l'application du contrôle par jets pulsés, si elle permet effectivement de recoller l'écoulement, induit également une augmentation de la valeur rms calculée qui reste dès lors au-dessus du seuil fixé. Packard & Bons<sup>80</sup> sont donc obligés de définir un second seuil sur la valeur rms pour désactiver le contrôle lors d'une diminution de l'angle d'incidence, autrement dit lorsqu'il n'est plus nécessaire de souffler pour maintenir l'écoulement attaché. La définition d'un seuil de valeur rms est donc délicate et surtout dépend des conditions de l'expérience. En effet, si le seuil change entre le cas avec contrôle et le cas sans, on imagine aisément qu'il changera également lors d'un changement de vitesse amont.

Pour aller plus loin que Packard & Bons<sup>80</sup>, Lombardi *et al.*<sup>65,66</sup> proposent de prévenir le décollement sur un profil NACA 0015 oscillant en activant un actionneur plasma DBD juste à l'approche du décollement. Notons dès à présent qu'aucun effet d'hystérésis n'est mis en évidence dans l'article, ce qui ne veut pas dire qu'il n'est pas présent. Il n'est de toute façon pas utilisé dans une approche de type *triggering* qui consiste uniquement à activer le contrôle ou non, sans chercher à minimiser son amplitude. Comme dans le cas de Benard *et al.*<sup>18</sup>, Lombardi *et al.*<sup>65,66</sup> définissent un critère qui permet de détecter l'approche du décollement (*incipient separation*) à partir d'une mesure de pression au bord d'attaque. Cette mesure de pression instationnaire est filtrée par un filtre passe-bande centré sur 80 Hz qui est la fréquence de la perturbation induite par l'actionneur plasma. Les auteurs observent en effet que la fréquence de perturbation de l'actionneur, soit 80 Hz, apparaît dans le signal de pression uniquement à l'approche du décollement et lorsque le profil est décroché. Ainsi, en estimant en temps réel la valeur rms du signal filtré sur une bande centrée autour de 80 Hz, il est possible de détecter l'approche du décollement par la définition d'un seuil. Cette valeur rms est notée  $p_{rms[80Hz]}$  dans le tableau 1-2. Par contre, l'utilisation de cette méthode implique un forçage permanent, même lorsque l'écoulement est naturellement attaché. C'est là une différence entre les travaux de Lombardi *et al.*<sup>65,66</sup> et ceux de Packard & Bons<sup>80</sup> puisque ces derniers, qui utilisent également un critère basé sur une valeur rms, ont des difficultés pour définir un seuil de valeur commun aux cas avec et sans contrôle. L'algorithme de contrôle, proposé par Lombardi *et al.*<sup>65,66</sup>, réalise finalement une augmentation de la tension aux bornes de l'actionneur plasma à l'approche du décollement dans le but de le prévenir. Cet algorithme fonctionne pour deux cycles de braquage différents quant aux angles atteints mais de même fréquence de rotation. La robustesse aux changements de vitesse amont n'est pas testée.

Le contrôle en boucle fermée du décollement réalisé par Rethmel *et al.*<sup>92</sup> sur un profil NACA 0015 à l'aide d'actionneurs DBD est également basé sur une approche de type *triggering*. L'état attaché ou

---

6. D'une consigne constante  $r$ , on passe à une consigne qui dépend du temps  $r(t)$ , que l'on appelle en générale une « trajectoire ».

décollé de l'écoulement est déterminé via la définition d'un seuil sur la valeur de la puissance dissipée (*a priori* la valeur rms) au niveau d'un film chaud situé au plus près du bord d'attaque. Cette valeur seuil est utilisée pour activer ou non le contrôle. Il y a en fait deux valeurs seuils qui définissent une zone morte pour éviter une oscillation trop rapide entre activation et désactivation du contrôle. On voit là l'inconvénient principal d'une stratégie de contrôle du type *triggering* : la définition d'une valeur seuil est délicate, cette valeur dépendant *a priori* des conditions de l'expérience. D'autre part, la définition d'une seule valeur peut amener à une oscillation non désirée du contrôle, tandis que la définition de deux valeurs seuil double la difficulté de réglage. Il n'est pas fait mention du caractère précurseur ou non du critère de décollement défini.

#### *Vers l'utilisation de capteurs de pression*

Afin de s'affranchir de ces limites, l'idée consiste à définir un critère de décollement qui ne dépend pas des conditions de l'expérience, ce qui aboutira ainsi à la définition d'un seuil plus « universel ». Sur ce point, le critère noté FVR et proposé par Troshin & Seifert<sup>111</sup> est particulièrement intéressant ; il est défini par le rapport entre la variance des basses fréquences et la variance des hautes fréquences d'un signal film chaud. Troshin & Seifert<sup>111</sup> ne précisent pas si ce critère est indépendant de la vitesse de l'écoulement amont, mais en tout cas il ne dépend ni de la position du film chaud, ni du nombre d'actionneurs activés (dans ce cas, des jets synthétiques). Par contre, l'estimation de ce critère suppose le calcul temps-réel du spectre du signal film chaud. Aucune précision n'est apportée quant à la taille de la fenêtre de calcul, mais elle semble assez faible pour permettre une réponse temporelle inférieure à la seconde de la boucle de contrôle. Notons par ailleurs que ce critère est utilisable en régime turbulent. Le seuil de détection du décollement est ensuite déterminé par comparaison avec des distributions de coefficients de pression sur le profil étudié. Dans le cas de Troshin & Seifert<sup>111</sup>, la détection du point de décollement permet en fait de situer là où le forçage des actionneurs est susceptible d'être le plus efficace. Le profil d'aile est ainsi équipé de trois rangées d'actionneurs (jets synthétiques) dont l'espace les séparant est bardé de capteurs films chauds. Dans leur approche de la boucle fermée, l'estimation de la position du point de décollement est donc uniquement là pour déterminer la meilleure répartition de l'autorité du contrôle sur les trois rangées d'actionneurs. De ce fait, l'énergie est plutôt dirigée vers les actionneurs proches du point de décollement à un instant  $t$ , et ce afin de limiter la consommation au niveau des actionneurs moins bien situés à ce même instant. Cette boucle de contrôle a donc un aspect *triggering* par la définition d'un seuil, mais elle va en fait beaucoup plus loin comme on va le voir dans la section suivante. En effet, une série de capteurs de pression est intégrée au profil afin de pouvoir estimer sa portance (de manière non-intrusive). L'idée n'est donc plus de contrôler le décollement en estimant sa taille ou la position à partir de laquelle il se développe, mais de contrôler directement la portance<sup>7</sup> (en particulier le coefficient de portance) car elle est intrinsèquement liée à l'occurrence du décollement.

#### *1.2.3.3 Maintient de la portance*

##### *Contrôle de la portance de type suivi de consigne*

L'idée de l'algorithme de contrôle en boucle fermée, proposé par Troshin & Seifert,<sup>111</sup> est de garantir, quel que soit l'état de surface du profil, un coefficient de portance constant et suffisamment élevé. Ainsi, c'est logiquement un contrôle de type suivi de consigne qui est adopté, où la consigne est une valeur du coefficient de portance, ce dernier étant estimé en temps-réel par une série de capteurs de pression. Le schéma-bloc de l'algorithme de contrôle est présenté sur la figure 1-10. La commande est appliquée via un régulateur PID. L'aspect *triggering* de la boucle de contrôle se trouve dans le réglage de la répartition du contrôle sur les trois rangées d'actionneurs. On a donc ici un exemple de combinaison entre deux approches du contrôle, l'un de type suivi de consigne (à partir de capteurs de pression) et l'autre de type *triggering* (à partir de capteurs de frottement). On constate par ailleurs que, là où l'adoption d'un contrôle de type suivi de consigne ne paraissait pas judicieuse dans le cas où

---

7. Cf. diagramme de la figure 1-2.

le décollement est détecté par un critère basé sur une mesure film chaud, elle apparaît plus appropriée si la consigne est précisément basée sur le coefficient de portance.

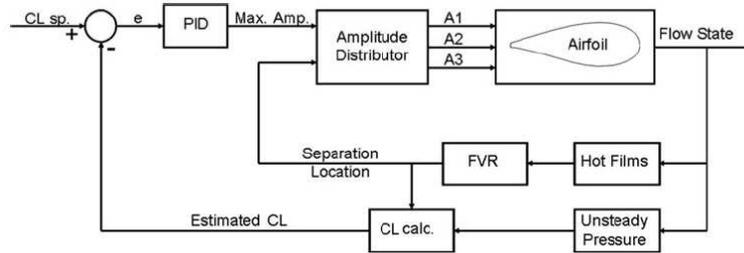


Fig. 1-10 – Schéma-bloc de l'algorithme adopté par Troshin & Seifert<sup>111</sup> pour contrôler le décollement sur un profil avec trois rangées (notées A1, A2 et A3) d'actionneurs de type jet synthétique.

En fait, l'utilisation de capteurs de pression dans le cadre du contrôle en boucle fermée du décollement se trouve déjà dans plusieurs applications décrites dans la littérature. Comme on l'a vu, il est finalement difficile de détecter la position du point de décollement, ou même parfois simplement le décollement, à l'aide de capteurs de frottement, lorsque la vitesse change ou que le contrôle est activé ou non. Par ailleurs, comme dans le cas de Troshin & Seifert<sup>111</sup>, l'objectif de contrôle étant le maintien d'un coefficient de portance à une valeur donnée, il apparaît plus judicieux d'utiliser des capteurs de pression pour l'estimer. Même dans d'autres cas, l'apparition du décollement est de toute façon mise en évidence sur la distribution du coefficient de pression. Ainsi, certains auteurs utilisent la pression comme variable de contrôle du décollement.

C'est le cas de King *et al.*<sup>58,59</sup> qui contrôlent le décollement sur le volet intérieur et le volet extérieur d'une demi maquette d'*Airbus* (modèle non précisé) à l'aide de fentes pulsées, actionnées à 200 Hz et avec un rapport cyclique de 50%. La vitesse de l'écoulement est de  $69 \text{ m.s}^{-1}$ , ce qui donne un Reynolds de corde  $Re_c = 1,6.10^6$ . Le principe de la boucle fermée est d'adapter le coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$  (vannes proportionnelles) afin d'atteindre et de garantir un coefficient de portance donné, noté  $c_{L,ref}$ . C'est donc une stratégie de type suivi de consigne. Par contre, pour réaliser le bouclage, le coefficient de portance n'est pas directement calculé mais il est corrélé aux mesures de pression fournies par trois capteurs choisis lors de la phase de réglage de la boucle fermée. La consigne  $c_{L,ref}$  est donc « traduite » en termes de variations de pression au niveau de ces trois capteurs. King *et al.*<sup>58,59</sup> présentent également une application du contrôle en boucle fermée du décollement, cette fois-ci sur un planeur avec essais en vol. La variable contrôlée est toujours la portance, avec comme objectif de la maintenir constante à une valeur prescrite. La portance est cette fois-ci corrélée au gradient de pression calculé à partir de quatre capteurs de pression (c'est donc un gradient « spatial »). Ce gradient est estimé par un filtre de Kalman<sup>8</sup>. Pour les deux applications, la stratégie adoptée est donc la même, à savoir le contrôle de la portance par une approche de type suivi de consigne. Là où King *et al.*<sup>58,59</sup> vont finalement plus loin que Shaqarin *et al.*<sup>103</sup> ou Troshin & Seifert<sup>111</sup>, c'est dans la méthode de synthèse d'un régulateur robuste. Dans les deux cas de King *et al.*<sup>58,59</sup>, une modélisation du système est d'abord réalisée. Elle aboutit à une fonction de transfert d'ordre 3 dans le cas de la maquette d'*Airbus*, et d'ordre 4 dans le cas du planeur<sup>9</sup>. Partant de cette modélisation, les régulateurs sont obtenus par synthèse  $H_\infty$  (<sup>10</sup>) ce qui permet *a priori* d'obtenir des régulateurs robustes aux variations des conditions de l'expérience ou des conditions de vol<sup>11</sup>. Ainsi, il est intéressant de constater que la portance est maintenue constante malgré une variation d'angle d'incidence du planeur (toujours lors d'un vol), variation qui induit elle-même une variation de vitesse-air. Ainsi, le contrôleur arrive à garantir un niveau donné de portance pour une variation de vitesse  $U_\infty$  de  $5 \text{ km.h}^{-1}$ , soit  $1,4 \text{ m.s}^{-1}$ .

Pour tenter d'être le plus exhaustif possible, on finira par évoquer les travaux de Lee *et al.*<sup>64</sup>

8. Voir l'ouvrage de Gelb<sup>43</sup>.

9. L'identification est réalisée lors d'un vol.

10. Voir les ouvrages de Skogestad & Postlethwaite<sup>106</sup> et Morari & Zafriou<sup>71</sup>.

11. Shaqarin<sup>102</sup> propose aussi un régulateur robuste obtenu par synthèse  $H_\infty$  mais il ne le teste pas en conditions réelles sur la rampe descendante.

qui utilisent un gradient de pression entre deux points d'un profil NACA 64A210 comme variable de contrôle dans une boucle fermée de type suivi de consigne avec régulateur PID<sup>12</sup>. Aucune corrélation avec la portance n'est réalisée pour permettre le choix de la consigne (en tout cas, ce point n'est pas développé dans le papier). Précédemment, Allan *et al.*<sup>4</sup> ont utilisé la même approche pour contrôler le décollement derrière une bosse. Dans leur cas, une modélisation du système a permis de régler le contrôleur PID.

D'autres auteurs ont proposé des stratégies de contrôle basées sur une modélisation du système à contrôler. Dans ce cadre là, on peut citer les travaux de Pinier *et al.*<sup>84</sup> (basés en partie sur les travaux préliminaires de Ausseur *et al.*<sup>9,10,11,8</sup>) qui contrôlent en boucle fermée le décollement se produisant sur un profil NACA 4412 progressivement mis en incidence à  $Re = 1,4 \cdot 10^5$ . Les actionneurs employés sont de type « fente synthétique ». La mise en place de la boucle fermée se base sur des travaux préliminaires visant à décomposer le champ de vitesse (mesuré par PIV) en mode POD et à réaliser ensuite l'estimation en temps-réel des coefficients POD à partir de mesures de pression à la paroi du profil. L'idée de la boucle de contrôle est d'utiliser le coefficient du premier mode POD (le plus énergétique) comme amplitude de forçage. En effet, l'amplitude de variation de ce coefficient augmente à l'approche du décollement. La stratégie adoptée fonctionne et permet d'éviter l'apparition du décollement lorsque le profil est progressivement mis en incidence, ce qui permet finalement de maintenir la portance quel que soit l'angle d'attaque. Les auteurs soulignent que le contrôle n'est par contre pas en mesure de recoller l'écoulement. Par ailleurs, l'intérêt d'utiliser le coefficient du premier mode POD par rapport à une autre variable de contrôle issue du traitement des fluctuations de pression (comme la valeur rms utilisée par d'autres auteurs déjà cités) n'est pas vraiment mis en évidence.

On peut enfin citer les travaux de Tian *et al.*<sup>110</sup> sur le contrôle en boucle fermée du décollement ; même si ces travaux ne s'inscrivent pas exactement dans une approche de type suivi de consigne, ils proposent une stratégie de contrôle qui se base sur une modélisation « boîte noire » (appelé modèle AR-Markov) du système avec une identification en ligne des paramètres. L'objectif de la boucle fermée est de réduire les fluctuations de pression mesurées sur un profil NACA 0025 à  $Re = 10^5$  à l'aide de jets synthétiques. C'est finalement une approche du type « rejet de perturbation » qui est adoptée dans ces travaux. L'impact de variations de vitesse ou d'angle sur le comportement de la boucle n'est pas testé mais le caractère adaptatif du contrôle laisse envisager une bonne robustesse. Ce caractère adaptatif est finalement repris dans le paragraphe suivant.

#### *Vers une approche sans modèle et un contrôle adaptatif*

Afin de s'affranchir des limites posées par la modélisation sur laquelle se base la synthèse d'un régulateur, plusieurs auteurs proposent des approches de contrôle sans modèle. Du même coup, il n'y a plus de consigne ou de trajectoire à spécifier, et les algorithmes de contrôle utilisés s'adaptent aux changements de conditions de l'expérience. Par contre, comme on va le voir, ils sont considérés comme plus lents que les précédents déjà évoqués. Par exemple, Benard *et al.*<sup>19</sup> proposent, pour contrôler le décollement sur un NACA 0015 à l'aide d'un actionneur DBD, non pas de chercher à suivre une consigne ou une trajectoire sur la portance, mais de chercher à la maximiser quelles que soient les conditions de l'expérience. Dans leur cas, la portance est mesurée en temps-réel par une balance. Pour réaliser cette maximisation, un algorithme de type *slope seeking*, défini par Ariyur & Krstić<sup>6</sup> est adopté. Son principe est détaillé dans la section 1.3. Cet algorithme, une fois implémenté, permet de garantir à la fois une portance maximale et une puissance consommée par l'actionneur minimale pour un Reynolds constant de l'ordre de  $10^5$ . Par ailleurs, l'algorithme est capable d'adapter la tension aux bornes de l'actionneur de façon à conserver l'écoulement attaché lors d'un changement de la vitesse amont. Le temps nécessaire à l'estimation de la portance du profil, estimation réalisée à l'aide d'une balance, ralentit l'algorithme. De plus, ce type d'estimation par balance serait difficile à mettre en œuvre sur un cas réel d'aéronef. Ainsi, une autre approche du contrôle du décollement, utilisant toujours le *slope seeking*, est proposée par Becker *et al.*<sup>17</sup> à partir de mesures de pression en deux points distincts de la corde d'un volet, de profil NACA 4415, ce dernier étant placé avec une fente au bord de fuite d'une aile de profil NACA 4412. En effet, la différence de pression ainsi mesurée et notée  $\Delta C_p$  est représentative

12. Voir l'ouvrage de Corriou<sup>27</sup>.

de l'état attaché ou non de l'écoulement, avec  $\Delta c_p > 1$  dans le premier cas, et  $\Delta c_p \simeq 0$  dans le second. L'utilisation du *slope seeking* apparaît donc toute indiquée puisque le but est de maximiser la variable  $\Delta c_p$  pour parvenir au recollement ou maintenir l'écoulement attaché. Finalement, l'idée ne consiste plus, comme dans le cas de Benard *et al.*<sup>19</sup>, à maximiser directement la portance pour contrôler le décollement, mais bien de trouver une variable représentative de ce dernier, variable que l'on qualifie de variable de substitution. Le décollement est en quelque sorte contrôlé indirectement. Par ailleurs, la variable de contrôle utilisée par Becker *et al.*<sup>17</sup> est le rapport cyclique du signal de commande des fentes pulsées qui soufflent normalement à la paroi du volet au niveau de son bord d'attaque. C'est en effet le moyen utilisé dans leur cas pour faire varier assez rapidement le coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$ . Pour plus de clarté, le schéma du dispositif avec la boucle fermée est reporté depuis l'article de Becker *et al.*<sup>17</sup> sur la figure 1-11(a).

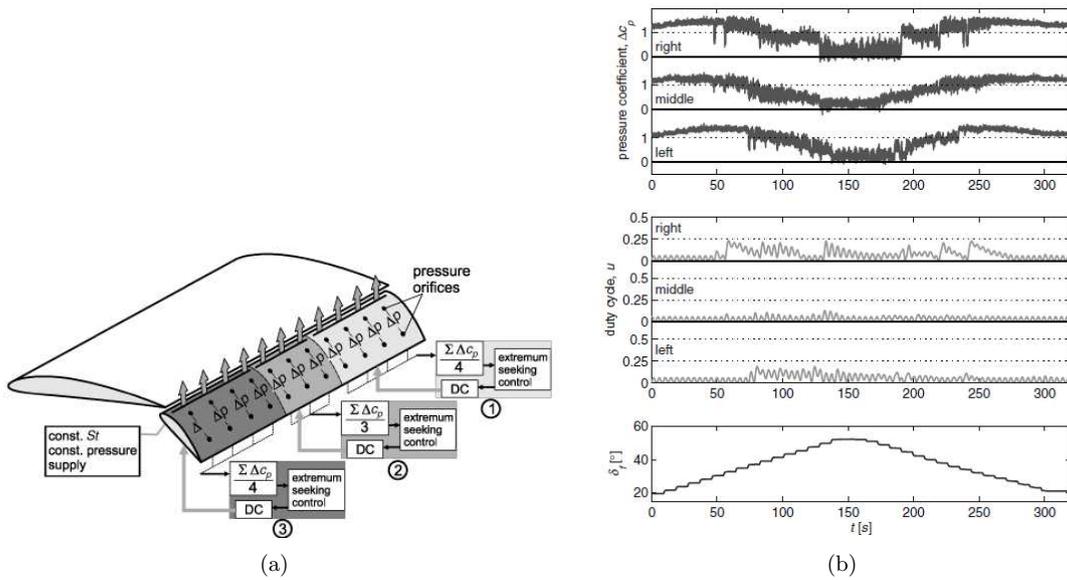


Fig. 1-11 – (a) Schéma du dispositif de Becker *et al.*<sup>17</sup> et (b) évolution temporelle des grandeurs de contrôle  $\Delta c_p$  et  $u$ , ainsi que de l'angle de braquage du volet  $\delta_f$ ;  $Re_c = 500\,000$  (figure tirée des travaux de Becker *et al.*<sup>17</sup>).

On constate sur la figure 1-11(b), illustrant en particulier l'évolution du rapport cyclique sur le segment de droite, qu'il s'adapte effectivement aux changements de l'angle de braquage du volet. L'adaptation est en revanche très faible pour les autres segments, pourtant décollés aussi étant donné les valeurs observées sur  $\Delta c_p$ . Le contrôle semble de toute façon insuffisant pour recoller l'écoulement aux forts angles de braquage. Par ailleurs, un point intéressant à souligner concerne la mise en évidence de la supériorité du *slope seeking* sur l'*extremum seeking* dans le cas où la réponse quasi statique du système exhibe un plateau, comme ce sera le cas sur la majorité des applications concernant le contrôle du décollement (e.g. Benard *et al.*<sup>19</sup> et Becker *et al.*<sup>17</sup>).

#### 1.2.3.4 Conclusions sur le contrôle en boucle fermée du décollement

Trois objectifs de contrôle du décollement ont été recensés dans cette section, à savoir (i) maintenir la portance d'un profil à un niveau donné, (ii) prévenir le décollement ou (iii) recoller l'écoulement (voir diagramme de la figure 1-2). Comme cela a déjà été dit dans la section concernant le contrôle des écoulements décollés, ces trois objectifs ne sont évidemment pas toujours dissociables les uns des autres. Plusieurs exemples d'application où la synthèse d'une boucle de contrôle permet d'atteindre un ou plusieurs de ces objectifs ont été présentés. Lorsque les auteurs ne cherchent pas à utiliser l'effet d'hystérésis (présent dans les cas de Benard *et al.*<sup>18</sup> et Tewes *et al.*<sup>108</sup>, mais pas forcément dans les autres), on note que l'approche de type suivi de consigne est la plus souvent utilisée. Dans ce cas, l'algorithme de contrôle a pour but de maintenir la position du point de décollement (e.g. Poggie *et al.*<sup>85</sup>) ou la portance du profil (e.g. Troshin & Seifert<sup>111</sup>) à une valeur donnée préalablement définie.

L'application de cette approche nécessite la synthèse d'un régulateur qui permet d'appliquer la commande sans compromettre la stabilité du système bouclé tout en garantissant un certain niveau de performances, notamment en ce qui concerne le temps de convergence. Pour parvenir à la synthèse d'un régulateur robuste, une modélisation du système sous la forme d'une fonction de transfert peut être réalisée (e.g. Shaqarin *et al.*<sup>103</sup>). A partir de cette modélisation, des méthodes de synthèse de régulateurs PID ou de type synthèse  $H_\infty$  (e.g. King *et al.*<sup>58,59</sup>) sont utilisées par certains auteurs. Par contre, cette approche de type suivi de consigne pose problème car l'algorithme doit pouvoir s'adapter aux changements de conditions de l'expérience ou de vol (angle d'incidence, vitesse amont ...). C'est pourquoi certains auteurs optent pour une adaptation de la consigne, qui devient dès lors une trajectoire (e.g. Shaqarin *et al.*<sup>103</sup>). Cette trajectoire n'est pas connue *a priori* puisqu'elle dépend justement des changements de conditions de vol. Ainsi, le choix d'un contrôle par *extremum seeking* ou *slope seeking* apparaît donc approprié car il permet cette adaptation de la consigne au cours du temps (e.g. Benard *et al.*<sup>19</sup>, Becker *et al.*<sup>17</sup>).

Par contre, cet algorithme est plus lent (temps de convergence) que les algorithmes de type suivi de consigne adoptés dans le même genre de situation. Des propositions d'améliorations qui aboutissent à la réduction du temps de convergence de l'*extremum seeking* ont été proposées par Pamart<sup>81</sup>. La section suivante propose une brève étude bibliographique spécifique à l'*extremum seeking*.

Enfin, certains auteurs proposent un contrôle en boucle fermée de type *triggering*, c'est-à-dire que le dépassement du seuil défini sur un critère de décollement active les actionneurs (e.g. Rethmel *et al.*<sup>92</sup>, Packard & Bons<sup>80</sup>). Cette approche est difficile à mettre en œuvre et peu robuste aux perturbations extérieures.

### 1.3 Extremum seeking

Une revue rapide des applications de l'*extremum seeking* exposées dans la littérature est proposée par Nesić *et al.*<sup>77,76</sup>. Elles ne seront pas toutes reportées ou décrites ici car elles sont de natures très diverses et, par là même, parfois difficiles à appréhender. Ainsi, on trouve des applications en biochimie (Guay *et al.*<sup>46</sup>), en physique des plasmas (Carnevale *et al.*<sup>22</sup>), ou encore dans l'automobile avec l'utilisation de l'*extremum seeking* dans les systèmes ABS (Drakunov *et al.*<sup>38</sup>) ou pour le réglage des paramètres du cycle moteur (Popovic *et al.*<sup>88</sup>). Dans le domaine de la mécanique des fluides, l'*extremum seeking* a été appliqué, entre autres, à l'instabilité thermoacoustique par Moase *et al.*<sup>70</sup>, à l'instabilité de combustion par Banaszuk *et al.*<sup>12</sup> ou à la réduction de traînée sur un corps émoussé par Beaudoin *et al.*<sup>13</sup>, ou encore pour prévenir le décrochage sur un compresseur axial par Wang *et al.*<sup>112</sup> et Wiederhold *et al.*<sup>115</sup>.

#### 1.3.1 Principe général

L'*extremum seeking* est, comme son nom l'indique, un algorithme de contrôle qui cherche à optimiser ou, plus précisément, à maximiser ou minimiser la ou les variables de sortie d'un système donné. A titre d'exemple, en aérodynamique, on peut chercher à maximiser la pression au culot d'un corps émoussé (pour réduire la traînée de pression) dans le cas des travaux de Pastoor *et al.*<sup>82</sup>, ou bien minimiser une fonctionnelle coût qui intègre à la fois la traînée et la consommation de l'actionneur comme dans le cas des travaux de Beaudoin *et al.*<sup>13</sup>. Cette optimisation est réalisée en ligne sur la réponse quasi-statique du système. La réponse quasi-statique est en général désignée dans la littérature par le terme « carte statique » ou encore « carte d'équilibre », ces deux termes étant équivalents. La figure 1-12 présente deux exemples de cartes statiques, la première correspondant au coefficient de frottement pneu/route en fonction du coefficient de glissement de la roue (Nesić *et al.*<sup>76</sup>), et la seconde étant la pression moyenne au culot d'un corps émoussé en fonction du coefficient de quantité de mouvement d'actionneurs de type « jet pulsé » (Pastoor *et al.*<sup>82</sup>). Sans rentrer dans les détails, on constate dans les deux cas qu'une adaptation du paramètre de contrôle (entrée du système) permet d'atteindre le maximum global du paramètre de sortie. Dans d'autres cas, c'est le minimum du paramètre de sortie qui peut être recherché. Même si la carte statique est en général présentée dans les articles relatifs à l'application de l'*extremum seeking*, il n'est pas nécessaire de la connaître *a priori* pour que l'algorithme fonctionne. En cela, l'*extremum seeking* constitue une approche sans modèle. La carte statique présentée sur la figure 1-12(a) peut varier en fonction des conditions de fonctionnement, i.e. en fonction de l'état de la chaussée dans ce cas là (*dry*, *wet* ou *icy*).

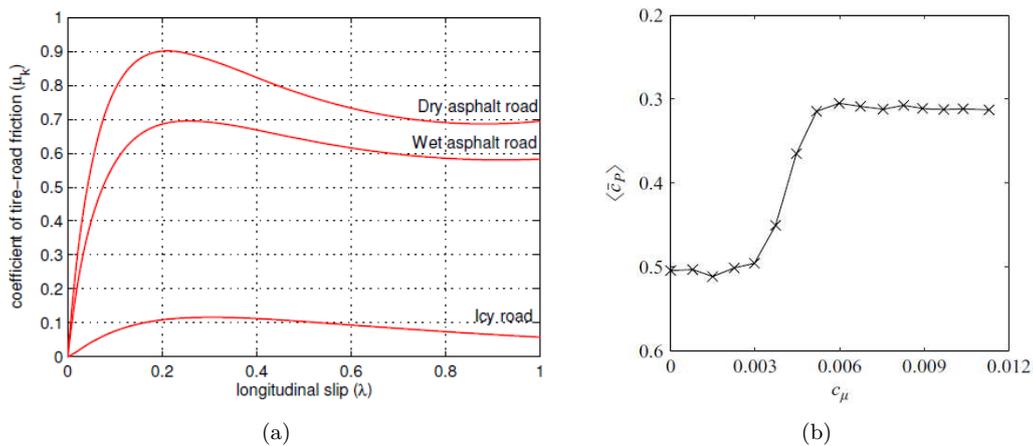


Fig. 1-12 – Exemple de carte statique dans les cas proposés par (a) Nesić *et al.*<sup>76</sup> et (b) Pastoor *et al.*<sup>82</sup>.

L'avantage de l'*extremum seeking* est de pouvoir s'adapter à ces changements de conditions de fonctionnement, dans la mesure où la carte statique modifiée exhibe toujours un extremum global vers lequel l'algorithme va tendre. En cela, l'*extremum seeking* est un algorithme de contrôle adaptatif.

Son principe de fonctionnement, présenté sous forme de schéma bloc sur la figure 1-13, est basé sur l'estimation en ligne du gradient local de la carte statique, noté  $\xi$ . Cette estimation du gradient est ensuite utilisée comme commande afin de se rapprocher pas à pas de l'optimum de la carte.

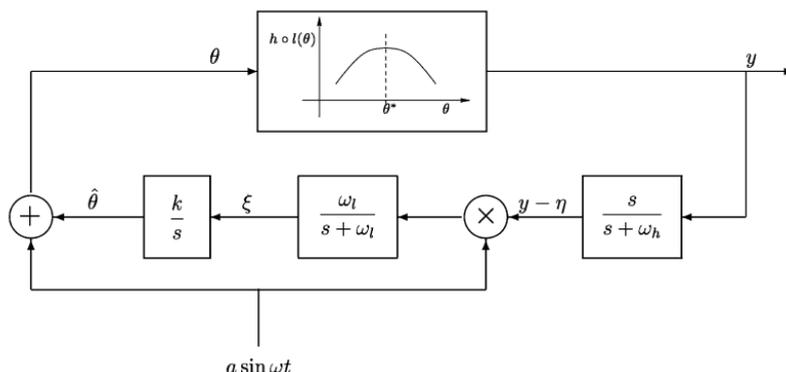


Fig. 1-13 – Schéma bloc de l'extremum seeking tel que présenté par Krstić & Wang<sup>63</sup>.

En effet, si celle-ci possède un optimum qui est un maximum global, le gradient local sera positif à gauche de ce maximum, tandis qu'il sera négatif à droite. Ainsi, de façon simple, on voit que le gradient local donne la direction vers laquelle l'algorithme doit tendre pour se rapprocher du maximum. Dans le cas où la carte d'équilibre possède un minimum global plutôt qu'un maximum, le gradient doit être multiplié par  $-1$  pour que l'algorithme fonctionne.

### 1.3.2 Estimation du gradient

Le fonctionnement de l'extremum seeking passe par l'estimation du gradient local de la carte statique. Dans la littérature relative au contrôle des décollements, on trouve deux méthodes principales d'estimation, toutes deux basées sur l'ajout d'un signal de perturbation sur l'entrée du système. Une autre méthode qui n'utilise pas de signal de perturbation est proposée par Krieger & Krstić<sup>60,61</sup>, mais on se contentera ici de présenter les méthodes précédemment évoquées puisqu'elles seront plus spécifiquement utilisées dans la suite de l'étude.

#### 1.3.2.1 Estimation du gradient par démodulation du signal de sortie

C'est la méthode qui est utilisée dans la majorité des cas de la littérature, et en particulier sur les applications de contrôle des décollements<sup>17,82</sup>. Elle consiste à multiplier le signal de sortie du système par le signal sinusoïdal de perturbation qui est superposée à l'entrée du système. En effet,  $\sin(\omega t)$  et  $\frac{s}{s + \omega_h}y$  (voir figure 1-13) sont, approximativement, deux sinusoïdes qui sont en phase à gauche du maximum  $\theta^*$  de la carte statique, et déphasées de  $\pi$  à droite (d'après Krstić & Wang<sup>63</sup>). Le produit des deux donne donc  $+\sin^2(\omega t)$  dans le premier cas, et  $-\sin^2(\omega t)$  dans le second. On peut choisir de multiplier par  $a\sin(\omega t)$ , comme cela est réalisé sur le diagramme de la figure 1-13, ou simplement par  $\sin(\omega t)$ , cette dernière solution étant adoptée par Becker *et al.*<sup>17</sup> et Wiederhold *et al.*<sup>115</sup>, *inter alia*. Ce choix n'a pas d'incidence sur le fonctionnement de l'algorithme. Le principe de fonctionnement de l'estimation du gradient par modulation-démodulation est très bien représenté sur le diagramme de Pamart<sup>81</sup> reporté sur la figure 1-14. Sur ce diagramme, la carte statique (i.e. comportement quasi-statique entrée-sortie) est définie par  $y = G(u)$ ; les étapes I, II et III correspondent à la modulation de l'entrée du système; l'étape IV est le résultat de la démodulation, et enfin l'étape de filtrage passe-bas de ce résultat est notée V.

La démodulation du signal de sortie  $y$  du système nécessite, pour fonctionner correctement, la synchronisation des deux signaux, comme souligné par Pamart<sup>81</sup>. Deschênes<sup>37</sup> propose la réalisation d'une seconde démodulation, en parallèle de la première, en multipliant le signal de sortie  $y$  par  $\cos(\omega t)$

cette fois-ci et ce afin d'estimer le déphasage entre les deux signaux démodulés et de s'en affranchir. Cette opération sera détaillée dans le chapitre 5 de façon plus concrète.

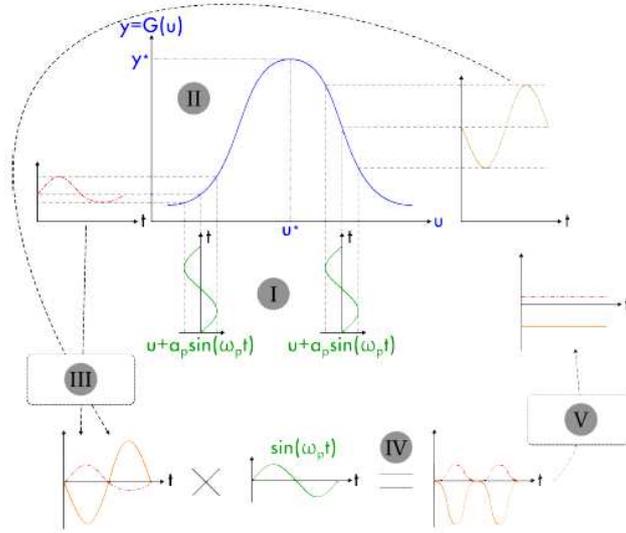


Fig. 1-14 – Diagramme descriptif des différentes étapes nécessaires à l'estimation du gradient par modulation-démodulation (tiré du travail de Pamart<sup>81</sup>).

### 1.3.2.2 Estimation du gradient par filtre de Kalman

Henning *et al.*<sup>49</sup> réalisent une estimation du gradient à l'aide d'un filtre de Kalman, dans un algorithme d'*extremum seeking* par ailleurs inchangé. L'idée est reprise et exploitée, au sein de la même équipe, par Wiederhold *et al.*<sup>115</sup> et Gelbert *et al.*<sup>44</sup>, *inter alia*. L'algorithme incluant le filtre est présenté sur la figure 1-15. Cette estimation se base sur une réécriture des équations de l'*extremum seeking* sous formalisme d'état, l'idée étant de faire apparaître le gradient local dans un des états afin qu'il soit estimé par le filtre de Kalman.

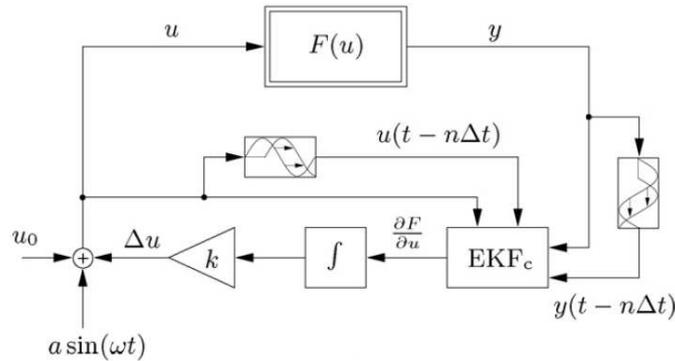


Fig. 1-15 – Schéma bloc de l'*extremum seeking* incluant un filtre de Kalman et tel que présenté par Gelbert *et al.*<sup>44</sup>.

Le modèle d'état est constitué des équations (1-2) et (1-3), où les notations sont reprises du diagramme de la figure 1-15.

$$\underline{x}_{(k+1)} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \underline{x}_{(k)} + \underline{w}_{(k)} , \quad (1-2)$$

$$\begin{pmatrix} y_{(k)} \\ y_{(k-n)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & u_{(k)} \\ 1 & u_{(k-n)} \end{pmatrix} \underline{x}_{(k)} + \underline{v}_{(k)} . \quad (1-3)$$

Pour une compréhension plus facile, la construction du modèle d'état est détaillée dans le chapitre 5. Sur un cas de simulation, Gelbert *et al.*<sup>44</sup> obtiennent, en utilisant un filtre de Kalman, un temps de convergence réduit par rapport à l'algorithme qui intègre l'estimation « classique » par modulation-démodulation. Wiederhold *et al.*<sup>115</sup> obtiennent également de meilleurs résultats en intégrant un filtre de Kalman sur un cas expérimental, avec une réduction des temps de convergence. Dans ce dernier cas, il faut noter que les deux algorithmes comparés ont des signaux de perturbation de fréquences différentes : elle est de 0,4 Hz dans le cas de l'algorithme classique et de 2 Hz dans le cas avec filtre de Kalman. Comme cela est souligné par les travaux de Nesić *et al.*<sup>76</sup>, la dynamique de l'estimation du gradient est en fait fixée par la dynamique du filtre passe-bas directement positionné après la démodulation. Dans le cas de Wiederhold *et al.*<sup>115</sup>, la fréquence de coupure de ce filtre dépend de la fréquence de la perturbation, soit 1/10 de cette dernière<sup>13</sup>. Une comparaison entre les deux algorithmes avec la même fréquence de perturbation dans les deux cas aurait donc été plus révélatrice.

### 1.3.3 Amplitude de l'excitation

Afin que l'algorithme de l'*extremum seeking* fonctionne, l'amplitude du signal de perturbation doit être faible, comme le précise la démonstration de stabilité de Krstić & Wang<sup>63</sup>. Cela se comprend assez intuitivement par le fait que le signal de perturbation ne doit pas « gommer » le pic de la carte statique. Comme cela est souligné par Henning *et al.*<sup>49</sup> ou Shaqarin *et al.*<sup>103</sup>, l'ajout d'un signal de perturbation sur l'entrée du système peut être considéré comme néfaste par le surplus d'énergie consommée au niveau de l'actionneur ou encore par l'oscillation induite sur la sortie du système. Cette dernière assertion doit être grandement nuancée car l'oscillation de la sortie du système une fois que l'algorithme a atteint l'optimum dépend en grande partie de la forme de la carte statique. En effet, on voit bien sur l'allure de la carte statique que l'oscillation de la sortie est progressivement réduite lorsque l'on se rapproche du maximum. Ceci est d'autant plus vrai que le maximum de la carte statique est plat. Ainsi, dans le cas d'un système dont la carte statique exhibe un plateau, il n'y a plus d'oscillations sur la sortie.

Du côté de l'entrée du système, Henning *et al.*<sup>49</sup> proposent de réduire jusqu'à annuler l'amplitude du signal de perturbation en fonction de la valeur du gradient local. Cette méthode est parfaitement utilisable et permet effectivement d'annuler la perturbation sur l'entrée du système une fois que celui-ci est à son point de fonctionnement optimal. Le problème est que, la perturbation n'existant plus, le gradient local n'est plus estimé, ce qui signifie qu'un changement de conditions de fonctionnement (i.e un changement ou un décalage de la carte statique) ne sera pas détecté. De ce fait, l'algorithme perd sa capacité d'adaptation, capacité pour laquelle il est en général choisi. C'est pourquoi il est nécessaire de limiter la diminution de l'amplitude de la perturbation. Une autre solution de réduction de l'amplitude de la perturbation est proposée par Moura & Chang<sup>72</sup>. L'utilisation d'une fonction de Lyapunov bien définie permet d'estimer la distance entre le point courant et l'optimum. L'amplitude de la perturbation est adaptée en fonction de cette distance, et devient nulle lorsque cette dernière est nulle également. Cette méthode est certes intéressante car elle permet à l'algorithme de redémarrer si la carte statique est modifiée, mais a le gros inconvénient de nécessiter une connaissance *a priori* de la commande optimale<sup>14</sup> pour être appliquée. A notre connaissance, aucune des deux méthodes de réduction de l'amplitude de perturbation n'a été appliquée par d'autres auteurs.

### 1.3.4 Convergence de l'algorithme

La démonstration de Krstić & Wang<sup>63</sup> prouve la stabilité de l'*extremum seeking* de façon rigoureuse et dans le cas général d'un système non-linéaire. L'idée de cette section n'est pas de recopier cette démonstration mais de montrer plus simplement (et de manière moins descriptive que précédemment) que l'algorithme converge effectivement vers le maximum<sup>15</sup> de la carte statique. Le développement qui suit est plus facile à faire dans le domaine temporel, mais on utilise quand même les notations de

13. La fréquence de coupure est choisie faible vraisemblablement parce que le filtre est d'ordre 1.

14. C'est-à-dire celle qui permet d'atteindre l'optimum de la carte statique.

15. sans perte de généralité

la figure 1-13. On note  $f$  la fonction  $h \circ l$  (voir figure 1-13). Le développement de Taylor à l'ordre 2 de la fonction  $f$  au voisinage de  $\theta^*$  s'écrit

$$f(\theta) = f(\theta^*) + f'(\theta^*)(\theta - \theta^*) + \frac{f''(\theta^*)}{2}(\theta - \theta^*)^2 + o(\theta - \theta^*)^2 .$$

La fonction  $f$  atteint un maximum en  $\theta^*$ , donc  $f'(\theta^*) = 0$ , ce qui donne, en négligeant les termes d'ordre supérieur à 2,

$$f(\theta) = f(\theta^*) + \frac{f''(\theta^*)}{2}(\theta - \theta^*)^2 .$$

La sortie  $y$  du système s'écrit donc comme

$$y = f(\theta^*) + \frac{f''(\theta^*)}{2}(\hat{\theta} + a \sin(\omega t) - \theta^*)^2 .$$

On pose  $\tilde{\theta} = \theta^* - \hat{\theta}$ , l'erreur d'estimation que l'on cherche à annuler pour faire converger l'algorithme vers le maximum, et  $f''(\theta^*) = f''_*$ . Ainsi, on a

$$y = f(\theta^*) + \frac{f''_*}{2}(a \sin(\omega t) - \tilde{\theta})^2 ,$$

donc

$$y = f_* + \frac{f''_* \tilde{\theta}^2}{2} + \frac{a^2 f''_*}{4} - a \tilde{\theta} f''_* \sin(\omega t) - \frac{a^2 f''_*}{4} \cos(2\omega t) .$$

Le passage du signal  $y$  par le filtre passe-haut permet de supprimer sa composante continue, donc

$$\frac{s}{s + \omega_h} [y] = -a \tilde{\theta} f''_* \sin(\omega t) - \frac{a^2 f''_*}{4} \cos(2\omega t) .$$

Lors de l'étape de démodulation, le signal issu du filtre passe-haut est multiplié par  $a \sin(\omega t)$  pour donner le signal que l'on note  $\Xi$  (non représenté sur la figure 1-13) et qui s'exprime comme suit

$$\Xi = -a^2 \tilde{\theta} f''_* \sin^2(\omega t) - \frac{a^3 f''_*}{4} \cos(2\omega t) \sin(\omega t) .$$

La linéarisation des fonctions trigonométriques donne la relation

$$\Xi = -\frac{a^2 \tilde{\theta} f''_*}{2} (1 - \cos(2\omega t)) - \frac{a^3 f''_*}{8} (\sin(3\omega t) - \sin(\omega t)) . \quad (1-4)$$

Le filtre passe-bas permet de couper tous les termes fréquentiels de l'équation (1-4) pour obtenir finalement le signal  $\xi$  tel que

$$\xi = -\frac{a^2 f''_*}{2} \tilde{\theta} .$$

Ainsi, en passant dans le domaine de Laplace (on note  $s$  la variable de Laplace), on peut écrire que

$$\xi(s) = -\frac{a^2 f''_*}{2} \tilde{\theta}(s) ,$$

donc on obtient au final

$$\hat{\theta}(s) = -\frac{k a^2 f''_*}{s} \tilde{\theta}(s) . \quad (1-5)$$

Or, on a

$$\begin{aligned} \tilde{\theta}(t) &= \theta^*(t) - \hat{\theta}(t) \\ \Rightarrow \dot{\tilde{\theta}}(t) &= -\dot{\hat{\theta}}(t) \\ \Rightarrow s \tilde{\theta}(s) &= -s \hat{\theta}(s) . \end{aligned} \quad (1-6)$$

A partir des relations (1-5)-(1-6), la dynamique de l'erreur d'estimation s'exprime par l'équation différentielle

$$\dot{\tilde{\theta}}(t) = k \frac{a^2 f_*''}{2} \tilde{\theta}(t) ,$$

donc finalement, l'évolution temporelle de l'erreur d'estimation est

$$\tilde{\theta}(t) = \tilde{\theta}_0 \exp\left(\frac{ka^2 f_*''}{2} t\right) . \quad (1-7)$$

Dans le cas présent, l'optimum recherché est un maximum, donc  $f_*'' < 0$  ce qui amène à prendre  $k > 0$ . Dans le cas de la recherche d'un minimum,  $k$  doit être négatif. Par cette démonstration rapide, on a donc montré que l'*extremum seeking* tel que présenté sur la figure 1-13 converge exponentiellement vers l'optimum global de la carte statique.

#### 1.3.4.1 Conclusion sur l'*extremum seeking*

Cette section a permis de présenter l'algorithme d'*extremum seeking* tel que défini par Krstić & Wang<sup>63</sup>. En effet, c'est l'algorithme qui est le plus couramment employé sur les applications de contrôle adaptatif en boucle fermée dans le domaine aérodynamique (e.g. Becker *et al.*<sup>17</sup>). Il est notamment capable de contrôler un système qui est caractérisé par une non-linéarité statique. Par ailleurs, il ne nécessite pas de modélisation du système pour fonctionner. C'est finalement un algorithme d'optimisation en ligne sans modèle. Cette section avait également pour but de commencer à se familiariser avec le fonctionnement détaillé de l'algorithme.

## Chapitre 2

# Dispositif expérimental

### 2.1 Installation en soufflerie

#### 2.1.1 Description de la soufflerie et de la maquette

Les essais se déroulent dans la soufflerie S<sub>2</sub>L de type Eiffel, au centre Chalais-Meudon de l'Onera. Les vues amont et aval de la veine d'essai sont présentées figure 2-1. La maquette installée en soufflerie à incidence nulle  $i = 0^\circ$  est constitué d'une plaque plane de 867 mm de long, directement suivie d'un volet de corde  $c = 220$  mm et dont le profil est basé sur un profil NACA 4412. La corde totale est donc  $c_{tot} = 1\,087$  mm et la profondeur relative du volet est  $c/c_{tot} = 20\%$ . La figure 2-2 présente un schéma du volet où  $\delta$  indique l'angle de braquage en degrés. Il est important de noter qu'il n'y a pas de fente aménagée entre la plaque plane et le volet.

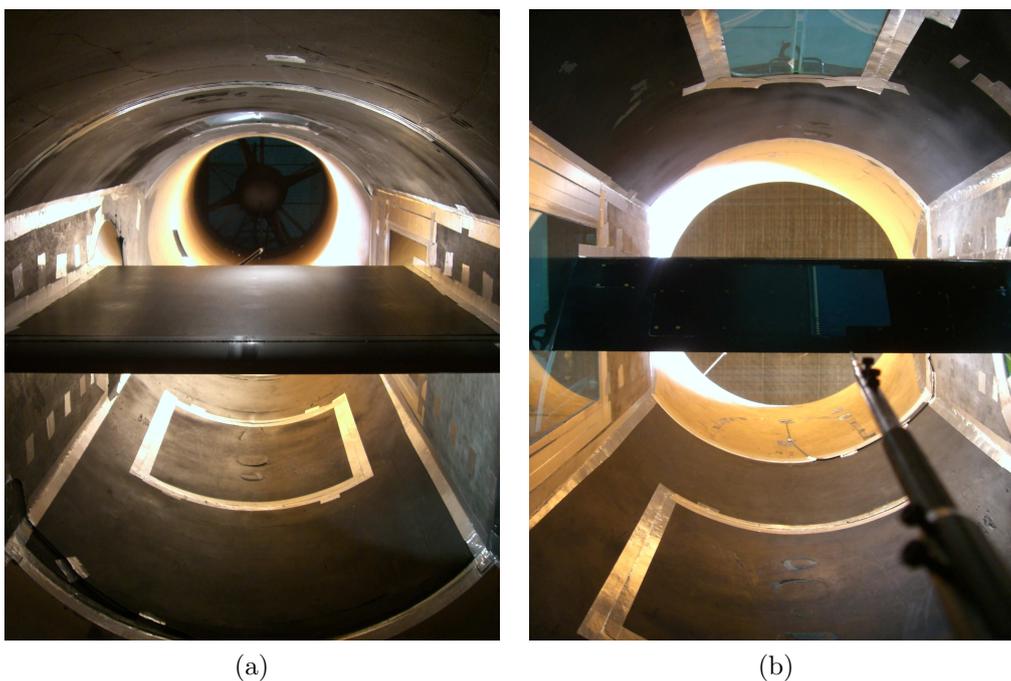


Fig. 2-1 – Vues (a) amont et (b) avale du modèle en veine.

La maquette est placée dans une veine d'essai cylindrique longue de 1 750 mm et légèrement divergente. Le modèle couvre les 800 mm de largeur de veine. Une bande de carborundum est collée au bord d'attaque de la plaque plane afin de déclencher la turbulence de la couche limite. Des visualisations des lignes de frottement par bouillies ont montré que l'écoulement était bidimensionnel sur environ 80% de l'envergure. Des mesures de pression en envergure ont confirmé cette assertion. Les essais sont réalisés à deux vitesses moyennes d'écoulement amont de  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$  et  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ , ce qui

donne respectivement deux nombres de Reynolds  $Re_{model} = 3 \cdot 10^6$  et  $Re_{model} = 2 \cdot 10^6$  basés tous deux sur la longueur totale du modèle. Le taux de turbulence externe est de 0,2% (mesuré par Brion<sup>21</sup>). La vitesse moyenne de l'écoulement amont est réduite à  $20 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$  durant certaines visualisations par tomoscopie laser.

### 2.1.2 Instrumentation

La maquette séparant en deux l'écoulement amont dès la sortie du convergent, deux capteurs de pression statique sont nécessaires afin de fournir une mesure de vitesse haute (au-dessus de la maquette) et une de vitesse basse (en-dessous de la maquette). La moyenne de ces deux vitesses donne la vitesse  $U_\infty$  de l'écoulement amont. C'est cette vitesse qui est utilisée par la suite. La pression totale est mesurée à l'aide d'un tube Pitot installé dans le convergent de la soufflerie. La température de l'écoulement est mesurée dans le collecteur pour le calcul du Mach.

Une bande de 32 films chauds Senflex<sup>®</sup> est intégrée sur l'extrados du volet, selon sa corde et dans le plan de symétrie de la veine d'essai. Le schéma de la figure 2-2 représente les 16 films chauds câblés (un sur deux parmi les 32). Leur position en  $x/c$  et la distance qui les sépare de la fente  $\Delta_{slot}$  sont indiquées dans le tableau 2-2. Leur résistance est asservie par 3 *StreamLine* de Dantec<sup>®</sup> de telle sorte que les tensions de 13 des 16 films chauds peuvent être mesurées simultanément. L'échantillonnage des signaux est réalisé à 10 kHz par un PXIe-8102 RT de chez National Instruments, équipé d'une carte d'acquisition PXIe-6358. Pour prévenir le repliement de spectre, les signaux films chauds sont filtrés par les *StreamLine* à 3 kHz. La durée d'acquisition des signaux est de 40 s, sauf indication contraire.

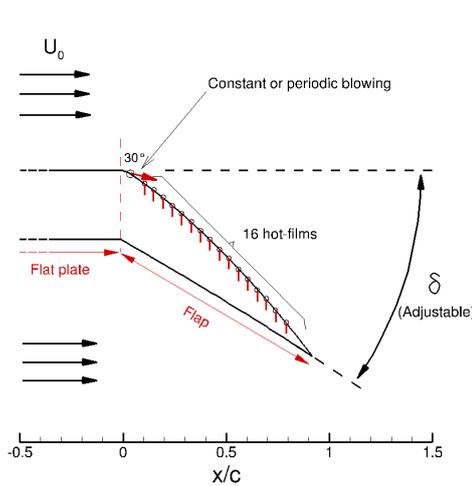


Fig. 2-2 – Schéma du volet instrumenté.

	$x/c$ (-)	$\Delta_{slot}$ (mm)		$x/c$ (-)	$\Delta_{slot}$ (mm)
$X_{01}$	0,102	15	$X_{14}$	0,693	145
$X_{02}$	0,148	25	$X_{15}$	0,739	155
$X_{03}$	0,193	35	$X_{16}$	0,784	165
$X_{04}$	0,239	45			
$X_{05}$	0,284	55			
$X_{06}$	0,330	65			
$X_{07}$	0,375	75			
$X_{08}$	0,420	85			
$X_{09}$	0,466	95			
$X_{10}$	0,511	105			
$X_{11}$	0,557	115			
$X_{12}$	0,602	125			
$X_{13}$	0,648	135			

Tab. 2-2 – Position des capteurs de frottement.



Fig. 2-3 – Vue de dessus des capteurs films chauds (et des fentes).

Les capteurs films chauds sont visibles sur la vue du dessus du volet présentée figure 2-3. La maquette est également équipée de 51 prises de pression statique distribuées selon sa corde à la fois sur l'extrados et l'intrados de la plaque plane et du volet. En outre, 18 prises de pression statique sont distribuées en envergure afin de tester la bi-dimensionnalité de l'écoulement. Les prises de pression sont reliées par vinyle à deux têtes de *ScaniValves*. Pour chaque acquisition, la tête pivote, attend 2 s que la pression s'établisse dans le vinyle et la mesure est ensuite faite sur 1 s. Une mesure de vitesse par fil chaud est installée dans le sillage de la maquette à 3c en aval du bord de fuite de la plaque plane. La résistance du fil chaud est asservie par un anémomètre 55M de Dantec.

## 2.2 Description et caractérisation des actionneurs

### 2.2.1 Description des actionneurs et de leur intégration dans le volet

Sept actionneurs sont intégrés dans le volet au niveau de son bord d'attaque et sur l'ensemble de son envergure. Chaque actionneur est constitué d'une vanne Festo<sup>39</sup> MHE2 tout-ou-rien (distributeur 3/2) à commutation rapide. Les vannes partagent une arrivée commune d'air comprimé et alimentent des cavités qui permettent à l'air de déboucher sur l'extrados du volet par des fentes de 0,25 mm de largeur et 90 mm de long. Les fentes sont espacées de 7 mm et couvrent 80% de l'envergure totale. Il reste alors de chaque côté 64 mm entre la paroi latérale de la veine d'essai et la fente à l'extrémité. Les 7 actionneurs peuvent être commandés de façon simultanée ou déphasée, c'est-à-dire que 4 d'entre eux sont ouverts tandis que les 3 autres sont fermés et vice versa. La direction des jets est orientée selon un angle de 30° par rapport à la tangente locale, comme indiqué sur le schéma de la figure 2-2. Les vannes sont pilotées par un signal carré généré par la carte d'acquisition et dont la fréquence et le rapport cyclique sont réglés par le PXIe déjà présenté.

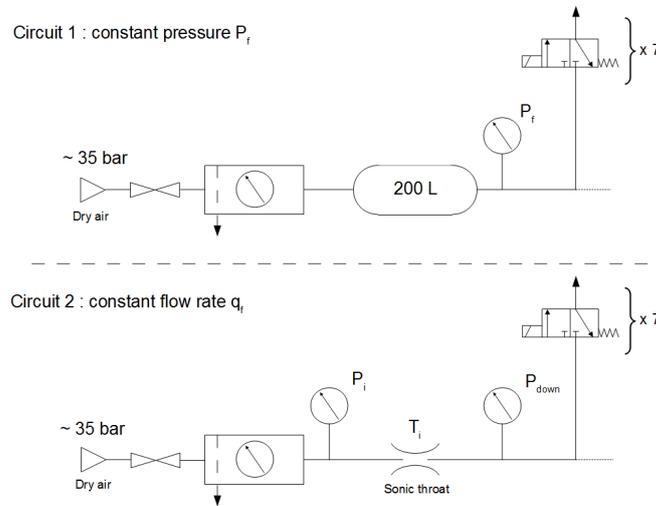


Fig. 2-4 – Schémas pneumatiques des deux circuits d'alimentation en pression.

Deux circuits d'alimentation en air comprimé sont mis en œuvre. Le premier, appelé circuit 1 sur le schéma de la figure 2-4, permet d'obtenir une pression d'alimentation  $P_f$  constante. Un régulateur, commandé par le PXIe, maintient une pression constante dans une bouteille tampon de 200 L située à l'amont des vannes. Le second circuit, appelé circuit 2 sur le schéma de la figure 2-4, permet d'obtenir un débit d'alimentation  $q_f$  constant grâce au colsonique placé en amont des vannes. Deux capteurs de pression sont installés en amont et en aval du col et un thermocouple est placé directement au col. Le débit massique injecté est calculé par la relation (valable si le col est amorcé)

$$q_f = 0,0404 \frac{A_c P_i}{\sqrt{T_i}}, \quad (2-1)$$

où  $q_f$  est le débit massique injecté,  $A_c$  la section du col,  $P_i$  la pression totale à l'amont du col et  $T_i$  la température totale au col. La mesure de pression aval au col  $P_{down}$  permet de calculer si ce dernier est amorcé. La pression d'alimentation du circuit est réglée par le régulateur de pression, toujours commandé par le PXIe.

Le schéma complet de la maquette installée en soufflerie est présenté sur la figure 2-5. Ce schéma synthétise les différents éléments qui ont été décrits précédemment. Les sept actionneurs sont représentés par les flèches rouges. Le volet peut être braqué selon l'angle noté  $\delta$  grâce à un moteur de positionnement. La commande de ce moteur est décrite dans la section 2.3. Le signal ou les signaux de commande des vannes (possibilité de déphaser une partie des vannes par rapport aux autres) sont générés par la carte du contrôleur PXIe. Notons que la vitesse de la soufflerie est contrôlée indépendamment et fixée au début de chaque essai.

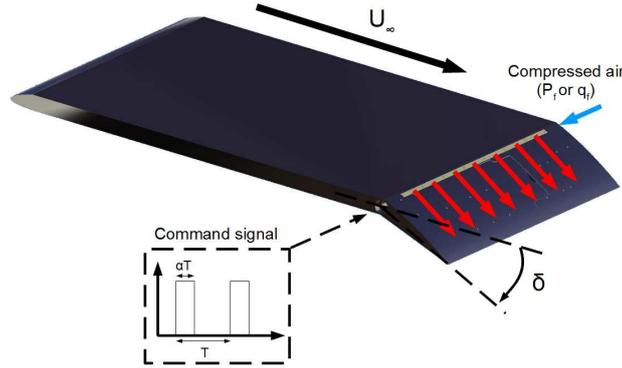


Fig. 2-5 – Schéma complet de la maquette installée en soufflerie.

## 2.2.2 Définition des paramètres de forçage

### 2.2.2.1 Fréquence réduite de forçage

Dans la suite de l'étude, la fréquence d'actionnement des vannes, c'est-à-dire la fréquence du signal carré de commande des actionneurs, est notée  $f_{act}$  et exprimée en Hz. Elle est évidemment liée à la fréquence de forçage  $f^+$  classiquement utilisée dans la littérature et définie comme

$$f^+ = \frac{f_{act}c}{U_\infty}, \quad (2-2)$$

où  $c$  est la corde du volet et  $U_\infty$  la vitesse de l'écoulement amont.

### 2.2.2.2 Coefficient de quantité de mouvement

Dans le cas du soufflage continu, l'apport du contrôle au rattachement de la couche limite est quantifié depuis Poisson-Quinton<sup>86</sup> par le coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$  (similaire à un « coefficient de poussée » selon Poisson-Quinton & Lepage<sup>87</sup>). Il est défini par

$$c_\mu = \frac{q_m U_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_0} = \frac{\rho_j U_j^2 S_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_0}, \quad (2-3)$$

où  $U_j$  est la vitesse du jet et  $q_m$  est le débit massique d'éjection des actionneurs.  $S_j$  et  $S_0$  sont respectivement la surface des fentes et la surface de référence, définie comme étant la surface du volet. Dans le cas du soufflage pulsé, le coefficient de quantité de mouvement périodique  $\langle c_\mu \rangle$  (voir Greenblatt & Wygnanski<sup>45</sup>) est défini par

$$\langle c_\mu \rangle = \frac{\rho_j \langle U_j^2 \rangle S_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_0}, \quad (2-4)$$

où  $\langle \rangle$  désigne l'opérateur de moyenne temporelle. Dans le cas d'un signal d'excitation carré,  $U_j$  est tel que

$$U_j(t) = \begin{cases} U_{max} & \text{si } 0 < t \leq \alpha T, \\ 0 & \text{si } \alpha T < t \leq T, \end{cases}$$

où  $\alpha$  est le rapport cyclique et  $T$  la période du signal, ce qui donne

$$\langle U_j^2 \rangle = \alpha U_{max}^2.$$

On obtient donc à partir de la relation (2-4)

$$\langle c_\mu \rangle = \alpha \frac{\rho_j U_{max}^2 S_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_0}. \quad (2-5)$$

### 2.2.3 Mesure de la vitesse du jet en sortie d'un actionneur

La mesure de la vitesse des jets est réalisée en approchant le plus près possible de la sortie des fentes un fil chaud. Ce dernier est asservi en température par un anémomètre 55M de Dantec. La longueur réglable du mât sur lequel est installé le fil chaud permet d'atteindre la sortie de deux fentes différentes. Des mesures de vitesse d'éjection ont été effectuées sur les deux fentes « atteignables » et aucune différence de comportement n'est apparue. Dans la suite, seuls les résultats obtenus pour une fente sont présentés, en faisant l'hypothèse que les 7 fentes se comportent de la même manière.

#### 2.2.3.1 Cas où la pression d'alimentation est constante (circuit 1)

On se place dans le cas où la pression d'alimentation des vannes est constante et fixée par le régulateur de pression (circuit 1). Comme montré par Braud & Dymont<sup>20</sup>, la pression à l'amont des vannes fixe la vitesse du jet. La figure 2-6(a) présente l'évolution temporelle de la vitesse de jet  $U_j(t)$  mesurée dans les cas de soufflages continu et pulsé pour une pression d'alimentation  $P_f = 7$  bar. On constate que la vitesse du jet lors de la phase soufflée du cas pulsé est égale à la vitesse du jet dans le cas continu. La figure 2-6(b) présente la vitesse du jet moyennée sur la phase soufflée dans le cas pulsé, notée  $\langle U_j \rangle^+$ , pour différentes pressions d'alimentation.

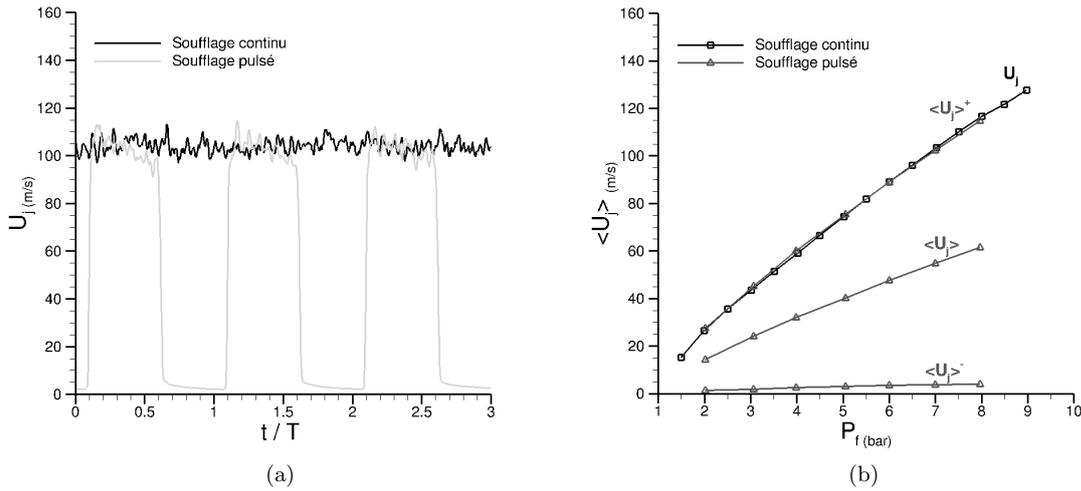


Fig. 2-6 – (a) Évolution temporelle de la vitesse de jet  $U_j(t)$  mesurée dans les cas de soufflages continu et pulsé pour  $P_f = 7$  bar ; (b) vitesse moyenne du jet dans le cas continu  $U_j$  (moyennée sur 40 s d'acquisition), vitesse moyenne dans le cas pulsé  $\langle U_j \rangle$ , et vitesses moyennées lors des phases soufflée et non-soufflée, respectivement  $\langle U_j \rangle^+$  et  $\langle U_j \rangle^-$ .  $f_{act} = 30$  Hz et  $\alpha = 50\%$ .

La vitesse moyennée sur la phase non-soufflée, notée  $\langle U_j \rangle^-$ , la vitesse moyenne dans le cas pulsé  $\langle U_j \rangle$  et la vitesse moyenne dans le cas continu  $U_j$  sont également tracées sur cette figure. Ces deux

dernières sont moyennées sur 40 s d'acquisition. La vitesse moyenne lors de la phase non-soufflée  $\langle U_j \rangle^-$  est proche de zéro ; elle augmente légèrement avec la pression, en passant de 1 à 4 m.s<sup>-1</sup>. D'autre part, pour toutes les pressions balayées lors de l'essai, la vitesse lors de la phase soufflée est égale à la vitesse en continu, soit

$$\langle U_j \rangle^+ = U_j = U_{max} . \quad (2-6)$$

A partir de l'équation (2-5),  $\langle c_\mu \rangle$  s'écrit donc

$$\langle c_\mu \rangle = \alpha \frac{\rho_j U_{max}^2 S_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_0} = \alpha \frac{\rho_j U_j^2 S_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_0} .$$

Cette dernière expression permet de mettre en relation le coefficient de quantité de mouvement dans le cas périodique au coefficient dans le cas continu et d'écrire

$$\langle c_\mu \rangle = \alpha c_\mu . \quad (2-7)$$

Il est donc possible de moduler le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  en faisant varier le rapport cyclique  $\alpha$ , le coefficient de quantité de mouvement en régime continu  $c_\mu$  constituant un maximum atteignable lorsque  $\alpha = 1$  (rappelons que  $0 \leq \alpha \leq 1$ ).

La figure 2-7(a) représente l'évolution de la vitesse moyenne du jet dans le cas pulsé pour les rapports cycliques  $\alpha = 0,25 - 0,5 - 0,75$ . La pression d'alimentation est  $P_f = 7$  bar et la fréquence d'actionnement varie entre 5 et 200 Hz. Pour  $\alpha = 0,25$ , la vitesse du jet ne varie que d'environ 5 m.s<sup>-1</sup> sur la plage de fréquence balayée. Pour  $\alpha = 0,5$ , on note une variation plus importante de 10 m.s<sup>-1</sup> mais localisée avant 30 Hz ; ensuite, la vitesse est constante. Pour  $\alpha = 0,75$  enfin, il y a également une augmentation d'environ 10 m.s<sup>-1</sup> jusqu'à 30 Hz, puis la vitesse est constante jusqu'à 155 Hz, où une augmentation brutale de la vitesse est visible. Comme on peut le voir sur la figure 2-7(b), une cassure apparaît également sur la vitesse moyenne du jet pulsé lors de quatre essais réalisés avec différentes fréquences d'actionnement de 50 à 200 Hz et au cours desquels le rapport cyclique des actionneurs varie entre 0 et 100%.

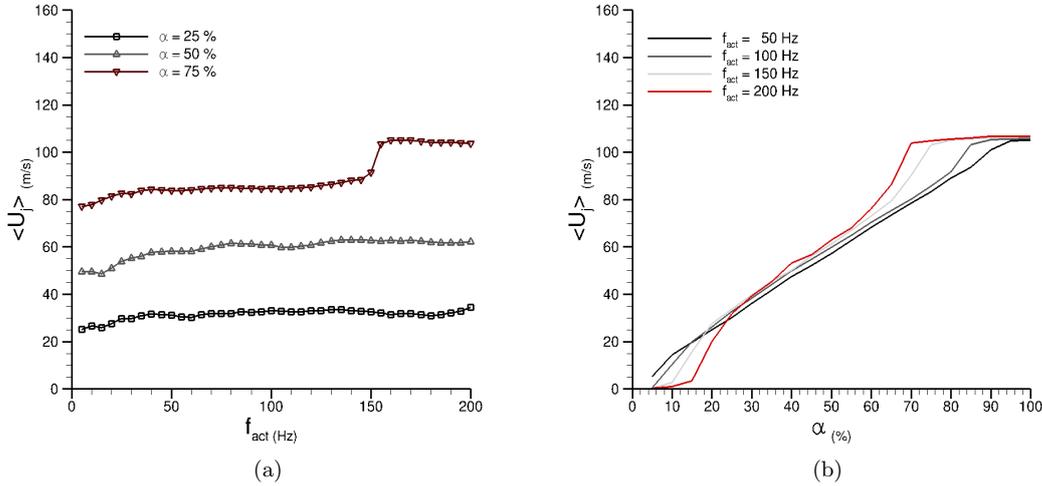


Fig. 2-7 – (a) Évolution de la vitesse moyenne du jet dans le cas pulsé  $\langle U_j \rangle$  en fonction de  $f_{act}$  pour différents rapports cycliques  $\alpha$  ; (b) effet du rapport cyclique  $\alpha$  sur la vitesse moyenne du jet dans le cas pulsé  $\langle U_j \rangle$  pour différentes fréquences d'actionnement  $f_{act}$  ( $P_f = 7$  bar).

Par exemple, pour  $f_{act} = 155$  Hz et  $\alpha = 0,75$ , le temps de fermeture imposé par le signal de commande à la vanne est  $\tau_r = (1 - \alpha) \cdot T = (1 - 0,75) \cdot \frac{1}{155} = 1,6 \cdot 10^{-3}$  s. Inversement, le même calcul réalisé avec  $f_{act} = 200$  Hz et  $\tau_r = 1,6 \cdot 10^{-3}$  s donne un rapport cyclique de coupure  $\alpha_c = 1 - 200 \cdot \tau_r = 0,68$ , qui correspond à la cassure observée figure 2-7(b) sur la courbe  $f_{act} = 200$  Hz. Le

temps  $\tau_r$  correspond au temps d'ouverture ou de fermeture d'une vanne comme en atteste la figure 2-8(a) qui superpose le signal de commande des actionneurs et la vitesse instantanée mesurée en sortie. Le retard entre les deux signaux correspond au temps nécessaire à l'ouverture de la vanne et est estimé à  $\tau_r = 0,05 \cdot T = 0,05 \cdot \frac{1}{30} = 1,7 \cdot 10^{-3}$  s. Le temps d'ouverture et le temps de fermeture apparaissent identiques<sup>1</sup>. Le temps d'ouverture est estimé par inter-corrélation entre le signal de commande et le signal fil chaud pour des fréquences d'actionnement de 5 à 200 Hz. Les résultats sont présentés sur la figure 2-8(b).

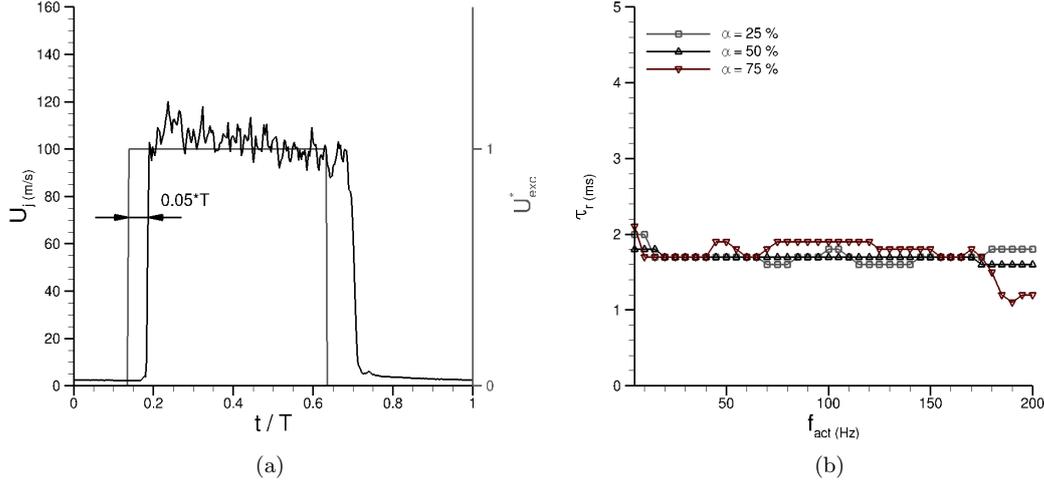


Fig. 2-8 – (a) Évolution temporelle du signal de commande des vannes  $U_{exc}^*$  et de la vitesse  $U_j(t)$  mesurée en sortie des actionneurs pour  $f_{act} = 30$  Hz; (b) temps d'ouverture estimés des vannes en fonction de la fréquence d'actionnement  $f_{act}$  ( $P_f = 7$  bar).

On constate que le temps d'ouverture varie peu autour de  $\tau_r = 1,6 \cdot 10^{-3}$  s sur la bande de fréquence balayée. Pour  $\alpha = 0,75$  et  $f_{act} > 155$  Hz, l'estimation de  $\tau_r$  par inter-corrélation n'est plus significative puisque, la vanne étudiée restant ouverte en permanence, le signal de commande ne se retrouve plus dans le signal fil chaud.

La figure 2-9 présente l'évolution de la vitesse moyenne du jet dans le cas pulsé  $\langle U_j \rangle$ , ainsi que les vitesses de jet moyennées (au cours du même essai) lors des phases soufflée  $\langle U_j \rangle^+$  et non-soufflée  $\langle U_j \rangle^-$ . La fréquence d'actionnement est  $f_{act} = 30$  Hz. La vitesse  $\langle U_j \rangle^+$  peut être considérée comme constante pour  $\alpha \geq 15\%$  tandis que  $\langle U_j \rangle^-$  peut être considérée comme nulle pour  $\alpha \leq 75\%$ . Au-delà de ce domaine, les vitesses  $\langle U_j \rangle^+$  et  $\langle U_j \rangle^-$  tendent à se rapprocher de  $\langle U_j \rangle$ . Une nouvelle fois, ceci est dû au blocage des vannes lorsque le rapport cyclique  $\alpha$  est trop faible (pas le temps de s'ouvrir) ou devient trop grand (pas le temps de fermer). Dans le domaine de fonctionnement nominal, il apparaît que la vitesse moyenne du jet dans le cas pulsé, i.e.  $\langle U_j \rangle$ , évolue de façon linéaire avec le rapport cyclique  $\alpha$ . D'autre part, on constate que l'on a, aux erreurs de mesure près, la relation

$$\langle U_j \rangle = \alpha \langle U_j \rangle^+ .$$

Ainsi, d'après la relation (2-6) explicitée précédemment, on montre que

$$\langle U_j \rangle = \alpha U_{max} . \quad (2-8)$$

Même si elle est vérifiée ici dans le cas où  $P_f$  est constante, cette relation est toujours vraie puisque

$$\langle U_j \rangle = \frac{1}{T} \int_0^T U_j(t) dt = \alpha U_{max} .$$

1. Le fabricant Festo indique dans les caractéristiques techniques des vannes MHE2<sup>39</sup> un temps identique pour l'ouverture et la fermeture de  $2 \pm 10\%$  ms.

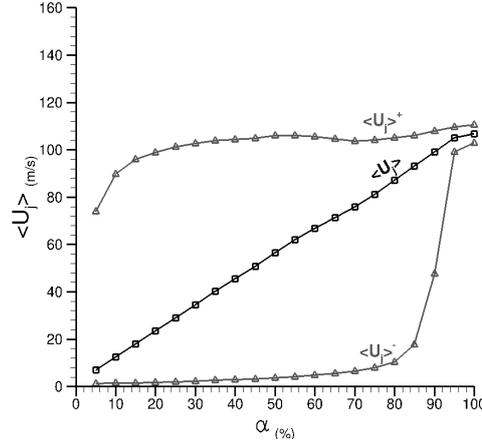


Fig. 2-9 – Évolution de la vitesse moyenne du jet  $\langle U_j \rangle$  dans le cas pulsé et des vitesses de jet moyennées lors des phases soufflée  $\langle U_j \rangle^+$  et non-soufflée  $\langle U_j \rangle^-$  ( $f_{act} = 30$  Hz).

### 2.2.3.2 Cas où le débit d'alimentation est constant (circuit 2)

La relation (2-5) fait intervenir la vitesse maximale du jet  $U_{max}$  qui dépend de la pression amont  $P_f$  fixée dans le cas du circuit 2. Dans le cas du circuit 1, c'est le débit d'alimentation  $q_f$  qui est fixé. C'est donc ce dernier qui doit intervenir dans le calcul du coefficient de quantité de mouvement. A partir des relations (2-5) et (2-8), il vient

$$\langle c_\mu \rangle = \frac{1}{\alpha} \frac{\rho_j \langle U_j \rangle^2 S_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_0}.$$

Le débit massique moyen éjecté par les actionneur s'écrit<sup>2</sup>

$$\langle q_m \rangle = \rho_j \langle U_j \rangle S_j,$$

et il est égal au débit massique fixé par le col sonique et noté  $q_f$ . Donc finalement, le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique et pour un débit d'alimentation constant s'écrit

$$\langle c_\mu \rangle = \frac{1}{\alpha} \frac{q_f \langle U_j \rangle}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_0}. \quad (2-9)$$

La masse d'air éjectée par les fentes pendant une période  $T$  est  $m = \rho_{jp} \langle U_j \rangle^+ S_j \alpha T$ ; elle est égale à la masse éjectée dans le cas continu pendant le même laps de temps, c'est-à-dire  $m = \rho_{jc} U_j S_j T$ . Ce qui signifie que l'on a  $\langle U_j \rangle^+ = (1/\alpha) U_j$  si l'on néglige la compressibilité (i.e.  $\rho_{jc} = \rho_{jp}$ ). Cette relation est vérifiée dans la réalité comme on peut s'en convaincre sur la figure 2-10 qui présente l'évolution de la vitesse moyenne du jet  $\langle U_j \rangle$  dans le cas pulsé et des vitesses de jet moyennées lors des phases soufflée  $\langle U_j \rangle^+$  et non-soufflée  $\langle U_j \rangle^-$ . Ces résultats sont obtenus avec un débit d'alimentation constant et égal à  $10 \text{ g.s}^{-1}$ .

2. En faisant l'hypothèse d'incompressibilité, i.e.  $\rho_j$  ne dépend pas du temps et « sort » de l'opérateur  $\langle \rangle$  (moyenne temporelle)

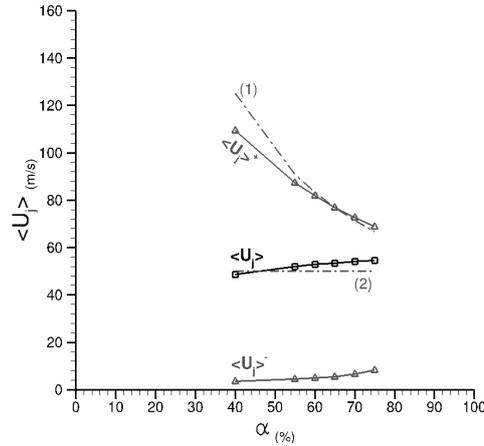


Fig. 2-10 – Évolution de la vitesse moyenne du jet  $\langle U_j \rangle$  dans le cas pulsé et des vitesses de jet moyennées lors des phases soufflée  $\langle U_j \rangle^+$  et non-soufflée  $\langle U_j \rangle^-$  pour un débit d'alimentation constant  $q_f = 10 \text{ g.s}^{-1}$ . La ligne pointillée (1) est la droite d'équation  $\langle U_j \rangle(\alpha) = 1/\alpha(U_j)_{th}$  et la ligne (2) celle d'équation  $\langle U_j \rangle(\alpha) = (U_j)_{th}$  ( $f_{act} = 55 \text{ Hz}$ ).

Ainsi, pour un rapport cyclique  $\alpha = 1/2$ , la vitesse du jet dans le cas pulsé doit être deux fois plus grande que celle du cas continu. La figure 2-11(a) présente l'évolution temporelle de la vitesse mesurée en sortie des actionneurs dans les cas du soufflage continu et du soufflage pulsé à  $f_{act} = 55 \text{ Hz}$  et  $\alpha = 0,5$ . Le débit d'alimentation est constant et égal à  $10 \text{ g.s}^{-1}$ . Comme attendu, la vitesse du jet mesurée lors de la phase soufflée du cas pulsé est près de deux fois supérieure à celle du cas continu tout en gardant la même valeur moyenne. Pour s'en convaincre, les vitesses de jet moyennées dans les cas continu et pulsé sont tracées pour différents débits d'alimentation sur le graphe de la figure 2-11(b). Les deux vitesses moyennes se superposent sur la plage de débit balayée.

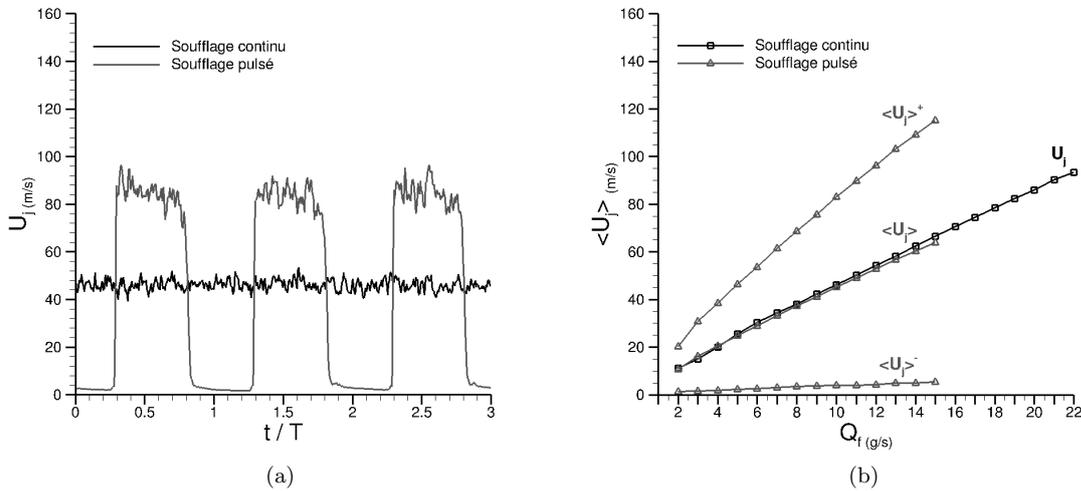


Fig. 2-11 – (a) Évolution temporelle de la vitesse de jet  $U_j(t)$  dans les cas de soufflages continu et pulsé pour un débit constant  $q_f = 10 \text{ g.s}^{-1}$ ; (b) comparaison entre la vitesse moyenne du jet  $\langle U_j \rangle$  dans le cas continu et la vitesse moyenne du jet dans le cas pulsé et lors des phases soufflée et non-soufflée ( $f_{act} = 55 \text{ Hz}$ ;  $\alpha = 50\%$ ).

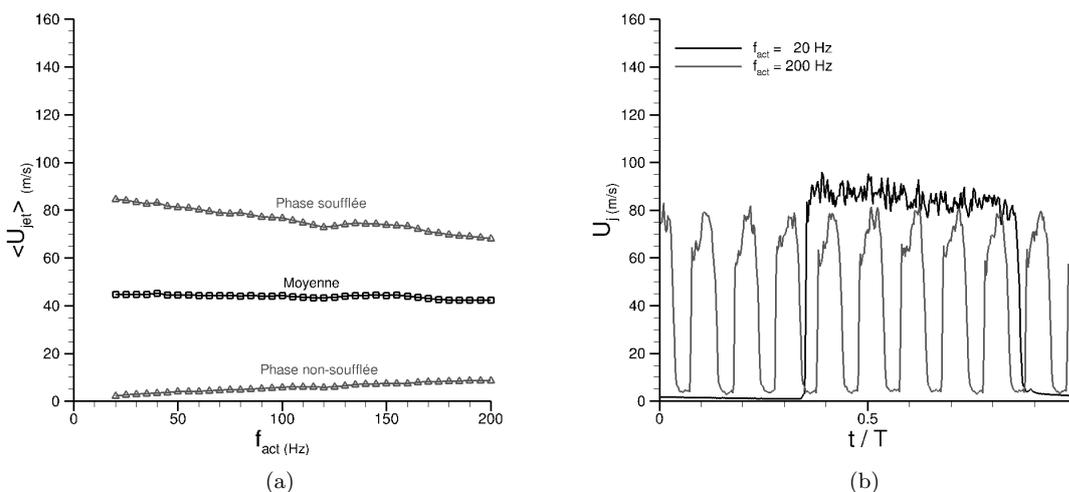
Pour un débit d'alimentation de  $10 \text{ g.s}^{-1}$ , la vitesse mesurée dans le cas continu est de  $46 \text{ m.s}^{-1}$ . Elle est inférieure à la vitesse théorique en continu de  $(U_j)_{th} = 50 \text{ m.s}^{-1}$  calculée par la relation

$$(U_j)_{th} = \frac{q_f}{\rho_j S_j} .$$

Cette différence n'est pas étonnante puisque l'on compare une vitesse de jet calculée à partir d'une

grandeur intégrée du débit à une vitesse de jet mesurée ponctuellement et très sensible au positionnement du fil chaud par rapport à une fente de largeur 0,25 mm. Pour le même débit d'alimentation, la vitesse mesurée moyennée lors de la phase de soufflage dans le cas pulsé est de  $83 \text{ m.s}^{-1}$ , soit inférieure de 10% au double de la vitesse mesurée dans le cas continu et de 17% à la vitesse théorique du cas pulsé,  $\langle U_j \rangle_{th}^+ = 2 (U_j)_{th} = 100 \text{ m.s}^{-1}$ .

Les résultats précédents étaient présentés pour une fréquence d'actionnement des vannes de 55 Hz. Dans la suite de l'étude, on sera amené à faire varier cette fréquence. Il est donc nécessaire de savoir si cette variation peut avoir un impact sur la vitesse du jet, c'est-à-dire de savoir si, dans le cas d'un écoulement contrôlé, les effets de fréquence de forçage  $f^+$  peuvent être découplés des effets de coefficient de quantité de mouvement périodique  $\langle c_\mu \rangle$ . La figure 2-12(a) présente l'évolution de la vitesse moyenne du jet dans le cas pulsé pour un débit de  $10 \text{ g.s}^{-1}$  et pour des fréquences d'actionnement allant de 20 à 200 Hz. La vitesse moyenne du jet évolue très peu en passant de 45 à  $42 \text{ m.s}^{-1}$  lors du balayage en fréquence. Par contre, on note une diminution de la vitesse moyenne de la phase soufflée, vitesse qui passe de 85 à  $68 \text{ m.s}^{-1}$ , et parallèlement une augmentation de la vitesse de la phase non-soufflée, vitesse qui passe de 2 à  $9 \text{ m.s}^{-1}$ . En effet, à mesure que la fréquence augmente, le jet a moins de temps pour s'établir mais également de temps pour se dissiper. Pour s'en convaincre, la figure 2-12(b) présente l'évolution temporelle de la vitesse de jet pour les fréquences 20 et 200 Hz. Alors que le signal de vitesse conserve la forme carrée du signal de commande pour une fréquence  $f_{act} = 20 \text{ Hz}$ , il est déformé et tend vers une forme sinusoïdale pour une fréquence d'actionnement de 200 Hz, c'est-à-dire que le jet n'a plus le temps de s'établir et de se dissiper complètement.



**Fig. 2-12 – (a) Évolution de la vitesse moyenne du jet dans le cas pulsé et des vitesses moyennes dans les phases soufflée et non-soufflée pour un débit  $q_f = 10 \text{ g.s}^{-1}$  et pour des fréquences d'actionnement allant de 20 à 200 Hz ; (b) Évolution temporelle de la vitesse de jet  $U_j(t)$  pour les fréquences d'actionnement  $f_{act} = 20 \text{ Hz}$  et  $f_{act} = 200 \text{ Hz}$ .**

Le rapport cyclique est par contre conservé comme en atteste la représentation de la figure 2-13(a), où le rapport cyclique calculé sur le signal fil chaud reste proche de 50% pour toutes les fréquences d'actionnement balayées. Par ailleurs, le temps d'ouverture/fermeture  $\tau_r$  des vannes est estimé par inter-corrélation entre le signal de commande et le signal fil chaud et est représenté en fonction de la fréquence  $f_{act}$  sur la même figure. Comme dans le cas où la pression d'alimentation est constante (circuit 1), le temps  $\tau_r$  est proche de  $1,6 \cdot 10^{-3} \text{ s}$  et est constant sur  $[20 - 200] \text{ Hz}$ . La représentation de la figure 2-13(b) permet de quantifier le retard  $\tau_r$  : le signal de commande  $U_{exc}^*$  est superposé au signal fil chaud  $U_j$  sur une période pour une fréquence de forçage  $f_{act} = 55 \text{ Hz}$ . Le temps d'ouverture de la vanne est estimé à  $\tau_r = 0,09 \cdot T = 1,6 \cdot 10^{-3} \text{ s}$  et apparaît identique au temps de fermeture. Le constat est donc similaire au cas où la pression d'alimentation est maintenue constante (circuit 1).

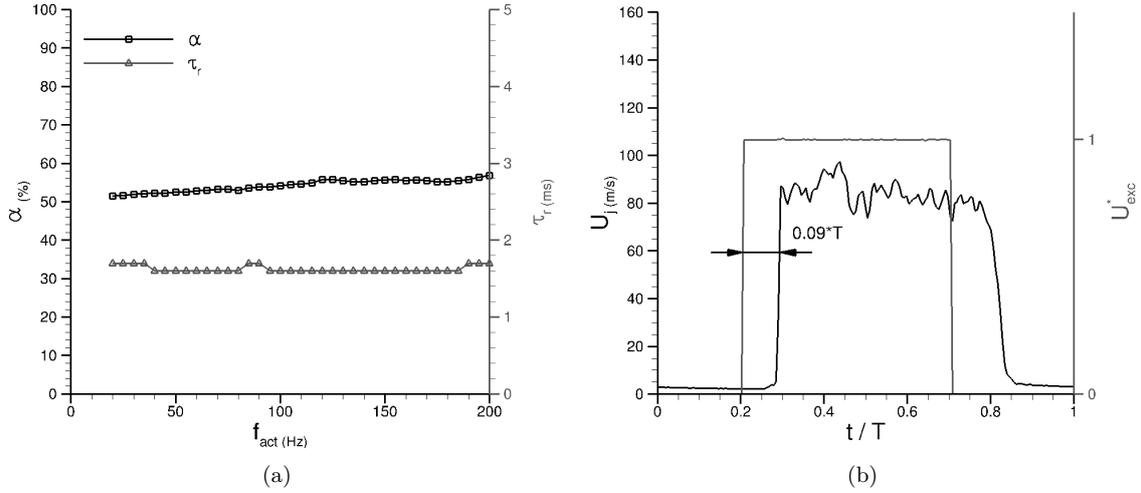


Fig. 2-13 – (a) Rapport cyclique calculé sur le signal de vitesse  $U_j(t)$  et temps de retard estimé par inter-corrélation entre le signal de commande et le signal fil chaud en fonction de la fréquence de forçage  $f_{act}$ ; (b) évolution temporelle du signal de commande des vannes  $U_{exc}^*$  et du signal de vitesse mesurée en sortie des actionneurs  $U_j$  pour  $f_{act} = 55$  Hz ( $q_f = 10$  g.s<sup>-1</sup>).

#### 2.2.4 Conclusion sur la caractérisation des jets

Deux types de fonctionnement des actionneurs sont à distinguer, chaque type amenant à un calcul du coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  différent. Premièrement, lorsque la pression d'alimentation  $P_f$  des actionneurs est constante et fixée par le circuit d'alimentation (circuit 1), le calcul du  $\langle c_\mu \rangle$  donne

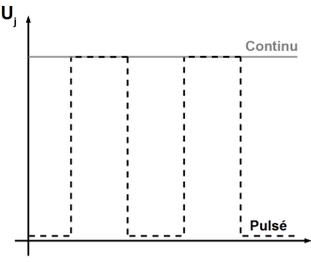
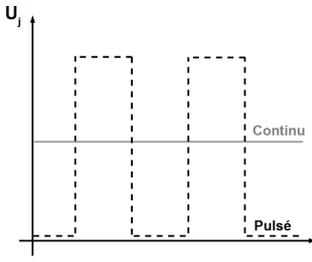
$$\langle c_\mu \rangle = \alpha c_\mu, \quad (2-10)$$

où  $c_\mu$  est le coefficient de quantité de mouvement en régime continu et  $\alpha$  le rapport cyclique du régime pulsé. Il est donc possible en régime périodique de moduler le coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$  du régime continu en faisant varier le rapport cyclique  $\alpha$ . D'autre part, pour une pression d'alimentation fixée, il n'y a pas de variation de la vitesse en sortie des actionneurs en fonction de la fréquence d'actionnement  $f_{act}$ . Ainsi, pour le contrôle des décollements développé dans la suite de l'étude, les effets de fréquence de forçage et de coefficient de quantité de mouvement sont découplés.

En second lieu, lorsque le débit d'alimentation  $q_f$  des actionneurs est constant et fixé par le circuit 2, le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique est

$$\langle c_\mu \rangle = \frac{1}{\alpha} c_\mu. \quad (2-11)$$

Dans ce cas là, le coefficient de quantité de mouvement en régime continu  $c_\mu$  est la limite inférieure du coefficient en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$ , limite qui est atteinte lorsque  $\alpha = 1$ . La limite supérieure est en théorie atteinte lorsque  $\alpha$  tend vers 0. Dans la réalité, le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  est borné car une diminution progressive du rapport cyclique entraîne une augmentation significative de la pression à l'aval du col sonique, ce qui a pour conséquence de le désamorcer. Dès lors, le débit d'injection n'est plus constant. De plus, la pression à l'aval du col tend à se rapprocher de la pression à l'amont; cette dernière dépasse la pression limite acceptable par les vannes Festo. Ainsi, dans la suite de l'étude, dans le cas d'un débit d'alimentation constant, on se limite aux variations du rapport cyclique sur  $[0,4 - 1]$  pour ne pas risquer d'endommager les vannes et faire en sorte que le col sonique reste amorcé. D'autre part, la valeur moyenne de la vitesse du jet dans le cas pulsé  $\langle U_j \rangle$  ne varie pas avec la fréquence de forçage. Le tableau 2-13 récapitule les deux configurations possibles quant à l'utilisation du soufflage pulsé.

Circuit 1 (Réservoir tampon)	Circuit 2 (Col sonique)
Pression $P_f$ constante $U_{max} = U_j$	Débit $q_f$ constant $\langle U_j \rangle = U_j$
	
$\langle c_\mu \rangle = \alpha c_\mu$ (Utilisation pour le contrôle en BF du $\langle c_\mu \rangle$ )	$\langle c_\mu \rangle = \frac{1}{\alpha} c_\mu$ (Utilisation pour le contrôle en BF de $f^+$ )

Tab. 2-13 – Récapitulatif des deux configurations possibles pour le soufflage pulsé (BF : boucle fermée).

Dans la suite de l'étude, le contrôle en boucle fermée de la fréquence de forçage  $f^+$  est présenté. Dans ce cas précis, le circuit 2 d'alimentation en air comprimé est utilisé afin que la fréquence varie à iso- $\langle c_\mu \rangle$ <sup>3</sup>. Notons l'avantage principal lié à l'utilisation du circuit 2 : pour un débit d'alimentation identique, donc pour un coût identique en air comprimé, on peut doubler (si  $\alpha = 0,5$ ) le coefficient de quantité de mouvement en passant du régime continu au régime périodique, sous réserve que le col sonique soit amorcé. Par contre, pour le contrôle en boucle fermée du coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  présenté ensuite, la plage de variation possible du rapport cyclique  $\alpha$ , lorsque le circuit 2 est utilisé, ne suffit pas. C'est pourquoi le circuit 1 sera utilisé dans ce second cas.

## 2.3 Implémentation temps-réel des algorithmes de contrôle

### 2.3.1 « *Real-time doesn't mean real-fast* » : quelques règles de programmation temps-réel

La programmation temps-réel est un type de programmation soumise à la règle du déterminisme temporel. En d'autres termes, un programme temps-réel n'est pas un programme qui va « vite », mais un programme dont le temps d'exécution est *a priori* déterminé. En cela, la programmation temps-réel rejoint l'exigence principale du contrôle en boucle fermée qui doit fournir une commande, calculée à partir de mesures, en un temps fini pré-déterminé et évidemment basé sur le temps physique du système commandé. Afin de satisfaire à l'exigence du temps-réel, un programme doit se départir de toutes tâches dont la réalisation est non-déterministe, c'est-à-dire dont le temps d'exécution n'est pas pré-déterminé et peut varier d'une exécution à l'autre (on parle alors de *jitter*). L'architecture d'un programme temps-réel se caractérise donc par la présence d'au moins deux boucles d'exécution cadencées, une regroupant les tâches déterministes et l'autre les tâches non-déterministes. Comme exemples de tâches non-déterministes, on peut citer l'écriture sur un disque dur, la communication réseau ou encore l'affichage graphique. Afin de garantir le déterminisme, il faut également hiérarchiser l'ordre d'exécution des boucles cadencées. En particulier, la « boucle déterministe » est prioritaire sur toutes les autres, c'est-à-dire qu'elle utilise toutes les ressources processeur pour son exécution et ne les libère qu'une fois sa tâche accomplie. La définition de priorité d'exécution sur un processeur

3. Également possible avec le circuit 1

ne peut pas être effectuée avec un système d'exploitation (*OS, Operating System*) classique de type *Windows* ou *Linux* gérant le temps-processeur sans règle de priorité. Il faut donc que le programme temps-réel s'exécute sous un *OS* dit temps-réel. Ceci peut être fait en intégrant par exemple un noyau *RT* à *Linux* ou dédier une machine cible à l'exécution temps-réel. Cette machine est dénommée *cible temps-réel* dans la suite. Dans ce dernier cas, l'architecture complète d'un programme temps-réel est présentée figure 2-14.

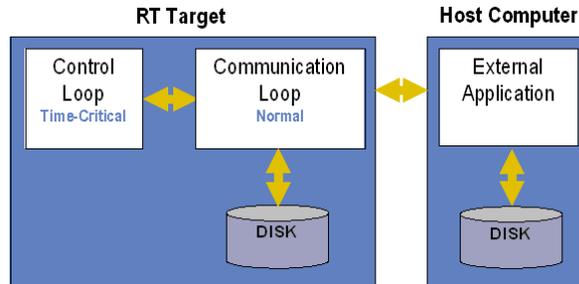


Fig. 2-14 – Schéma de l'architecture d'un programme temps-réel avec machine déportée et machine hôte (schéma tiré du white paper 4676<sup>3</sup>).

C'est cette architecture qui est choisie pour le programme de contrôle en boucle fermée développé dans la suite.

### 2.3.2 Présentation succincte du programme

Le programme de contrôle en boucle fermée est développé en langage G sous NI LabVIEW<sup>®</sup>. La cible temps-réel est un contrôleur NI PXIe-8102 RT qui embarque l'*OS-RT* Phar Lap ETS. Un PC hôte sur lequel tourne LabVIEW communique avec la cible via une connection Ethernet. Le programme de contrôle est constitué de deux sous-programmes indépendants, l'un tournant sur la cible et l'autre sur le PC hôte. La communication entre les deux sous-programmes se fait par protocole *STM (Simple TCP/IP Messaging<sup>2</sup>)* basé sur TCP/IP. Le choix du protocole TCP/IP présente l'avantage de pouvoir s'affranchir de l'utilisation des protocoles natifs de LabVIEW (type *Shared variables* et *Network Streams*). De plus, cela permet de gérer les connections de plusieurs PC hôtes qui n'utilisent pas obligatoirement LabVIEW.

Le sous-programme qui tourne sur le PC hôte regroupe l'ensemble de l'interface graphique du programme et la sauvegarde des données acquises. Le sous-programme qui tourne sur la cible temps-réel est constitué d'une boucle de haute priorité cadencée à 100 Hz et de 3 boucles de priorité normale dédiées à la communication réseau et à la gestion des connections. La boucle de priorité haute exécute les tâches indispensables au contrôle en boucle fermée, c'est-à-dire l'acquisition des données capteur, le calcul de la commande et la génération des signaux de commande des actionneurs. L'acquisition de 16 voies analogiques est réalisée par une carte NI PXIe 6358 à une fréquence de 10 kHz, de telle sorte que la boucle temps-réel récupère 100 échantillons (dans le buffer de la carte) par itération. La carte génère sur 3 sorties analogiques 2 signaux carrés en phase ou déphasés de  $\pi$  pour commander les actionneurs et un signal continu pour contrôler le régulateur de pression du circuit d'alimentation. Le code de la boucle prioritaire est sérialisé de façon à ne lancer qu'un seul *thread* sur un des deux processeurs et garantir ainsi le déterminisme. L'implémentation d'une *FIFO RT* permet le transfert inter-tâche des données de l'acquisition.

La boucle prioritaire permet aussi de contrôler la motorisation volet. Ce moteur est piloté par un variateur. La boucle de contrôle envoie les ordres *Start* et *Stop* au variateur, ainsi que le numéro de la séquence pré-programmée que le moteur doit effectuer. L'ordre *Start* est codé sur un bit généré sur un port de la carte d'acquisition. Il en est de même pour l'ordre *Stop*. Le numéro d'une séquence pré-programmée est codé sur 4 bits (16 séquences possibles). Ils sont donc générés sur 4 ports de la carte.



## Chapitre 3

# Contrôle du décollement par adaptation du coefficient de quantité de mouvement

### 3.1 Description du décollement naturel lors d'un braquage du volet

La maquette a été à la base conçue afin d'obtenir sur le volet un décollement qui part du bord de fuite et remonte progressivement vers le bord d'attaque à mesure que le braquage augmente. Grâce aux mesures de pression et de frottement, on s'attache dans cette section, où aucun forçage n'est appliqué, à vérifier cette assertion.

#### 3.1.1 Évolution de la distribution de pression

La figure 3-1 présente, sur deux graphes, les distributions de coefficient de pression  $C_p$  pour différents angles de braquage de 2 à 35°. L'écoulement n'est pas contrôlé. Par souci de concision, les résultats sont présentés pour une vitesse amont  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ , mais les conclusions du cas où  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$  sont identiques. Le coefficient de pression est calculé par la relation

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}, \quad (3-1)$$

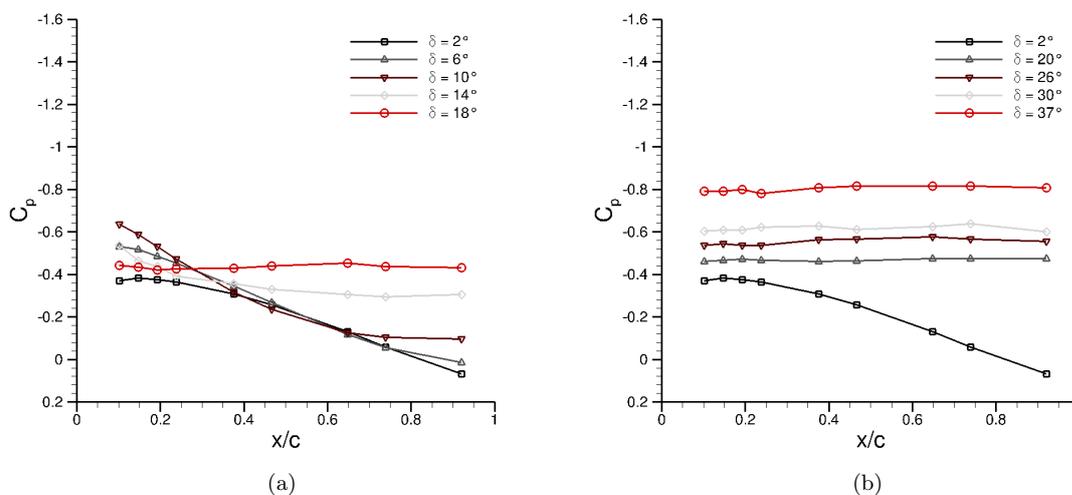


Fig. 3-1 – Distributions du coefficient de pression  $C_p$  pour différents angles de braquage. Les résultats ont été tracés sur deux graphes pour plus de clarté ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ).

où  $p$  est la pression mesurée au point considéré et  $p_\infty$  la pression de référence mesurée à l'amont de l'écoulement. Sur le graphe de la figure 3-1(a), on constate que l'écoulement est attaché sur l'ensemble du volet à  $\delta = 2^\circ$ . Un plateau de  $C_p$  se forme progressivement depuis le bord de fuite vers le bord d'attaque à mesure que l'angle de braquage augmente. Ce plateau marque le développement d'une zone de recirculation qui grossit progressivement sur le volet. A  $\delta = 18^\circ$ , le plateau de  $C_p$  s'étend nettement de  $x/c = 0,239$  au bord de fuite. Le bord d'attaque, i.e. la partie à l'amont de  $x/c = 0,239$ , présente un gradient très faible de  $C_p$ . Il est donc difficile de conclure quant au caractère attaché ou décollé de l'écoulement dans ce cas. De toute façon, ce n'est plus le cas à  $\delta = 20^\circ$  comme on peut le voir sur la figure 3-1(b). Le plateau de  $C_p$  couvre en effet l'ensemble du volet, caractérisant un décollement complet. On peut encore s'en convaincre sur la figure 3-21(a) qui présente une visualisation de l'écoulement pour un angle de braquage  $\delta = 20^\circ$ . L'absence de prises de pression au niveau de l'articulation entre la plaque plane et le volet (voir chapitre 2) ne permet pas de calculer précisément le coefficient de portance du modèle. Néanmoins, on se propose de regarder l'évolution d'une estimation du coefficient de portance du profil 2-D, notée  $C_L^*$  et calculée sur l'ensemble de la maquette comme suit (voir Miranda *et al.*<sup>69</sup>)

$$C_L^* = \int_0^1 (C_p^- - C_p^+) d\left(\frac{x}{c_t}\right), \quad (3-2)$$

où  $C_p^+$  et  $C_p^-$  sont respectivement les coefficients de pression de l'extrados et de l'intrados, et  $c_t$  la corde totale du modèle (plaque et volet). La figure 3-2 présente  $C_L^*$  en fonction de l'angle de braquage  $\delta$  du volet. Le rapport entre la corde du volet et la corde totale est dans notre cas  $c/c_{tot} = 20\%$ .

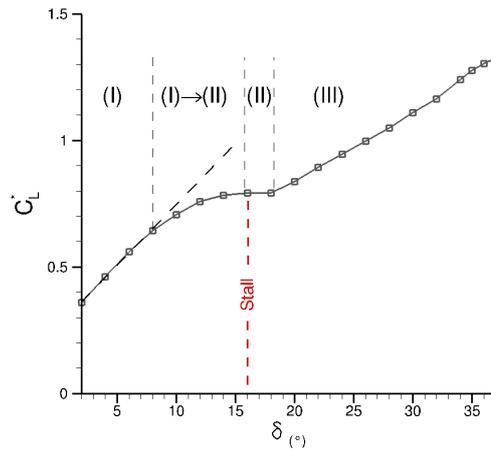


Fig. 3-2 – Évolution de l'estimation  $C_L^*$  du coefficient de portance en fonction du braquage  $\delta$ ; le profil est sans incidence ( $i = 0^\circ$ ;  $c/c_{tot} = 20\%$ ;  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ; sans contrôle).

L'allure de la courbe est identique à celle rapportée par Hoerner<sup>51</sup> (voir la figure 1-1) pour la même profondeur relative de volet ( $c/c_{tot} = 20\%$ ) et un Reynolds équivalent. Une description en trois zones, proposée par Williamson<sup>116</sup>, est possible. Une première zone (notée zone (I) sur la figure 3-2) de  $\delta = 2^\circ$  à  $\delta = 10^\circ$  est marquée par l'évolution linéaire de  $C_L^*$  en fonction du braquage. La transition de la zone (I) à la zone (II), de  $8^\circ$  à  $16^\circ$ , est caractérisée par un ralentissement progressif de l'augmentation du coefficient de portance. Sur le cas présenté par Hoerner<sup>51</sup>, la transition est marquée par un arrêt brutal de l'augmentation de  $C_L$ . Dans le cas présent, cette transition est progressive, ce qui révèle une nouvelle fois le caractère progressif du décollement sur le volet. De  $\delta = 16^\circ$  à  $\delta = 18^\circ$  le coefficient de portance n'augmente plus car le décollement couvre tout le volet. Par analogie avec la courbe de portance  $C_L = f(\alpha)$  « classique » d'un profil mis en incidence, on définit un angle de décrochage<sup>1</sup> à  $\delta_s = 16^\circ$ , bien que la portance augmente de nouveau après, en zone (III). Cette dernière est une zone non-linéaire pour les braquages élevés, où l'augmentation de  $C_L^*$  est moins franche que dans la zone (I).

1. *Stall* en anglais

Dans notre cas, cette dernière zone apparaît quasiment linéaire, probablement parce que le braquage maximal est encore trop faible. En effet, le braquage monte jusqu'à  $70^\circ$  dans le cas de Williamson<sup>116</sup> et jusqu'à  $90^\circ$  dans le cas de Hoerner<sup>51</sup>.

### 3.1.2 Évolution de la valeur moyenne du frottement

Les films chauds intégrés au volet fournissent une mesure du frottement pariétal, noté  $\tau_w$  dans la suite. Ces films chauds ne sont pas étalonnés pour plusieurs raisons :

- pas de moyens de mesure de référence du frottement pariétal  $\tau_w$  disponible (tube de Preston, sondage de couche limite, méthode du coin d'huile ...);
- les films chauds ne peuvent pas être mis à plat (courbure de l'extrados du volet) pour pouvoir utiliser une relation empirique du frottement entre  $\tau_w$  et le Reynolds  $Re$ ;
- pour se rapprocher des conditions réelles d'utilisation en vol, il faut trouver des méthodes de détection du décollement sans mesure absolue de  $\tau_w$ .

On peut rajouter à cela le fait que les films chauds ne peuvent pas mesurer de frottement « négatif », c'est-à-dire que le frottement mesuré aura le même signe dans la zone attachée ou dans la zone décollée, malgré l'inversion du sens de l'écoulement en proche paroi. En raisonnant à partir de l'évolution classique du profil de couche limite à l'approche du décollement dans un cas 2-D, on peut se représenter l'évolution probable du frottement mesuré à une abscisse fixe lorsque le volet est braqué continûment. Comme on l'a vu, le point de décollement remonte alors depuis le bord de fuite vers le bord d'attaque. Ainsi, le graphe de la figure 3-3 représente de façon schématisée l'évolution théorique du frottement pariétal  $\tau_w$  mesuré en un point du volet lorsque ce dernier est braqué de façon continue.

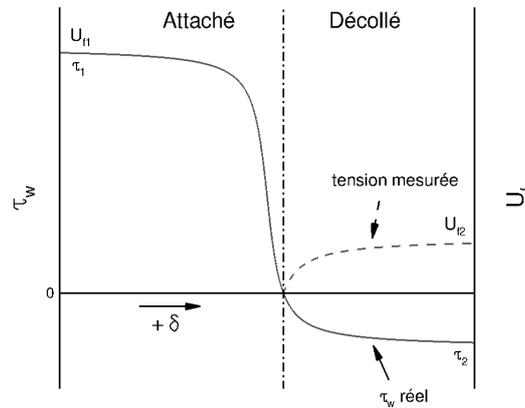
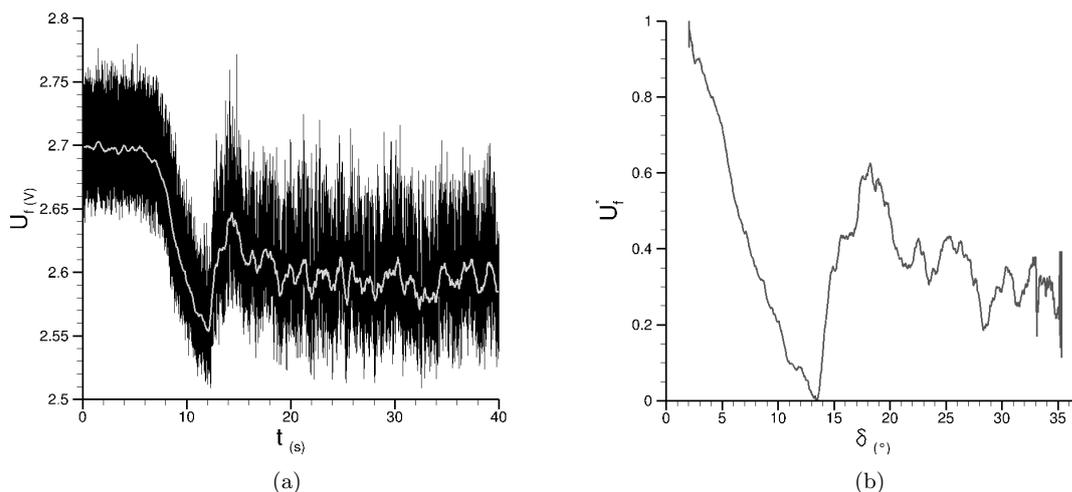


Fig. 3-3 – Évolution schématisée du frottement pariétal en fonction de l'angle de braquage  $\delta$ .

Partant d'une valeur quelconque  $\tau_1$  positive valable pour un écoulement attaché, le frottement diminue, à mesure que  $\delta$  augmente, vers une valeur  $\tau_2$  qui est négative car la vitesse en proche paroi est inversée par rapport au cas attaché. La valeur  $\tau_w = 0$  marque le passage du point de décollement (en 2-D toujours) à l'abscisse  $x/c$  considérée. Le film chaud fournit lui une valeur « redressée » de  $\tau_w$ , c'est-à-dire que la valeur mesurée reste toujours positive. La figure 3-4(a) présente l'évolution temporelle d'un signal film chaud obtenu lorsque le volet est braqué continûment de  $2^\circ$  à  $35^\circ$  avec un taux de  $2^\circ/s$ . La figure 3-4(b) présente le même signal mais adimensionné<sup>2</sup> et en fonction du braquage  $\delta$ . Comme attendu, l'évolution de la mesure du frottement est marquée par un minimum qui doit correspondre au passage du point de décollement à la position  $x/c = 0,648$ . L'angle de braquage correspondant et que l'on lit sur la figure 3-4(b) est de  $13^\circ$ . Une fois ce point passé, le frottement réel passe négatif (le frottement mesuré augmente et reste positif), atteint un minimum puis augmente.

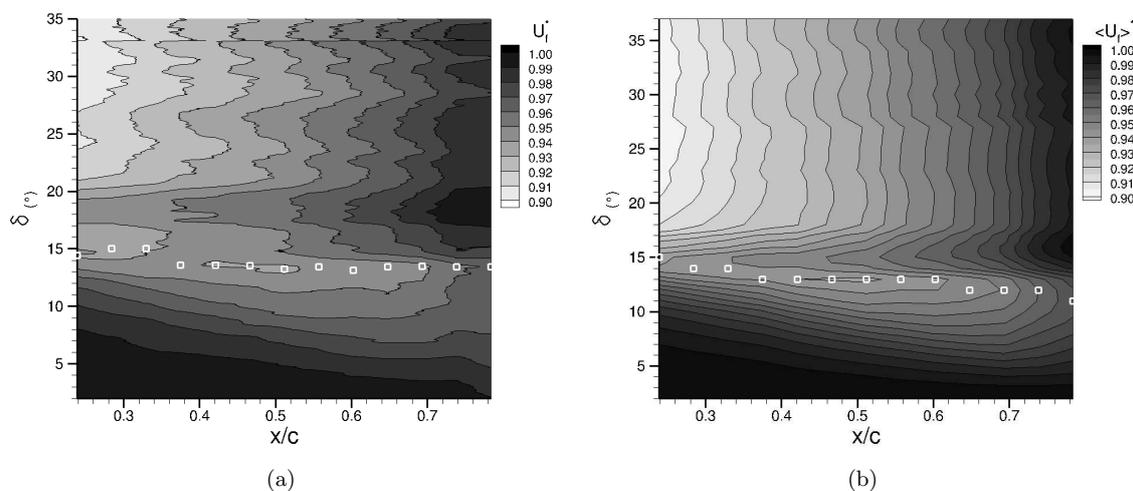
2. Maximum placé à 1 et minimum à 0, i.e.  $U_f^* = \frac{U - U_{min}}{U_{max} - U_{min}}$ .

Cette dernière augmentation est due au développement de la zone de recirculation. En effet, dans cette zone, la vitesse en proche paroi (dans le sens inverse de l'écoulement amont) augmente à mesure que l'on s'éloigne du point de décollement. Afin de superposer et de pouvoir comparer tous les signaux films chauds, on a choisi, sur la représentation de la figure 3-5, un adimensionnement différent de celui réalisé pour le signal de la figure 3-4(b). Ici, on considère seulement que la valeur initiale du frottement est identique pour chaque position sur la corde du volet lorsque le braquage est de  $2^\circ$ . Ainsi, l'ensemble de chaque signal de tension film chaud est divisé par sa valeur à  $t = 0$ . En particulier, on ne cherche pas à placer le premier minimum à 0, comme cela a été fait sur le signal de la figure 3-4(b).



**Fig. 3-4** – (a) Signal de tension film chaud  $U_f(t)$  en fonction du temps mesuré à la position  $x/c = 0,648$  pour un braquage dynamique; le même signal lissé par un filtre de Savitsky-Golay est superposé en ton plus clair; (b) signal de tension film chaud adimensionné et filtré de la même façon en fonction du braquage  $\delta$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ;  $\delta = 2^\circ$ ).

En ce qui concerne la figure 3-5(a), le volet est toujours braqué de façon continue avec le même taux de braquage. Au contraire, la surface de la figure 3-5(b) est tracée à partir de signaux film chaud acquis pendant 40 s durant lesquelles le braquage est fixe. La moyenne est calculée sur les 40 s et les signaux sont lissés *a posteriori* par un filtre de Savitsky-Golay.



**Fig. 3-5** – Signaux de tension film chaud adimensionnés en fonction de la position  $x/c$  sur la corde du volet pour (a) un braquage  $\delta$  continu du volet à  $2^\circ/\text{s}$  et (b) une série de braquages fixes ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ).

Tous les signaux du bord de fuite ont une évolution quasi identique à celle du signal présenté figure 3-4(b) : le frottement commence par décroître, atteint un minimum puis augmente. Par contre, les signaux plus proches du bord d'attaque se différencient par un frottement qui continue de décroître après le passage du premier minimum qui correspond à  $\tau \simeq 0$  (marqué par la suite de carrés blancs). Enfin, si l'on regarde pour un  $\delta$  fixe et au-delà de  $20^\circ$ , on constate que le frottement est plus important au bord de fuite qu'au bord d'attaque. En effet, comme cela a déjà été souligné, la vitesse du courant de retour augmente à mesure que l'on s'éloigne du point de décollement.

### 3.1.3 Évolution des fluctuations de frottement sur le volet

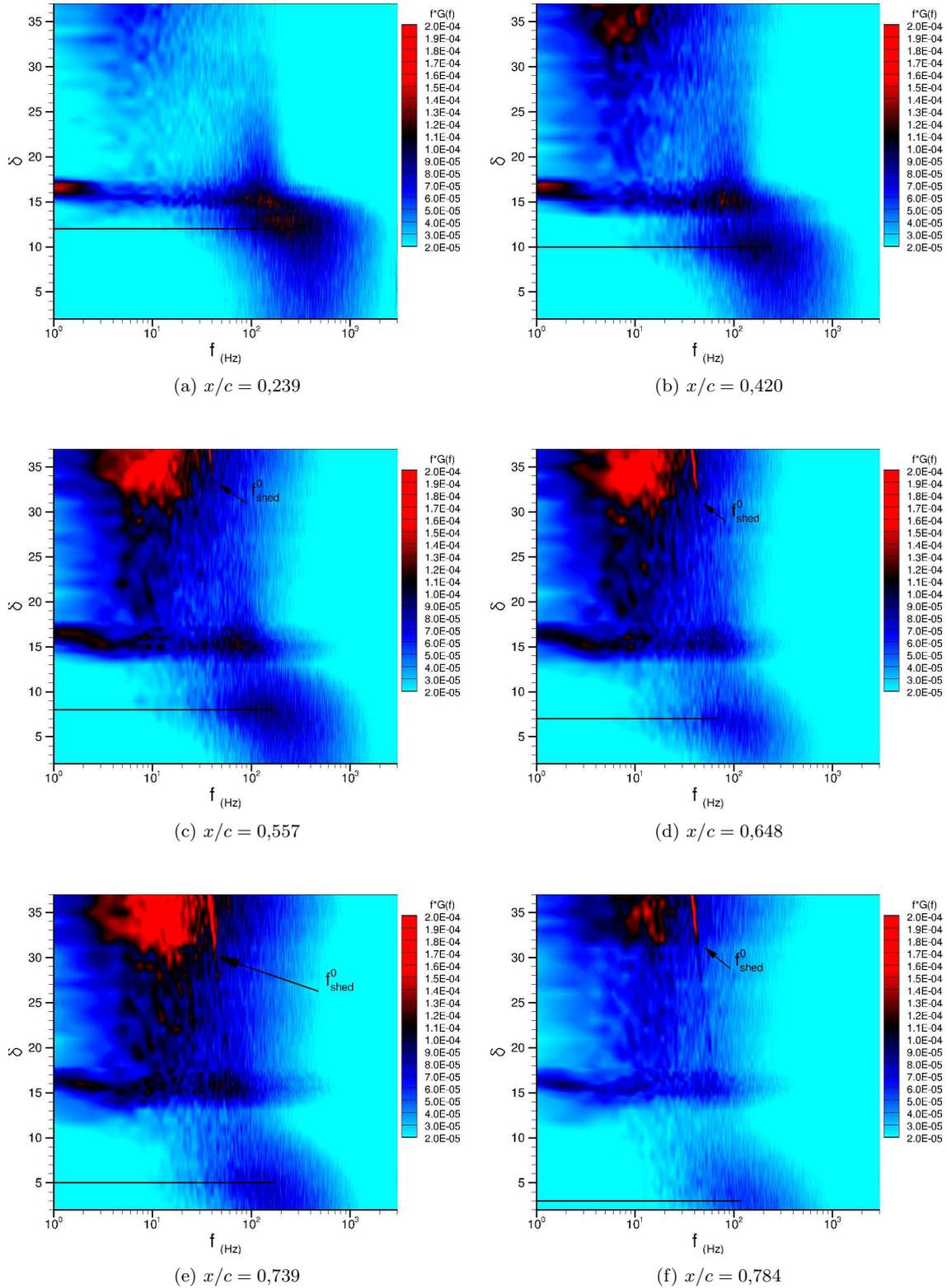
La figure 3-6 présente la densité spectrale de puissance pondérée  $fG(f)$  en fonction de l'angle de braquage  $\delta$  aux positions  $x/c = 0,239$ ,  $x/c = 0,420$ ,  $x/c = 0,648$  et  $x/c = 0,739$ . La vitesse de l'écoulement est toujours  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . Les spectres sont tracés à partir de signaux d'une durée de 40 s pendant lesquelles le volet ne bouge pas. Le spectre des fluctuations de frottement évolue en fonction de l'angle de braquage  $\delta$ , et cette évolution est différente selon la position sur la corde du volet. On distingue sur les spectres trois zones qui correspondent peu ou prou aux trois zones déjà évoquées lors de la présentation de l'évolution de la portance en fonction du braquage (voir figure 3-2). Elles sont décrites ci-après.

#### Décollement progressif

Pour  $\delta < 14^\circ$ , on constate que les fluctuations comprises dans la gamme de fréquences [100 – 300] Hz sont amplifiées lorsque l'angle de braquage atteint une valeur qui dépend de la position sur la corde du volet. Sur la figure 3-6, le trait plein noir marque l'angle de braquage pour lequel le maximum de puissance spectrale est atteint, toujours dans le domaine  $\delta < 14^\circ$ . Cette amplification des fluctuations marque le passage du point de décollement sur le film chaud considéré. Plus précisément, cette amplification a lieu préalablement au passage du point de décollement. En effet, les distributions de  $C_p$  présentées précédemment permettent de déterminer approximativement la position moyenne du point de décollement en estimant, pour chaque angle de braquage, la position de la cassure, i.e. là où le gradient de  $C_p$  s'annule. On estime, par exemple, que le point de décollement se situe en moyenne à  $x/c = 0,739$  pour un braquage  $\delta = 6^\circ$ . Pour la même position, le spectre de la figure 3-6(d) met en évidence une amplification maximale des fluctuations pour  $\delta = 5^\circ$ . Le même constat peut être fait pour différents angles de braquage (non présentés ici). L'amplification des fluctuations de frottement dans la gamme [100 – 300] Hz apparaît donc comme étant un précurseur au décollement. Ce résultat n'est pas sans rappeler celui déjà observé par Seifert & Pack-Melton<sup>101</sup>, et Simpson *et al.*<sup>104</sup> mais pour des fluctuations de pression dans ce dernier cas (résultat rappelé et également utilisé par Benard *et al.*<sup>18</sup>).

#### Décrochage

Pour  $15 \leq \delta \leq 17^\circ$ , quelle que soit la position  $x/c$  sur la corde du volet, on note une amplification des fluctuations de frottement sur une large bande de spectre, i.e. de 1 à environ 500 Hz. Si l'on compare à l'évolution de la portance en fonction du braquage  $\delta$  (voir figure 3-2), on constate que l'on se trouve dans la plage d'angle où le décrochage a lieu. D'un point de vue spectral, cette zone marque une transition vers les basses fréquences qui caractérisent l'écoulement décollé. Par ailleurs, un pic très basse fréquence autour de 1 Hz est présent dans cette fourchette d'angles de braquage aux positions proches du bord d'attaque, i.e.  $x/c = 0,239$  et  $x/c = 0,420$ . Il est difficile de déterminer la cause précise du phénomène basse fréquence ainsi révélé par le spectre. En tout cas, il apparaît lorsque le point de décollement atteint le bord d'attaque du volet. Dans la littérature, le phénomène basse fréquence décrit par Zaman *et al.*<sup>121</sup> (voir également Almutairi & AlQadi<sup>5</sup>) se rapproche beaucoup de ce que l'on observe ici. Dans leur cas, il correspond à une « alternance » entre un état attaché et un état décroché pour un profil 2-D à  $Re_c = 10^5$  à l'approche du décrochage. Comme dans notre cas, l'oscillation qu'ils observent ne correspond pas au lâcher tourbillonnaire de Von Kármán (voir plus loin la figure 3-7) et se fait rapidement moins intense lorsque l'on s'éloigne du bord d'attaque.



**Fig. 3-6** – Densité spectrale de puissance pondérée  $fG(f)$  des fluctuations de frottement en fonction du braquage  $\delta$  aux positions (a)  $x/c = 0,239$ , (b)  $x/c = 0,420$ , (c)  $x/c = 0,557$ , (d)  $x/c = 0,648$ , (e)  $x/c = 0,739$  et (f)  $x/c = 0,784$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ ;  $Re = 2 \cdot 10^6$ ; sans contrôle).

Une description plus précise de ce phénomène nécessiterait de plus amples investigations, mais elles

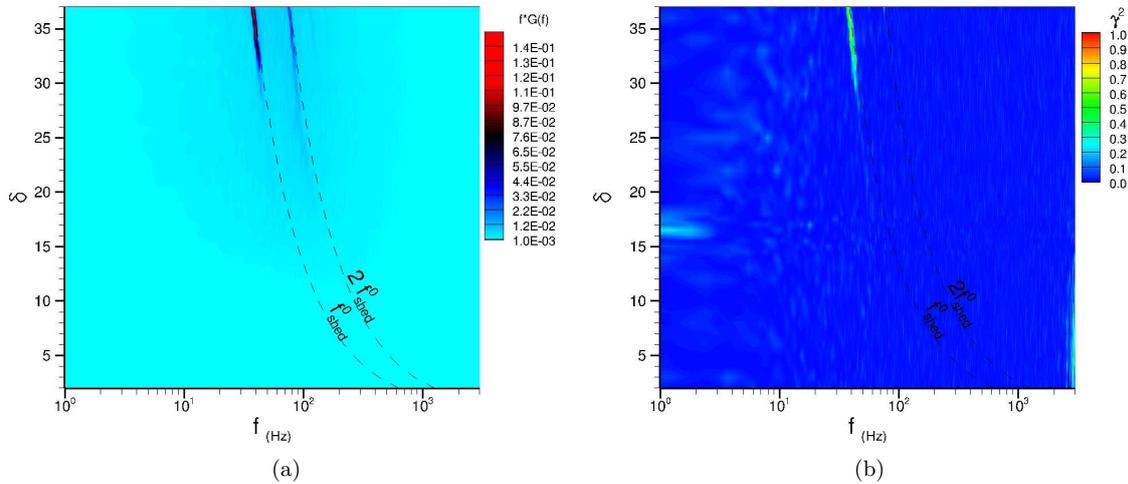
s'inscriraient en dehors du cadre de la présente étude.

### Écoulement post-décrochage

Proche du bord de fuite, i.e. pour  $x/c = 0,648$  et  $x/c = 0,739$  parmi les positions présentées sur la figure 3-6, une raie très marquée à la fréquence du *vortex shedding* apparaît au-delà de  $\delta = 32^\circ$ . Cette fréquence est notée  $f_{shed}^0$  (3), c'est-à-dire la fréquence du *vortex shedding* pour un écoulement pleinement décollé et non contrôlé. La fréquence observée correspond à la fréquence adimensionnée  $St_{shed} = 0,2$  calculée par la relation classique

$$St_{shed} = \frac{f_{shed}^0 c \sin(\delta)}{U_\infty}. \quad (3-3)$$

La figure 3-7(a) présente la densité spectrale de puissance pondérée  $fG(f)$  des fluctuations de vitesse longitudinale dans le sillage (i.e. à partir du signal du fil chaud fixe installé à  $3c$  en aval de la maquette, voir chapitre 2). Les valeurs théoriques de la fréquence  $f_{shed}^0$  du *vortex shedding* et de l'harmonique à  $2f_{shed}^0$  pour les différents angles de braquage balayés sont également tracées. On constate que, dans le sillage, le *vortex shedding* apparaît nettement pour les angles de braquage tels que  $\delta \geq 32^\circ$ , comme c'était le cas au bord de fuite du volet (voir figure 3-6, pour les fluctuations de frottement). Le premier harmonique à  $2f_{shed}^0$  apparaît également pour les mêmes angles. Dans les deux cas, les valeurs obtenues expérimentalement sont très proches des valeurs théoriques calculées à partir de la relation (3-3). Une nouvelle fois, on constate, sur la figure 3-7(b) qui présente la fonction de cohérence  $\gamma^2$  entre le film chaud de bord de fuite ( $x/c = 0,784$ ) et le fil chaud dans le sillage, que le *vortex shedding* est pleinement développé pour les braquages supérieurs à  $32^\circ$ .

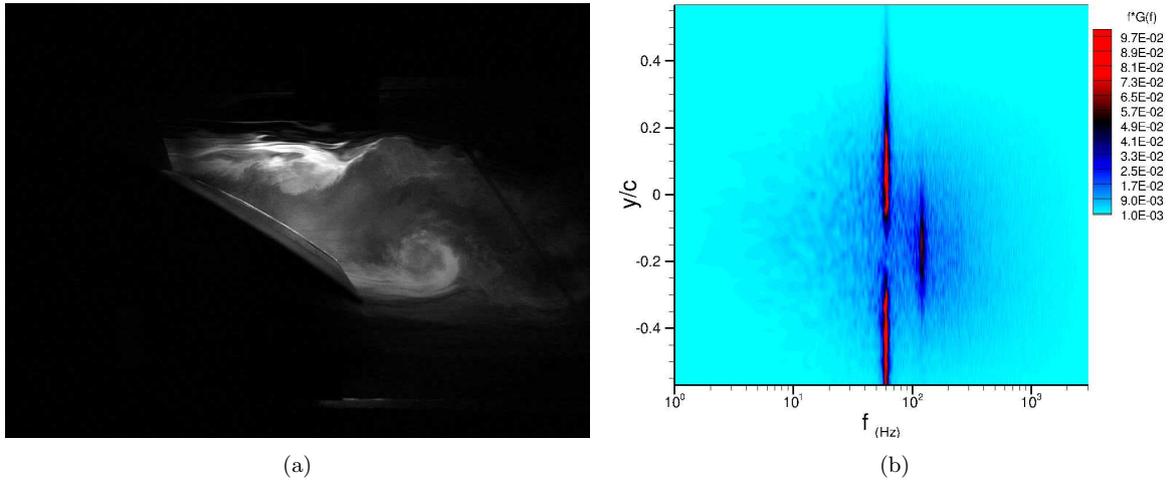


**Fig. 3-7** – (a) Densité spectrale de puissance pondérée  $fG(f)$  des fluctuations de vitesse longitudinale dans le sillage en fonction du braquage  $\delta$ ; (b) fonction de cohérence  $\gamma^2$  entre les fluctuations de frottement mesurées à  $x/c = 0,784$  et les fluctuations de vitesse longitudinale mesurées dans le sillage, tracée à différents angles de braquage  $\delta$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ).

On pouvait s'attendre à ce que le lâcher tourbillonnaire de Von Kármán apparaisse plus tôt puisque, comme on l'a vu précédemment, l'écoulement est complètement décollé sur le volet à partir de  $\delta = 16^\circ$ . La figure 3-8(a) présente une visualisation de l'écoulement non contrôlé pour un angle de braquage  $\delta = 20^\circ$ . La vitesse amont est  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . On constate qu'un tourbillon est en train de se former à partir du bord de fuite du volet. Il est ensuite convecté par l'écoulement principal. Un autre tourbillon au départ du bord d'attaque semble vouloir se former de façon alternative avec le précédent. Pourtant, le spectre de la figure 3-7(a) indique, comme on l'a vu, que le *vortex shedding* n'est pas encore

3. Notation introduite par Wu *et al.*<sup>118</sup>

pleinement développé dans le sillage du volet. Afin de comprendre ce qu'il se passe, un sondage dans le sillage et selon la direction transverse à l'écoulement est réalisé. La figure 3-8(b) présente la densité spectrale de puissance pondérée  $fG(f)$  dans le sillage en fonction de la position  $y/c$  dans la direction transverse pour un angle de braquage  $\delta = 20^\circ$ . Ce sondage est effectué à  $1,5c$  en aval du bord de fuite du volet et la vitesse amont est toujours  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . On constate que deux zones distinctes du sillage sont caractérisées par une fréquence  $f_1 \simeq 60 \text{ Hz}$ . Entre ces deux zones, une troisième zone intermédiaire est caractérisée par le double de cette fréquence, i.e.  $f_2 = 2f_1 \simeq 120 \text{ Hz}$ . Comme on le présentait sur la visualisation de l'écoulement, le sillage à  $20^\circ$  est structuré autour de deux allées tourbillonnaires, une partant du bord d'attaque et l'autre partant du bord de fuite. Pour calculer le nombre de Strouhal à partir de la fréquence observée dans chacune de ces deux zones, la longueur de référence doit être prise égale à la moitié de la corde projetée, soit  $l_{ref} = \frac{1}{2} c \sin(\delta)$ .



**Fig. 3-8 – (a) Visualisation de l'écoulement non contrôlé pour un angle de braquage  $\delta = 20^\circ$  ; (b) densité spectrale de puissance pondérée  $fG(f)$  dans le sillage en fonction de la position  $y/c$  dans la direction transverse pour un angle de braquage  $\delta = 20^\circ$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$  ;  $Re = 2.10^6$ ).**

Dans ce cas, on obtient, pour chaque allée, un Strouhal de 0,1. La zone tampon qui sépare les deux allées tourbillonnaires et où les deux tourbillons sont visibles successivement, est dès lors caractérisée par un Strouhal de 0,2. Ainsi, la structure du sillage du volet évolue en fonction de l'angle de braquage  $\delta$ . A partir du décollement complet du volet à  $\delta = 16^\circ$ , le sillage se structure autour de deux allées tourbillonnaires chacune caractérisée par un Strouhal de 0,1, la zone séparant les deux allées étant caractérisée par un Strouhal de 0,2, calculé avec pour longueur de référence la moitié de la corde projetée. Cette structure de sillage se retrouve sur le résultat du calcul de Katz<sup>57</sup>. Les deux allées tourbillonnaires finissent par fusionner lorsque l'angle de braquage augmente au-delà de  $\delta = 30^\circ$ . Le nombre de Strouhal, calculé cette fois-ci avec la totalité de la corde projetée pour longueur de référence, est égale à 0,2. Le retard à l'établissement du *vortex shedding* se retrouve dans le tableau proposé par Wu *et al.*<sup>118</sup> et rappelé dans la partie bibliographique (figure 1-5).

La figure 3-9(a) représente la fonction de cohérence  $\gamma^2$  calculée entre les fluctuations de vitesse dans le sillage et les fluctuations de frottement sur le volet pour chaque position  $x/c$ . Le volet est braqué à  $\delta = 37^\circ$ . La cohérence est significative pour une fréquence de 38 Hz, ce qui correspond au *vortex shedding* à ce braquage et cette vitesse amont, et à partir de  $x/c = 0,5$  jusqu'au bord de fuite. Afin de voir à partir de quel braquage le *vortex shedding* présent dans le sillage est corrélé avec les fluctuations de frottement sur le volet, on intègre la fonction de cohérence sur la bande de fréquence [30 – 70] Hz pour chaque braquage et chaque position  $x/c$  selon la relation

$$s = \int_{f=30}^{f=70} \gamma^2(f) df . \quad (3-4)$$

On obtient ainsi la surface de la figure 3-9(b) qui représente la grandeur  $s$  en fonction de  $\delta$  et  $x/c$ . On constate dès lors que seules les fluctuations de frottement au-delà de  $x/c = 0,5$  sont corrélées avec le *vortex shedding* qui apparaît à partir de  $\delta = 32^\circ$  comme on l'a déjà vu.

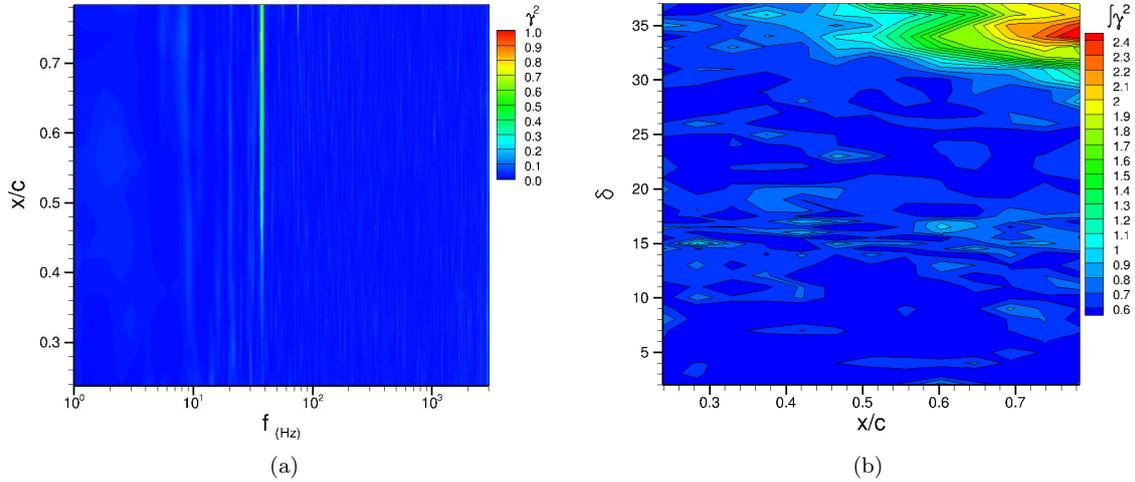


Fig. 3-9 – (a) Fonction de cohérence  $\gamma^2$  calculée entre les fluctuations de vitesse dans le sillage et les fluctuations de frottements sur le volet pour chaque position  $x/c$  et pour  $\delta = 37^\circ$ ; (b) grandeur  $s$  (calculée par la relation (3-4)) en fonction de la position  $x/c$  et du braquage  $\delta$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ).

### Résumé des trois phases

Jusqu'à présent, le décollement induit par le braquage progressif du volet a été caractérisé à travers les mesures de distributions de pression et le contenu fréquentiel des signaux fil et film chaud. La figure 3-10 présente la valeur de l'écart-type  $\sigma$  des fluctuations de frottement en fonction de la position  $x/c$  sur la corde du volet et de l'angle de braquage  $\delta$ . Il est calculé sur chaque signal de 40 s acquis avec un angle de braquage fixe et échantillonné à 10 kHz. La vitesse de l'écoulement amont est  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$  et aucun contrôle n'est appliqué. L'écart-type  $\sigma$  est, en réalité, la valeur rms du signal film chaud considéré, elle-même égale à (la racine carrée de) l'intégrale de la densité spectrale de puissance  $G(f)$  sur tout le spectre.

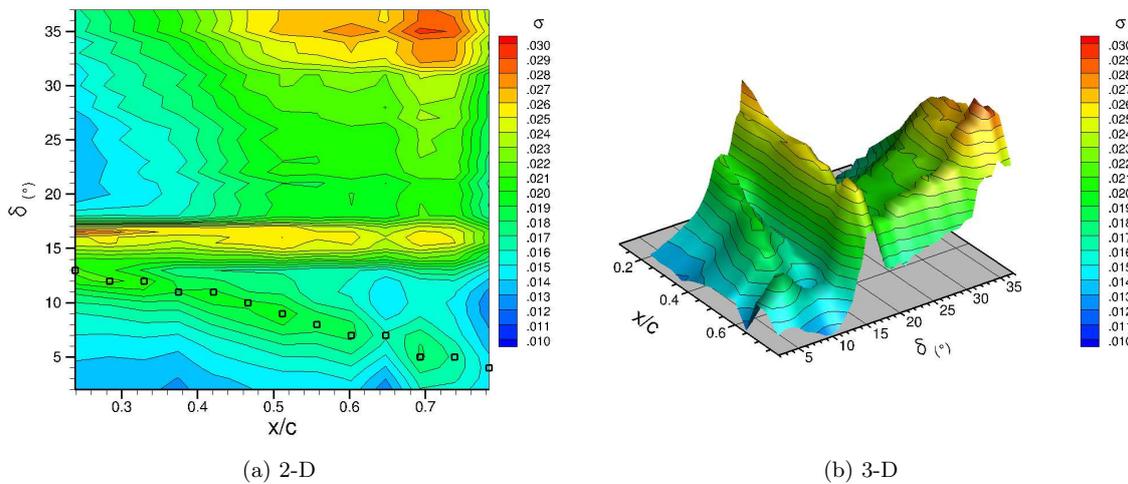


Fig. 3-10 – Écart-type  $\sigma$  en fonction de la position  $x/c$  sur la corde du volet et de l'angle de braquage  $\delta$ , en (a) 2-D et (b) 3-D ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ).

L'amplification des fluctuations comprises dans la gamme  $[100 - 300]$  Hz que l'on observait sur la figure 3-6 induit un pic de valeur rms qui remonte sur le volet quand le braquage augmente. La progression de ce pic est indiquée sur la figure 3-10 par une suite de carrés noirs. Ce pic marque le déplacement du point de décollement sur la corde du volet. Par contre, un second pic plus prononcé que le premier est visible sur l'ensemble du volet pour  $15 \leq \delta \leq 17^\circ$ . Il marque l'amplification large bande des fluctuations de frottement déjà observée sur la figure 3-6 dans la plage d'angles de braquage correspondant au décrochage. Notons que le calcul de la valeur rms sur la bande de fréquence  $[100 - 300]$  Hz (non présenté ici) ne permet pas de s'affranchir de ce second pic qui perturbe indubitablement la caractérisation du décollement progressif du volet à l'aide de la valeur rms. L'augmentation de la valeur rms aux angles de braquage élevés ( $\delta \geq 32^\circ$ ) et proche du bord de fuite  $x/c \geq 0,6$  correspond au développement du *vortex shedding*. La figure 3-11 présente les cartes (à plat et en perspective) des moments statistiques d'ordres 3 et 4, respectivement skewness et kurtosis, tracées en fonction de la position  $x/c$  sur la corde du volet et de l'angle de braquage  $\delta$ . Chaque moment est calculé sur un signal échantillonné à 10 kHz et d'une durée de 40 s où le braquage reste constant.

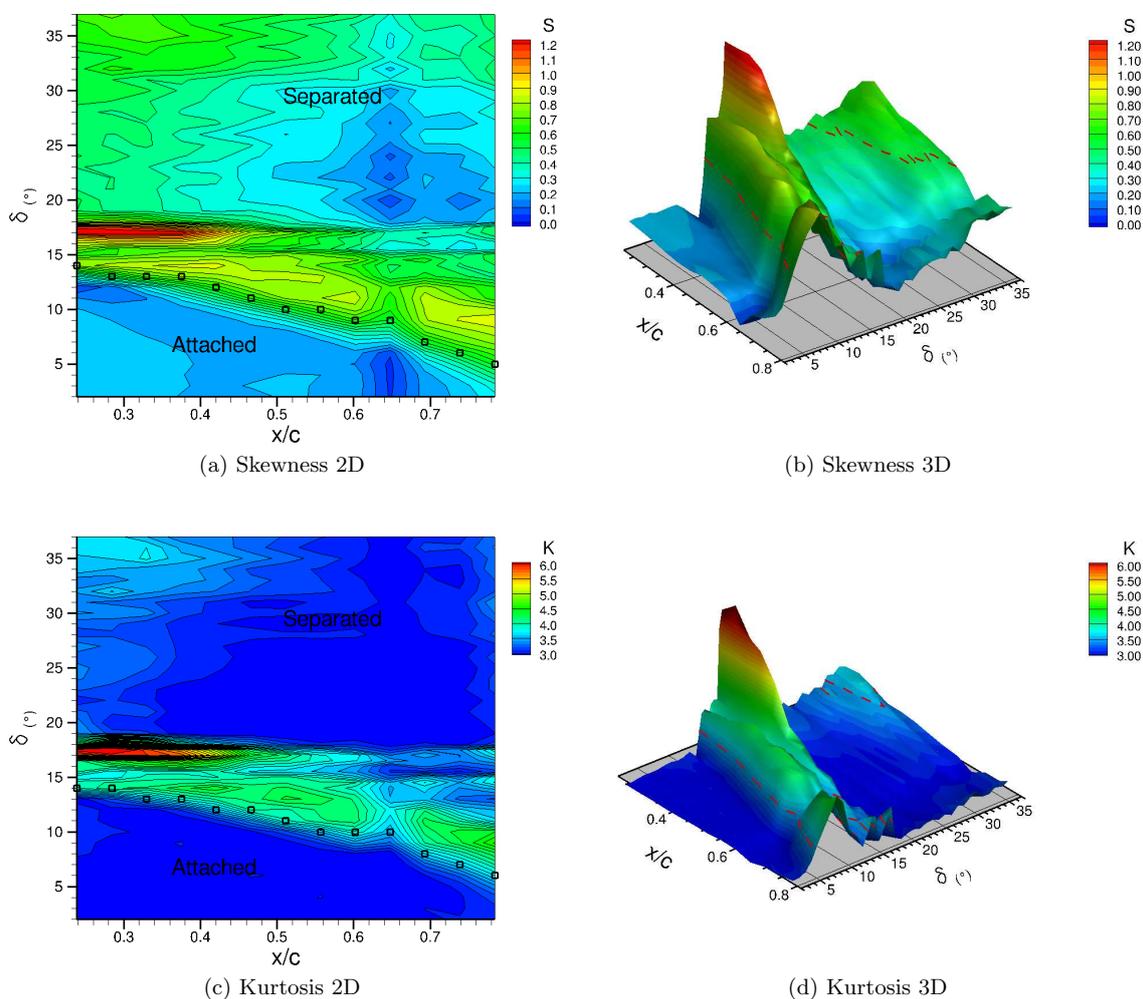


Fig. 3-11 – Cartes de (a)(b) skewness et (c)(d) kurtosis tracées (à plat et en perspective) en fonction de la position  $x/c$  sur la corde du volet et de l'angle de braquage  $\delta$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ).

Le décollement progressif est marqué par une augmentation à la fois du skewness et du kurtosis. En effet, le moment d'ordre 3 passe d'une valeur autour de 0,2 à une valeur supérieure à 0,5 lorsque  $\delta$  augmente et pour une position  $x/c$  donnée. Il redescend ensuite vers des valeurs proches de 0,3–0,4. Au contraire, le kurtosis redescend vers sa valeur initiale autour de 3. Le contour à 0,5 pour le skewness

et à 3,5 pour le kurtosis sont surlignés par un trait pointillé rouge. Ils correspondent à des seuils déterminés afin de pouvoir suivre l'évolution progressive du point de décollement (voir figure 3-15). Proche du bord d'attaque, le pic très marqué de skewness et de kurtosis correspond une nouvelle fois au phénomène basse fréquence évoqué précédemment et qui se produit entre 15 et 17°. Les moments statistiques d'ordre 3 et 4 sont donc des marqueurs du décollement qui se produit sur le volet lors de son braquage. Il faut rappeler ici que ces moments sont calculés sur des signaux « longs » de 40 s. La question de savoir s'il est possible d'utiliser un tel critère pour la détection en ligne du décollement se pose naturellement. L'estimation des moments nécessite d'acquérir un nombre suffisant d'échantillons statistiquement indépendants. Lors d'un précédent article (Chabert *et al.*<sup>24</sup>), nous avons estimé que le nombre d'échantillons statistiquement indépendants présents dans le signal de 40 s est de 50 000 lorsque l'écoulement est attaché, et de 1 000 lorsqu'il est décollé. La réduction de la durée d'acquisition diminue ces nombres et ne permet plus l'estimation des moments avec une précision suffisante. La détection du décollement par calcul du skewness et du kurtosis se limite donc à une utilisation *a posteriori*.

### 3.1.4 Évolution des fluctuations de frottement : corrélation en deux points

La figure 3-12 présente l'évolution de la fonction de cohérence  $\gamma^2$  en fonction du braquage  $\delta$ .

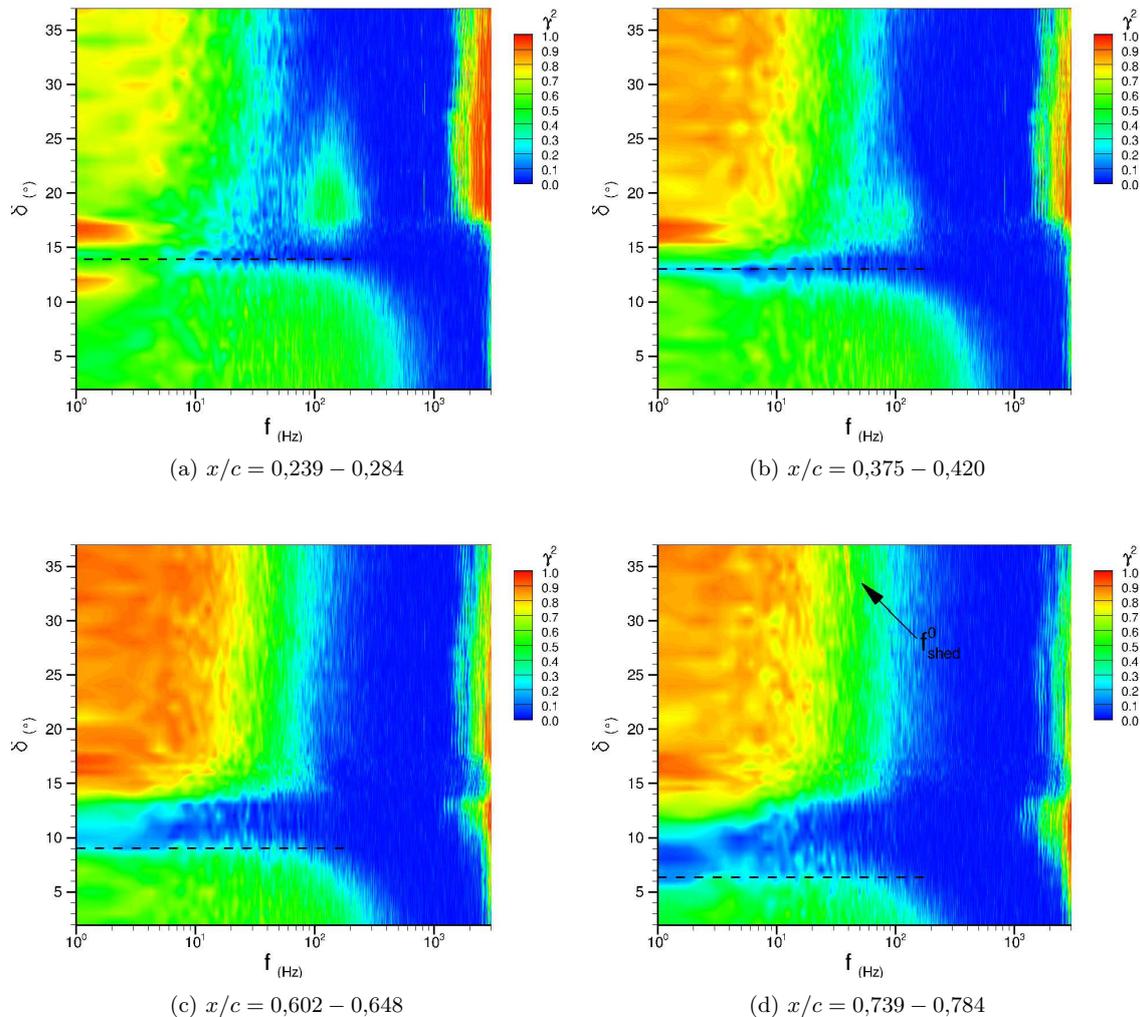


Fig. 3-12 – Fonction de cohérence  $\gamma^2$  tracée à différents angles de braquage pour les quatre couples de films chauds suivants :  $x/c = [0,239 - 0,284]$ ,  $x/c = [0,375 - 0,420]$ ,  $x/c = [0,602 - 0,648]$  et  $x/c = [0,739 - 0,784]$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$  ;  $Re = 2.10^6$  ; sans contrôle).

La vitesse amont est  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . La carte de cohérence est présentée pour quatre couples de films chauds,  $x/c = [0,239 - 0,284]$ ,  $x/c = [0,375 - 0,420]$ ,  $x/c = [0,602 - 0,648]$  et  $x/c = [0,739 - 0,784]$ . Pour chaque couple de films chauds, on constate que la cohérence est d'abord relativement élevée avec des valeurs proches de 0,7 pour les angles faibles et sur une bande de fréquence de 1 à environ 500 Hz (couche limite attachée). La cohérence chute ensuite vers des valeurs proches de 0. Cette perte de cohérence se produit à un angle de braquage qui dépend de la position sur la corde du volet et met en évidence un changement du sens de la vitesse. En cela, elle marque le passage du point de décollement entre les deux films chauds considérés. Par ailleurs, on remarque que la plage d'angle de braquage où la cohérence est nulle est d'autant plus large que l'on est proche du bord de fuite. Cela peut signifier que la position du point de décollement fluctue lorsque ce dernier se situe encore à proximité du bord de fuite, tandis que cette variation de position se fait de moins en moins ample à mesure que l'angle de braquage augmente et que le point de décollement se rapproche du bord d'attaque. Une fois le point de décollement passé, la cohérence augmente très nettement et atteint des valeurs élevées et supérieures à 0,9. Par contre, la cohérence est forte sur une gamme de fréquence plus restreinte puisque, comme on l'a vu précédemment lors de l'étude des spectres de la figure 3-6, la zone décollée est caractérisée par des fréquences plutôt faibles inférieures à 100 Hz, fréquences faibles si l'on compare aux fréquences observées dans la zone attachée. Au passage, on retrouve sur l'évolution de la cohérence entre les films  $x/c = 0,739$  et  $x/c = 0,784$  la présence du *vortex shedding* pour les braquages supérieurs à  $20^\circ$ . En dernier lieu, on observe une nette augmentation de la cohérence au-delà de 2 000 Hz. Cette augmentation ne provient pas *a priori* de la physique de l'écoulement mais peut être d'origine électrique car l'asservissement en température des films chauds induit parfois des résonances à haute fréquence.

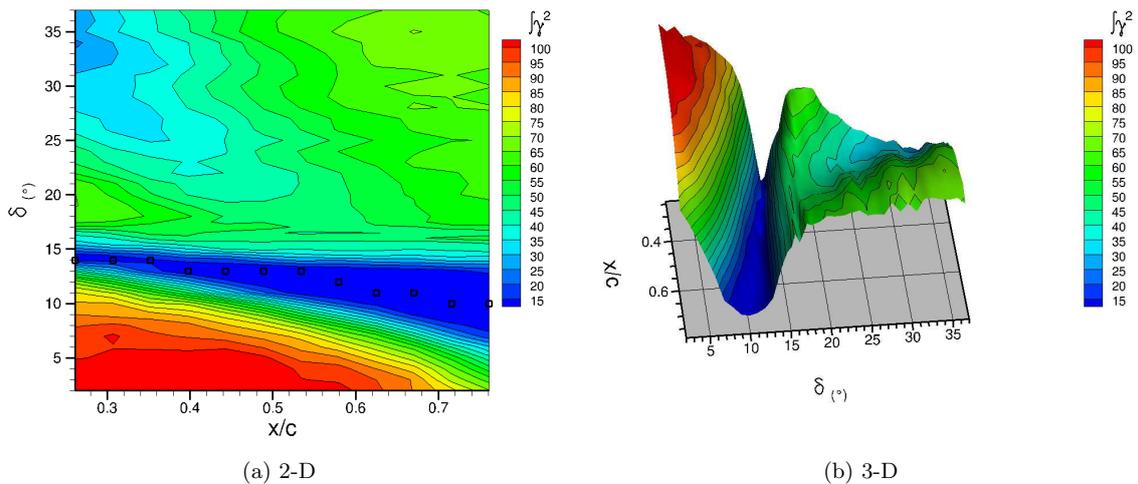


Fig. 3-13 – Intégrale de la fonction de cohérence  $\int \gamma^2$  sur [1 – 200] Hz (relation (3-5)) en fonction de la position  $x/c$  et du braquage  $\delta$ , en (a) 2-D et (b) 3-D ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ; sans contrôle).

Afin de suivre l'évolution du décollement sur le volet lorsque le braquage augmente, il est possible de calculer une valeur intégrée de la cohérence sur tout ou partie du spectre comme cela avait été fait avec la valeur rms sur la figure 3-10 (valeur intégrée de la densité spectrale de puissance sur tout le spectre). La fonction de cohérence est donc intégrée sur la gamme [1 – 200] Hz pour chaque braquage et chaque position selon la relation

$$s = \int_1^{200} \gamma^2(f) df . \quad (3-5)$$

Le résultat en fonction de la position  $x/c$  sur la corde du volet et du braquage  $\delta$  est présenté sur la figure 3-13. La vitesse amont est toujours de  $24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . La grandeur intégrée de la cohérence met en évidence une nouvelle fois le déplacement du point de décollement sur le volet avant le décrochage. En effet, la zone où l'intégrale de la cohérence est minimum est de forme triangulaire, c'est-à-dire que, comme on l'a vu sur la figure 3-12, l'intervalle de braquage où la cohérence est minimum est de plus en

plus réduite à mesure que l'on se rapproche du bord d'attaque. Ainsi, on assiste bien à un décollement progressif de l'écoulement avant le décrochage.

La figure 3-14 présente l'« équivalent temporel » de la cohérence, à savoir le coefficient de corrélation, noté  $R_{xy}$  et calculé par la relation (3-6) pour chaque couple de films chauds adjacents. Il y a donc 12 coefficients de corrélation  $R_{xy}$  calculés par angle de braquage  $\delta$ . Les signaux utilisés sont de 40 s durant lesquelles le braquage est fixe. La vitesse amont est toujours de  $24,5 \text{ m.s}^{-1}$ .

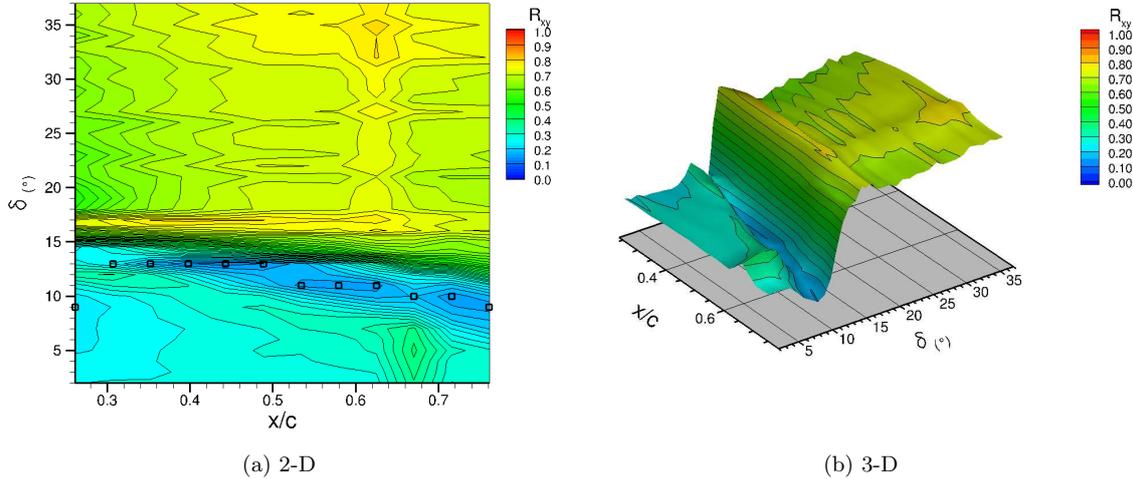


Fig. 3-14 – Coefficient de corrélation  $R_{xy}$  en fonction de la position  $x/c$  sur le volet et du braquage  $\delta$ , en (a) 2-D et (b) 3-D ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ).

Partant de valeurs autour de 0,3 pour les braquages faibles, le coefficient de corrélation passe par un minimum proche de 0 avant d'augmenter sensiblement vers des valeurs proches de 0,7 lorsque le braquage augmente. Le passage de ce minimum, qui se produit de plus en plus tard à mesure que l'on se rapproche du bord d'attaque, est *a priori* dû au passage du point de décollement, ce dernier marquant notamment la limite avant une inversion du sens de l'écoulement en proche paroi<sup>4</sup>. Autrement dit, il n'y a plus de propagation entre deux films chauds qui se situent de part et d'autre du point de décollement. Les deux signaux correspondant à chacun de ces films sont donc décorrélés. Ainsi, à l'instar de la cohérence (qui est l'équivalent de la corrélation dans le domaine fréquentiel), le déplacement progressif du point de décollement sur la corde du volet est marqué par le minimum du coefficient de corrélation.

### 3.1.5 Bilan sur la détection du décollement

Au cours de cette section, grâce à différents types d'analyses des mesures de pression, de frottement et de vitesse, on a mis en évidence le fait que le décollement se produit de façon progressive depuis le bord de fuite jusqu'au bord d'attaque. Au-delà de ça, la localisation précise du point de décollement en fonction de l'angle de braquage est délicate puisqu'elle suppose la définition de critères sur les différentes grandeurs statistiques ou fréquentielles précédemment tracées. La figure 3-15 regroupe sur deux graphes la position estimée du point de décollement en fonction du braquage  $\delta$ , position déterminée à partir des six cartes vues précédemment, à savoir les cartes de valeur moyenne  $\langle U_f \rangle$ , de valeur rms  $\sigma$ , de skewness  $S$ , de kurtosis  $K$ , de coefficient de corrélation  $R_{xy}$  et de l'intégrale  $s$  de la fonction de cohérence sur  $[1 - 200]$  Hz. On constate que toutes les grandeurs présentées permettent de suivre l'évolution progressive du décollement sur la corde du volet. Ce suivi est réalisé *a posteriori*, c'est-à-dire que les grandeurs ont été calculées sur des signaux d'une durée de 40 s pendant lesquelles le volet reste fixe. Les grandeurs statistiques calculées à partir du signal d'un seul film chaud (rms,

4. Pour un décollement 2-D

skewness et kurtosis) sont précurseurs dans la détection du décollement en comparaison des grandeurs calculées sur deux signaux de films chauds adjacents (coefficient de corrélation et cohérence).

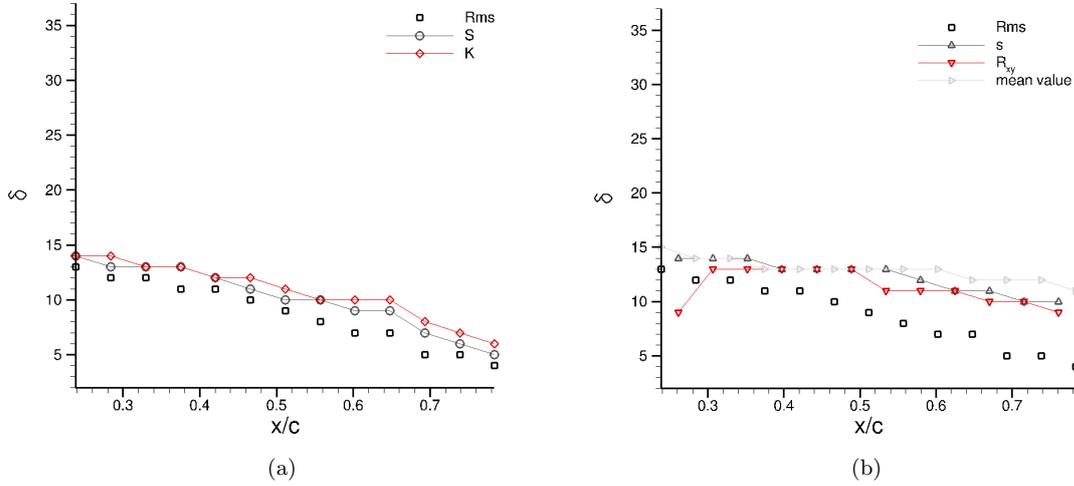


Fig. 3-15 – Regroupement des positions du point de décollement en fonction du braquage  $\delta$ , estimées à partir des cartes de valeur moyenne  $\langle U_f \rangle$ , de valeur rms  $\sigma$ , de skewness  $S$ , de kurtosis  $K$ , de coefficient de corrélation  $R_{xy}$  et de l'intégrale  $s$  de la fonction de cohérence sur  $[1 - 200]$  Hz ( $U_\infty = 24,5$  m.s $^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ).

Comme on l'a vu à la sous-section 3.1.1 sur la figure 3-2, le décollement progressif de l'écoulement se produit entre  $\delta = 10^\circ$  et  $\delta = 16^\circ$ . Si l'on compare à la figure 3-15, on constate que les minima de coefficient de corrélation et de cohérence sont des marqueurs de la position réelle du point de décollement. Ainsi, les maxima de valeur rms, skewness et kurtosis, sont bien des précurseurs au passage du point de décollement. Enfin, le premier minimum de la valeur moyenne  $\langle U_f \rangle$  est quasiment superposé aux minima de coefficient de corrélation et de cohérence. La détermination de la position du point de décollement en fonction du braquage a été faite ici *a posteriori*<sup>5</sup>.

## 3.2 Variation de $\langle c_\mu \rangle$ pour un débit d'alimentation $q_f$ constant

Dans cette section, le contrôle est appliqué par soufflage continu ou pulsé avec un débit d'alimentation  $q_f$  constant (circuit d'alimentation 2, voir figure 2-4). Afin de se rapprocher de l'utilisation qui en sera faite dans le chapitre 5, la vitesse de l'écoulement amont est choisie telle que  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ , sauf mention contraire. La caractérisation du décollement dans le cas non contrôlé a été faite dans la section précédente pour une vitesse amont de 24,5 m.s $^{-1}$ , et, bien que non présentées, les mêmes conclusions peuvent être tirées de l'étude du décollement pour  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ .

### 3.2.1 Recollement à fort angle de braquage par soufflage continu

L'idée de cette sous-section consiste à vérifier que la stratégie de contrôle fluide utilisée sur ce dispositif expérimental est capable de recoller complètement l'écoulement sur le volet braqué au maximum. Pour le vérifier, on visualise l'écoulement non contrôlé d'une part, au braquage maximum  $\delta = 37^\circ$ , puis contrôlé d'autre part, au même angle de braquage et avec un forçage continu appliqué à l'écoulement. Le débit massique injecté dans l'écoulement via les actionneurs est  $q_f = 20$  g.s $^{-1}$ . Rappelons qu'il est constant au cours de l'essai car fixé par le col sonique (voir le chapitre 2). La vitesse de l'écoulement est réduite à 20 m.s $^{-1}$  pour améliorer la qualité de la visualisation. Ainsi, le coefficient de quantité de mouvement est  $c_\mu = 5\%$ . Notons qu'il est relativement élevé si l'on compare aux valeurs couramment rencontrées dans la littérature pour le même type de dispositif (voir l'article de Becker *et al.*<sup>17</sup> mais dans leur cas, la surface de référence est celle de l'aile et du volet).

5. A ce titre, la position du point de décollement est de fait moyennée

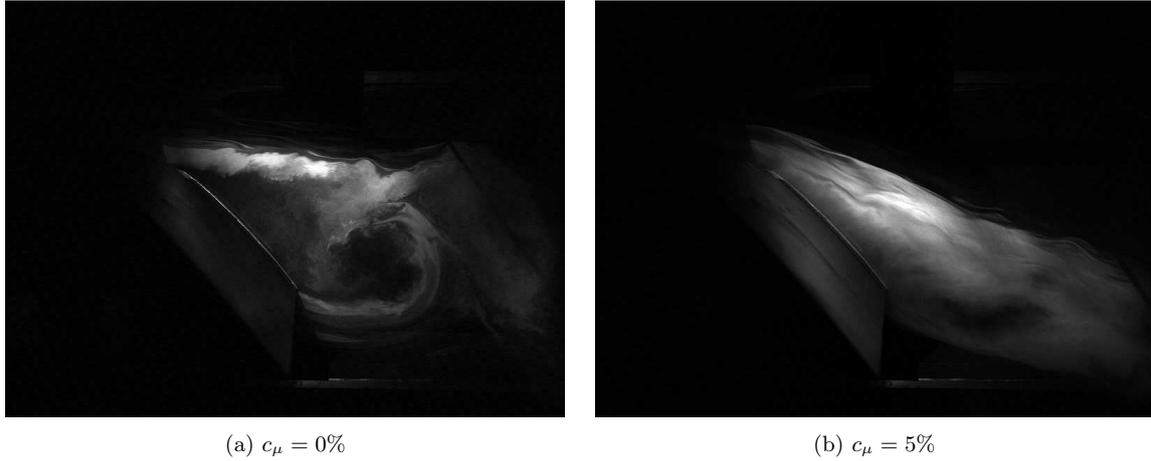


Fig. 3-16 – Visualisations de l'écoulement (a) non contrôlé et (b) contrôlé par soufflage continu avec  $c_\mu = 5\%$  ( $\delta = 37^\circ$ ;  $U_\infty = 20 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $q_f = 20 \text{ g.s}^{-1}$ ;  $Re = 1,6.10^6$ ).

Comme attendu, le soufflage continu permet de supprimer totalement le décollement qui est présent sur l'ensemble du volet braqué dans le cas non contrôlé. La figure 3-17(a) présente les distributions du coefficient de pression  $C_p$  dans le cas d'un écoulement forcé par soufflage continu à  $c_\mu = 2\%$  pour différents braquages  $\delta$ . La vitesse amont est  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ .

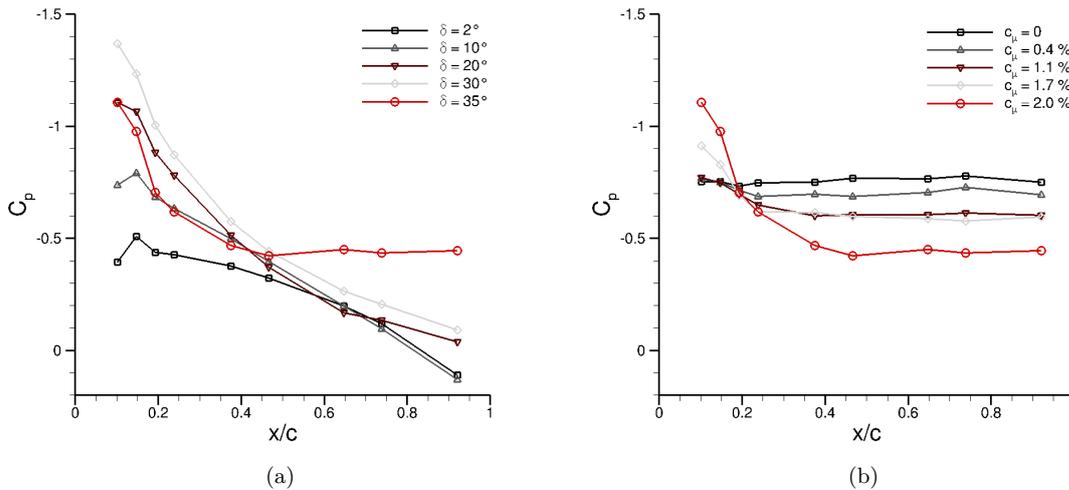


Fig. 3-17 – Distributions du coefficient de pression  $C_p$  dans le cas d'un écoulement contrôlé par soufflage continu, (a) pour différents angles de braquage avec  $c_\mu = 2\%$  et (b) pour différents  $c_\mu$  à  $\delta = 35^\circ$  ( $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 3.10^6$ ).

En comparant avec les résultats de la figure 3-1, on constate que le plateau de  $C_p$  n'apparaît que pour un braquage strictement supérieur à  $30^\circ$ , ce qui signifie que l'écoulement reste attaché sur le volet au moins jusqu'à cet angle. Pour  $\delta = 35^\circ$ , le décollement est présent de  $x/c = 0,466$  jusqu'au bord de fuite. On note par ailleurs que les jets (continus) induisent un pic de  $C_p$  à  $x/c = 0,148$ , visible aux angles de braquage 2 et  $10^\circ$ , puis moins marqué aux angles suivants. La figure 3-17(b) présente les distributions de  $C_p$  pour différentes valeurs de  $c_\mu$  et pour un angle de braquage fixé à  $35^\circ$ . Partant d'une situation où l'écoulement est naturellement décollé sur l'ensemble du volet lorsque  $c_\mu = 0\%$ , l'augmentation du coefficient de quantité de mouvement permet de réduire petit à petit l'amplitude du plateau de  $C_p$ , autrement dit la taille de la zone de recirculation est progressivement réduite. Comme on l'a constaté sur la figure 3-17(a), le soufflage continu à  $c_\mu = 2\%$  n'est pas en mesure de recoller complètement l'écoulement lorsque le volet est braqué au-delà de  $30^\circ$ , et *a fortiori* à  $35^\circ$ . Afin

de synthétiser les résultats de la figure 3-17, le coefficient de portance est estimé<sup>6</sup> par la relation (3-2). Le coefficient de portance estimé  $C_L^*$  est tracé en fonction de l'angle de braquage  $\delta$  pour différentes valeurs de  $c_\mu$  sur la figure 3-18. On rappelle que ces résultats sont obtenus avec une vitesse amont de  $34,5 \text{ m.s}^{-1}$ .

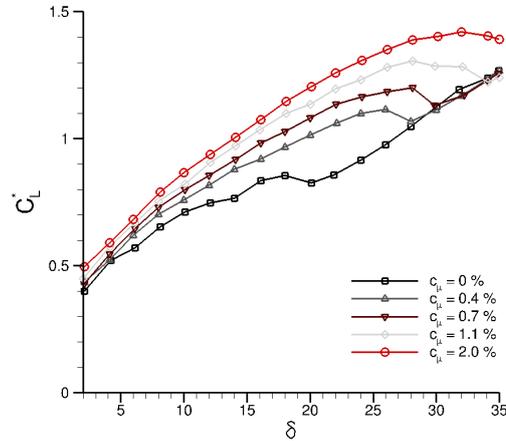


Fig. 3-18 – Évolution de l'estimation  $C_L^*$  du coefficient de portance en fonction du braquage  $\delta$  avec soufflage continu pour différents coefficients de quantité de mouvement  $c_\mu$  ( $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$  ;  $Re = 3.10^6$ ).

Lorsque le forçage n'est pas activé ( $c_\mu = 0\%$ ), on reconnaît l'évolution typique du coefficient de portance déjà observée sur la figure 3-2, mais pour une vitesse plus faible de  $24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . Au passage, on constate que le changement de vitesse n'a pas d'impact important sur cette évolution, toujours caractérisée par les 3 zones décrites en sous-section 3.1.1. Le forçage continu de l'écoulement provoque une augmentation du  $C_L^*$  pour les angles de braquage compris entre  $2$  et  $16^\circ$  (i.e. dans la zone (I) d'après la nomenclature précédemment décrite), d'autant plus forte que le  $c_\mu$  est grand. Le décrochage, qui se produit à environ  $18^\circ$  dans le cas non contrôlé, est lui d'autant plus repoussé vers des braquages plus élevés que le  $c_\mu$  est grand. Dans les cas avec forçage continu, une fois le décrochage passé, la courbe d'évolution de  $C_L^*$  rattrape celle du cas sans contrôle et reste confondue avec elle jusqu'au braquage maximum atteint lors de l'essai, à savoir  $35^\circ$ . Il apparaît qu'il n'y a plus de différence entre le cas avec forçage et le cas sans après le décrochage. L'écoulement post-décrochage est donc entièrement décollé, quelle que soit la valeur du  $c_\mu$ , ce qui signifie que la quantité de mouvement injectée en continu dans l'écoulement n'a plus d'effet. Comme on va le voir plus tard, ce n'est pas le cas d'une injection périodique. Dans le cas où  $c_\mu = 2\%$ , le braquage maximum n'est pas assez élevé pour voir la courbe de  $C_L^*$  rattraper celle du cas sans contrôle.

Ainsi, à l'instar d'un profil sans volet, la portance d'une configuration hypersustentée sans fente à incidence nulle mais volet braqué est globalement augmentée grâce au forçage continu et l'apparition du décrochage est retardée. Finalement, le tableau 3-18 répertorie les angles de braquage déterminés graphiquement à partir du graphe de la figure 3-18 pour différentes valeurs du coefficient de quantité de mouvement  $c_\mu$ . Des résultats obtenus avec des valeurs de  $c_\mu$  non représentées sur la figure 3-18 sont également indiqués.

$c_\mu$	0,0%	0,4%	0,6%	0,7%	1,1%	1,7%	2,0%
$\delta_{stall}$	$18^\circ$	$26^\circ$	$28^\circ$	$28^\circ$	$30^\circ$	$32^\circ$	$> 35^\circ$

Tab. 3-18 – Tableau des angles de décrochage déterminés graphiquement pour différentes valeurs de  $c_\mu$  ( $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ).

6. Voir la sous-section 3.1.1 pour plus de détails

### 3.2.2 Passage du soufflage continu au soufflage pulsé et effet d'une variation du rapport cyclique $\alpha$ pour $q_f$ constant

La présence d'un col sonique sur le circuit d'alimentation en air comprimé permet de passer du soufflage continu au soufflage pulsé sans changer le débit d'alimentation  $q_f$  des vannes. Comme on l'a vu dans le chapitre 2, le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  est dès lors inversement proportionnel au rapport cyclique  $\alpha$  selon la relation (2-11). Ainsi, avec un débit d'alimentation  $q_f$  identique, il est *a priori* possible en passant du forçage stationnaire au forçage périodique d'augmenter l'efficacité du contrôle. C'est ce que l'on va vérifier ici. La figure 3-19 présente, pour les braquages 20 et 30°, les distributions de coefficient de pression  $C_p$  sur le volet pour différentes valeurs du coefficient de quantité de mouvement en régime stationnaire et périodique. La distribution de  $C_p$  dans le cas sans contrôle est également tracée pour comparer. Il est à noter que le débit d'alimentation est fixé par le col sonique à  $q_f = 10 \text{ g.s}^{-1}$  quel que soit le régime de forçage.

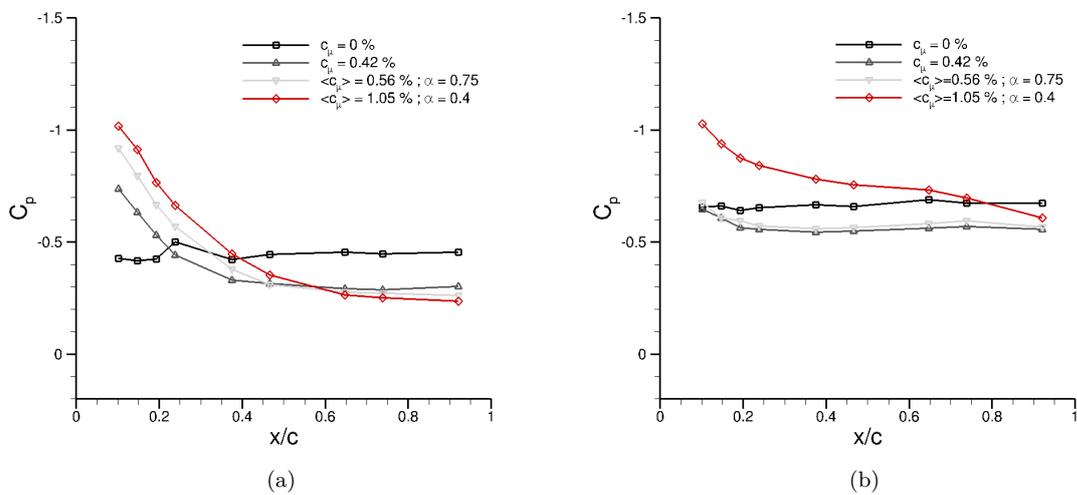


Fig. 3-19 – Distributions du coefficient de pression  $C_p$  sur le volet avec ou sans forçage pour les braquages (a)  $\delta = 20^\circ$  et (b)  $\delta = 30^\circ$ ; le forçage est continu ou pulsé avec le même débit d'alimentation  $q_f = 10 \text{ g.s}^{-1}$  dans tous les cas ( $f_{act} = 55 \text{ Hz}$ ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 3.10^6$ ).

Pour  $\delta = 20^\circ$ , partant d'une situation où l'écoulement est entièrement décollé, le soufflage continu à  $c_\mu = 0,42\%$  permet de repousser le point de décollement à  $x/c = 0,375$ . Sans modifier le débit d'alimentation qui reste fixé à  $q_f = 10 \text{ g.s}^{-1}$ , le soufflage pulsé avec un rapport cyclique  $\alpha = 0,75$  permet de repousser plus en aval le décollement, la position du point de décollement étant estimée à  $x/c = 0,466$ . Une diminution du rapport cyclique à  $\alpha = 0,4$  permet de repousser encore plus le point de décollement jusqu'à  $x/c = 0,648$ . L'efficacité du forçage est donc accrue si le rapport cyclique diminue<sup>7</sup>. Le même constat peut être fait à partir des résultats de la figure 3-19(b) pour un angle de braquage  $\delta = 30^\circ$ . La figure 3-20(a) propose une synthèse de ces résultats sur tous les angles de braquage en présentant l'évolution de l'estimation  $C_L^*$  (<sup>8</sup>) du coefficient de portance en fonction du braquage  $\delta$  pour les trois cas de contrôle comparés sur la figure 3-19. Le cas sans contrôle est aussi présenté. Ce que l'on constate confirme ce qui a été vu précédemment à savoir que la diminution du rapport cyclique de  $\alpha = 1$  à  $\alpha = 0,4$  permet de retarder le décrochage du profil. On met donc en évidence le fait que l'autorité du contrôle fluide par soufflage peut être augmentée en passant d'un forçage continu à un forçage pulsé à iso-débit d'alimentation. En outre, le forçage est plus efficace si l'on diminue le rapport cyclique, toujours à iso-débit. La relation (2-11), déterminée au chapitre 2 uniquement à partir de mesures de vitesse en sortie des actionneurs, rend compte de cette augmentation d'efficacité. En théorie, il n'y a pas de limite inférieure pour le rapport cyclique  $\alpha$  et lorsque ce dernier

7. Le forçage continu peut être vu comme un forçage périodique avec un rapport cyclique  $\alpha = 1$ .

8. Calculé à partir de la relation (3-2)

tend vers 0, le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  tend vers l'infini.

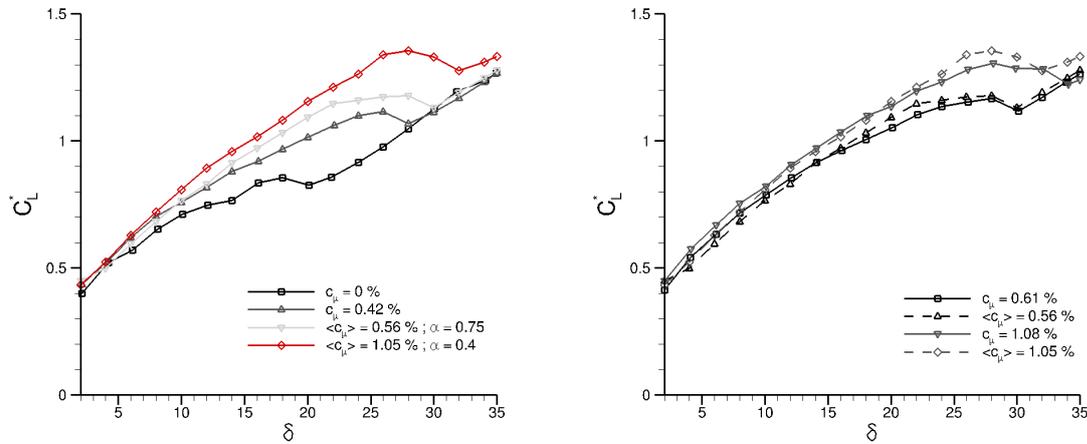


Fig. 3-20 – Évolution de l'estimation  $C_L^*$  du coefficient de portance en fonction du braquage  $\delta$  dans le cas d'un forçage continu et dans le cas d'un forçage pulsé (a) pour le même débit d'alimentation  $q_f = 10 \text{ g.s}^{-1}$  (sauf cas non contrôlé) et (b) pour deux cas où le  $c_\mu$  est égal au  $\langle c_\mu \rangle$  à  $10^{-4}$  près ( $f_{act} = 55 \text{ Hz}$ ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 3.10^6$ ).

Dans la pratique, une diminution du rapport cyclique  $\alpha$  entraîne une augmentation de la pression  $P_{down}$  (voir figure 2-4) à l'aval du col sonique. Si la diminution de  $\alpha$  est trop importante, cela entraîne un désamorçage du col, donc une variation du débit d'alimentation. Dès lors, le raisonnement précédent n'est plus applicable. En outre, une augmentation trop importante de la pression à l'aval du col peut endommager les vannes dont la pression d'entrée doit être limitée à 10 bars (voir chapitre 2). On note par ailleurs sur la figure 3-20(a) que la courbe de  $C_L^*$  du cas où  $\langle c_\mu \rangle = 1,05\%$  ne rejoint pas complètement la courbe du cas sans contrôle, comme cela se produit dans le cas d'un forçage continu. Ce phénomène est attribué à un effet de la fréquence de forçage qui induit une augmentation de la portance après le décrochage. Le chapitre 5 s'intéresse plus particulièrement à ce phénomène et à son contrôle.

La figure 3-20(b) reprend deux courbes de la figure 3-18, courbes correspondant aux cas de soufflage continu où  $c_\mu = 0,6\%$  et  $c_\mu = 1,1\%$ , afin de les comparer aux résultats obtenus en régime périodique lorsque  $\langle c_\mu \rangle = 0,6\%$  et  $\langle c_\mu \rangle = 1,1\%$  (présenté figure 3-20(a)). Les coefficients de quantité de mouvement en régime continu et en régime périodique sont, sur ces deux cas, égaux à  $10^{-4}$  près. Dans les cas  $\langle c_\mu \rangle = c_\mu = 0,6\%$  et  $\langle c_\mu \rangle = c_\mu = 1,1\%$ , on constate que les courbes d'évolution du  $C_L^*$  sont superposées quasiment sur l'ensemble des braquages balayés, ce qui confirme d'abord qu'on obtient en soufflage pulsé une efficacité équivalente à celle obtenue avec un soufflage continu mais, dans ce dernier cas, avec un débit d'alimentation supérieur. En effet, le débit d'alimentation est de  $12 \text{ g.s}^{-1}$  pour un  $c_\mu$  de  $0,6\%$  tandis qu'il est seulement de  $10 \text{ g.s}^{-1}$  pour un  $\langle c_\mu \rangle$  identique avec  $\alpha = 0,75$ , soit une réduction de  $17\%$  du débit. Il est de  $16 \text{ g.s}^{-1}$  pour un  $c_\mu$  de  $1,1\%$  et on rappelle qu'il faut passer à  $\alpha = 0,4$  pour obtenir un  $\langle c_\mu \rangle$  de  $1,1\%$  à  $q_f = 10 \text{ g.s}^{-1}$ , soit une réduction de  $37\%$  du débit. D'autre part, ces résultats tendent à confirmer que, sur un cas de soufflage pulsé, les coefficients de quantité de mouvement en régime continu et périodique, tels que définis par les relations (2-3)-(2-11), sont des paramètres adimensionnés qui permettent de corréler les différents résultats de contrôle entre eux, en régime continu ou pulsé.

### 3.2.3 Conclusion : domaine d'utilisation pour la boucle fermée

Le passage d'un forçage continu à un forçage périodique à iso-débit d'alimentation (donc avec l'utilisation d'un col sonique) permet une augmentation de l'autorité du contrôle par soufflage. Cette augmentation est d'autant plus forte que le rapport cyclique  $\alpha$  est faible, tendance qui s'explique à travers la relation (2-11), démontrée à partir de mesures de vitesse en sortie de jet et liant le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  à celui en régime continu  $c_\mu$ . Il est donc possible

d'adapter le coefficient de quantité de mouvement, donc l'autorité du contrôle sur le décollement, en faisant varier le rapport cyclique. Par contre, afin de maintenir le col sonique amorcé et ainsi garantir le fait que le débit d'alimentation reste constant, il n'est pas possible en pratique de réduire le rapport cyclique en deçà de  $\alpha = 0,4$ . C'est pourquoi l'adaptation du rapport cyclique pour le contrôle en boucle fermée du décollement n'est pas réalisée lorsque le col sonique est installé. D'une manière plus générale, la relation (2-3) montre qu'une augmentation du  $c_\mu$  à iso-débit d'alimentation passe nécessairement par une augmentation de la vitesse d'éjection des fentes. Cette augmentation de vitesse peut être réalisée en pratique par une réduction de la surface d'éjection des fentes ou, comme c'est le cas ici, par une réduction du temps de soufflage en passant en régime pulsé. Insistons une nouvelle fois sur le fait que ce raisonnement tient uniquement dans le cas où le débit d'alimentation des vannes est constant.

### 3.3 Variation du $\langle c_\mu \rangle$ pour une pression d'alimentation $P_f$ constante

Dans cette section, le contrôle est appliqué par soufflage continu ou pulsé avec une pression d'alimentation  $P_f$  constante. Le circuit d'alimentation en air comprimé est donc le circuit 1 (voir figure 2-4). Afin de se rapprocher de l'utilisation qui en sera faite dans le chapitre 4, la vitesse de l'écoulement amont est choisie à  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . On rappelle que la caractérisation du décollement dans le cas non contrôlé a été faite dans la section 3.1 pour cette même vitesse.

#### 3.3.1 Recollement complet en imposant le maximum d'autorité

Une nouvelle fois, on regarde d'abord l'effet du contrôle continu sur le décollement. La figure 3-21 présente les visualisations par tomoscopie laser de deux écoulements, l'un sans contrôle et l'autre contrôlé par soufflage continu à  $c_\mu = 3\%$  ( $P_f = 7 \text{ bar}$ ). Le volet est braqué à  $\delta = 20^\circ$  et la vitesse amont est  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . Si l'on suit la relation (2-10), lorsque la pression d'alimentation des actionneurs est fixe, le contrôle en régime continu constitue *a priori* le maximum d'autorité. On cherche donc d'abord à vérifier, par le biais de ces visualisations, que le soufflage continu est en mesure de permettre le recollement complet de l'écoulement à  $\delta = 20^\circ$  lorsque la pression d'alimentation est constante et fixée à  $P_f = 7 \text{ bar}$ .

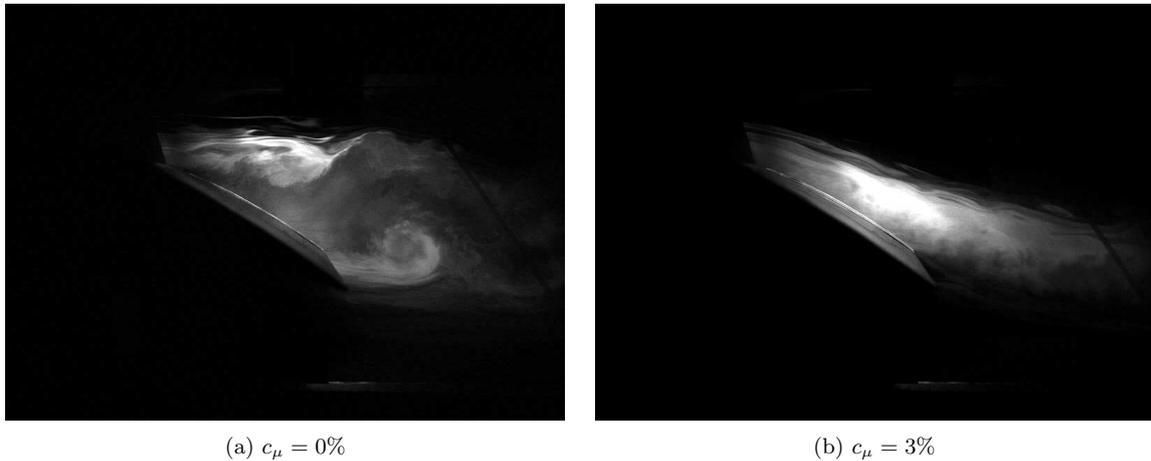
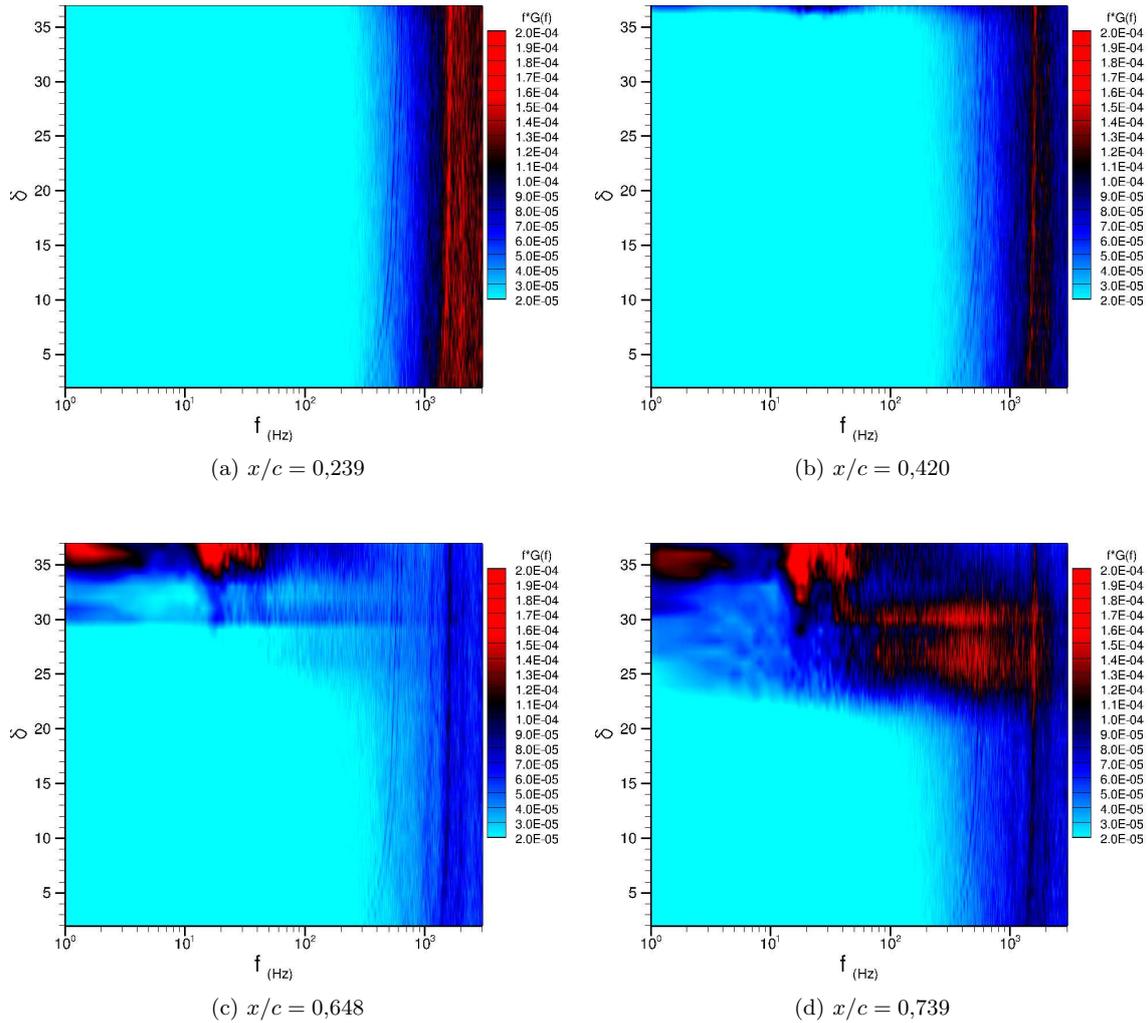


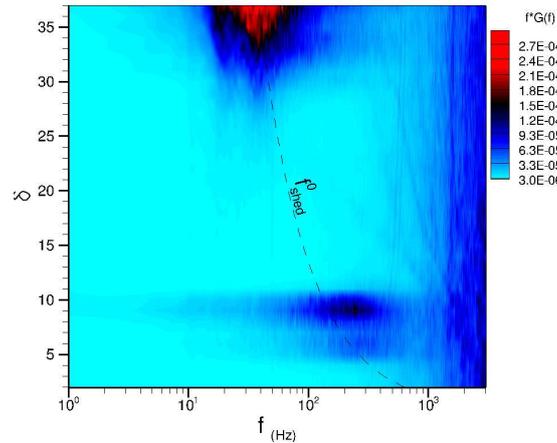
Fig. 3-21 – Visualisations par tomoscopie laser de l'écoulement (a) sans contrôle et (b) forcé par soufflage continu lorsque le volet est braqué à  $20^\circ$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ;  $c_\mu = 3\%$ ).

Partant d'un écoulement complètement décollé, le forçage continu est capable de supprimer entièrement la zone de recirculation et de recoller l'écoulement sur l'ensemble du volet. La figure 3-22 présente les densités spectrales de puissance pondérée  $fG(f)$  des fluctuations de frottement en fonction du braquage  $\delta$  aux positions (a)  $x/c = 0,239$ , (b)  $x/c = 0,420$ , (c)  $x/c = 0,648$  et (d)  $x/c = 0,739$  lorsque l'écoulement est contrôlé par soufflage continu à  $c_\mu = 3\%$ . Cette figure peut être directement comparée au cas sans contrôle (figure 3-6).



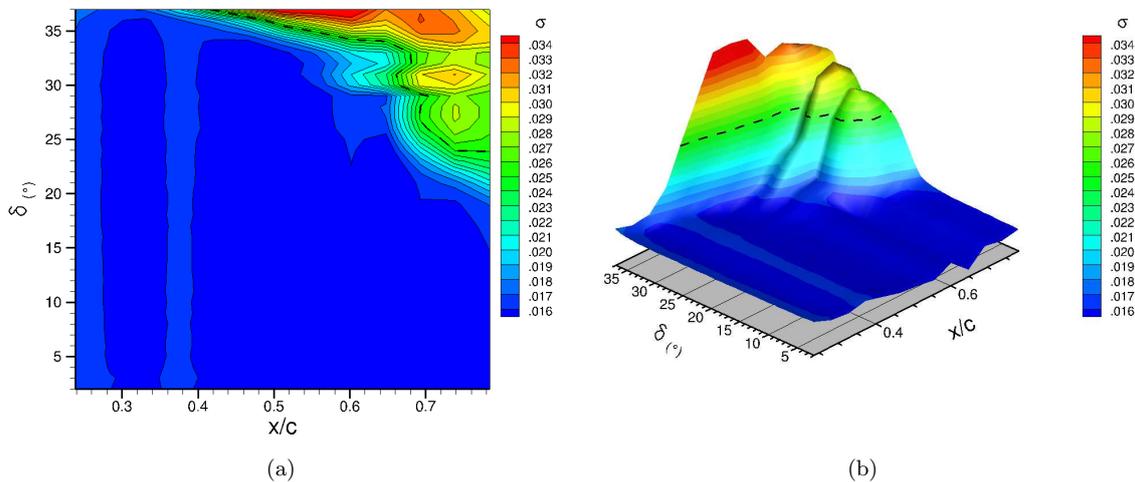
**Fig. 3-22** – Densité spectrale de puissance pondérée  $fG(f)$  des fluctuations de frottement en fonction du braquage  $\delta$  aux positions (a)  $x/c = 0,239$ , (b)  $x/c = 0,420$ , (c)  $x/c = 0,648$  et (d)  $x/c = 0,739$  lorsque l'écoulement est contrôlé par soufflage continu à  $c_\mu = 3\%$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ;  $c_\mu = 3\%$ ;  $\alpha = 1$ ).

Le soufflage continu a permis de « nettoyer » complètement le spectre pour la position  $x/c = 0,239$ , du moins pour les basses fréquences. Par contre, les fluctuations haute-fréquence ont des niveaux rms plus élevés du fait de la turbulence induite par le jet. Le soufflage maintient donc l'écoulement attaché au bord d'attaque du volet, au moins jusqu'à la position  $x/c = 0,239$ . Par contre, du contenu fréquentiel large bande commence à apparaître à la position  $x/c = 0,420$  pour les angles de braquage  $\delta = 36^\circ$  et  $\delta = 37^\circ$ . A mesure que l'on se rapproche du bord de fuite, ce contenu fréquentiel apparaît pour des angles de braquage plus faibles, i.e. à  $\delta = 30^\circ$  pour  $x/c = 0,648$  et à  $\delta = 23^\circ$  pour  $x/c = 0,739$ . Un lobe autour de la fréquence 30 Hz est présent au-delà de  $\delta = 32^\circ$ , pour les deux positions les plus proches du bord de fuite parmi celles présentées. On le retrouve sur la densité spectrale de puissance des fluctuations de vitesse dans le sillage pour le même essai. Cette densité spectrale de puissance est présentée sur la figure 3-23. Comme pour les fluctuations de frottement, ce lobe apparaît pour les braquages supérieurs à  $\delta = 32^\circ$ . Il est par ailleurs centré autour de la fréquence théorique du *vortex shedding*, bien que ce dernier ne soit pas marqué par un pic comme dans le cas de l'écoulement non contrôlé aux mêmes angles de braquage (voir figure 3-7). Enfin, comme pour l'écoulement non contrôlé, une oscillation basse fréquence (de 1 à 2 Hz) apparaît pour le même angle de braquage, i.e. à  $36^\circ$ , quelle que soit la position  $x/c$  dans la zone décollée. Une nouvelle fois, de plus amples investigations seraient nécessaires pour en déterminer la nature exacte et l'origine.



**Fig. 3-23** – Densité spectrale de puissance pondérée  $fG(f)$  des fluctuations de vitesse dans le sillage en fonction du braquage  $\delta$  lorsque l'écoulement est contrôlé par soufflage continu à  $c_\mu = 3\%$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

Afin de mettre en évidence l'apparition du décollement sur le volet, l'évolution de l'écart-type (valeur intégrée des fluctuations sur tout le spectre) en fonction de la position  $x/c$  sur le volet et de l'angle de braquage  $\delta$  est tracée sur la figure 3-24. Logiquement, la carte de valeur rms met en évidence l'apparition des fluctuations de frottement basse fréquence proche du bord de fuite (observées figure 3-22(c) et (d)) pour des angles de braquage supérieurs à  $20^\circ$ . Le décollement reste localisé à  $x/c > 0,65$  entre  $\delta = 20^\circ$  et  $\delta = 32^\circ$ . Le décollement remonte ensuite progressivement à mesure que l'angle augmente, et ce jusqu'à  $x/c \simeq 0,4$ . Si l'on compare à la figure 3-10 qui présentait la carte de valeur rms pour le cas non contrôlé, on constate finalement que le décollement est effectivement retardé par l'application du contrôle continu.

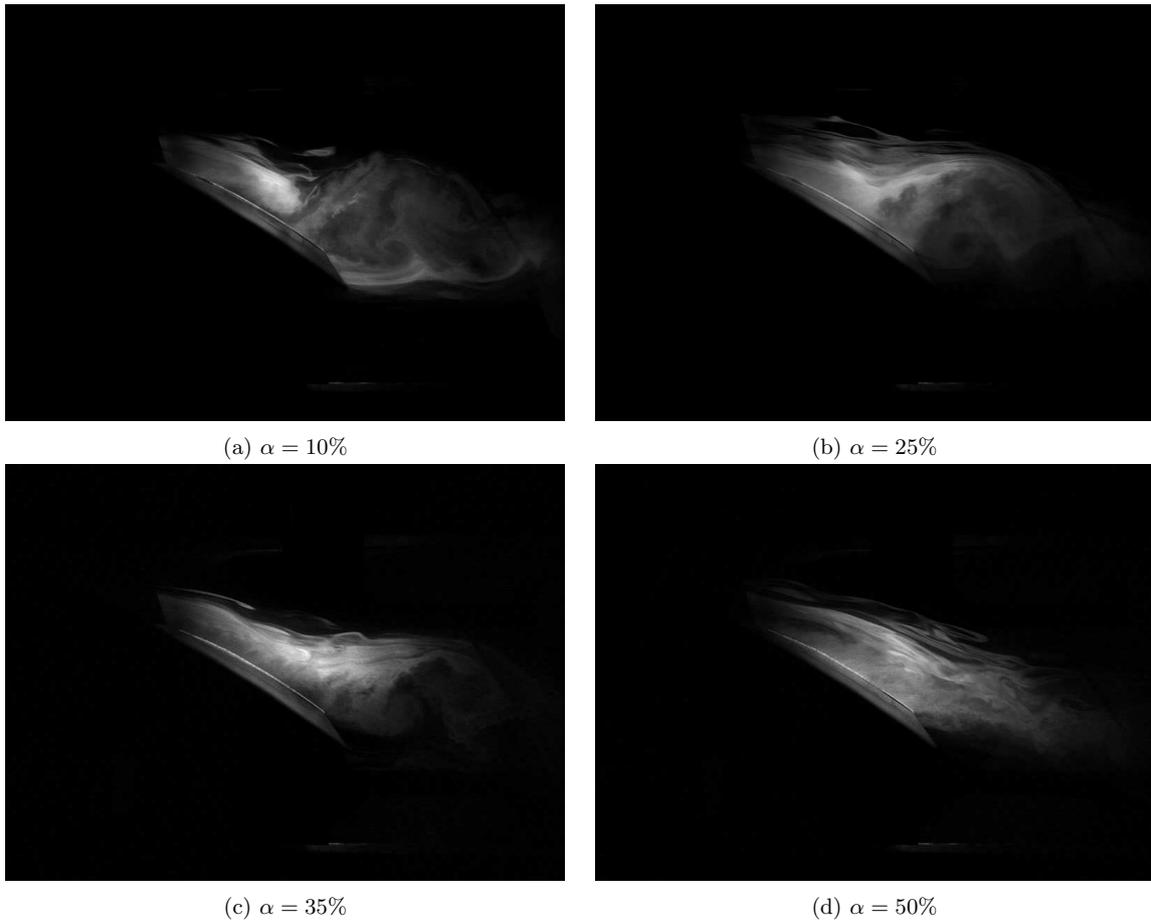


**Fig. 3-24** – Valeur rms des fluctuations de frottement en fonction de la position  $x/c$  sur la corde du volet et du braquage  $\delta$  lorsque l'écoulement est forcé par soufflage continu à  $c_\mu = 3\%$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

On pouvait s'attendre à ce que le décollement soit simplement retardé, c'est-à-dire que la limite d'apparition du décollement indiquée sur la figure 3-10 soit décalée vers le haut. La nature du décollement n'est pas radicalement changée puisque son développement se fait toujours depuis le bord de fuite. Par contre, sa remontée vers le bord d'attaque est d'abord soudaine, puis se fait de façon progressive comme cela se produisait dans le cas sans soufflage.

### 3.3.2 Variation du rapport cyclique $\alpha$ pour $P_f$ constante

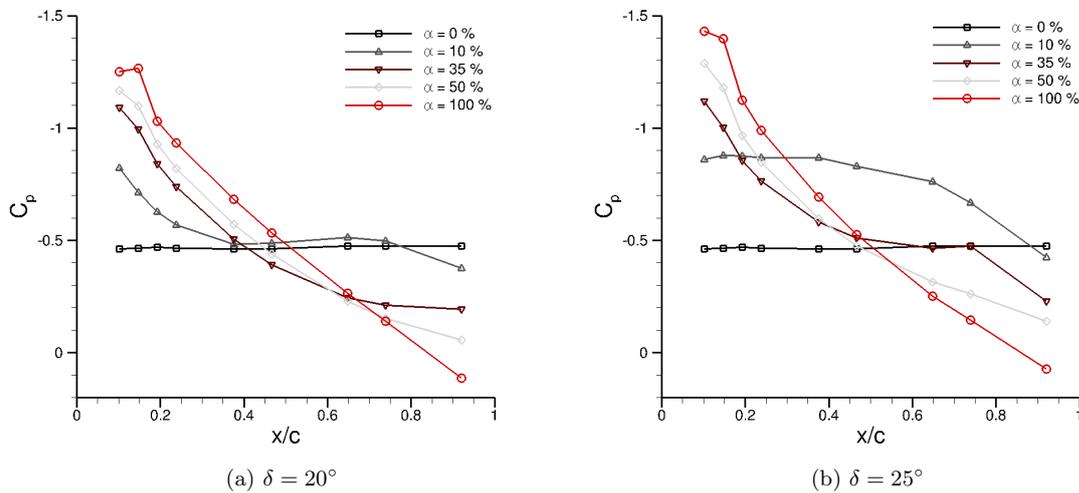
Il a été vu dans la section 2.2.3 du chapitre concernant le dispositif expérimental, que le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  pouvait *a priori* être modifié en faisant varier le rapport cyclique  $\alpha$  du signal de commande des vannes. Il est important de rappeler que cette assertion venait uniquement de l'expression de  $\langle c_\mu \rangle$  obtenue pour le cas pulsé à partir de la définition généralement utilisée dans la littérature. Ici, on cherche à vérifier qu'une variation du rapport cyclique  $\alpha$  a effectivement un effet sur le décollement dans le cas d'une alimentation en air comprimé à pression  $P_f$  constante (circuit 1). Des visualisations de l'écoulement contrôlé avec différentes valeurs de rapport cyclique sont présentées figure 3-25. La vitesse de l'écoulement est  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ , l'angle de braquage est  $\delta = 20^\circ$  et la pression d'alimentation  $P_f = 7 \text{ bar}$ . La fréquence d'actionnement  $f_{act}$  des vannes est choisie arbitrairement à 30 Hz. Une visualisation de l'écoulement non contrôlé à la même vitesse et au même angle de braquage est également proposée figure 3-21(a) afin de pouvoir comparer.



**Fig. 3-25** – Visualisations de l'écoulement contrôlé pour différentes valeurs du rapport cyclique  $\alpha$  (a) 10%, (b) 25%, (c) 35% et (d) 50% ( $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ;  $\delta = 20^\circ$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

La figure 3-21 a montré que l'écoulement à  $\delta = 20^\circ$  est naturellement entièrement décollé, tandis que le forçage continu à  $c_\mu = 3\%$  permet de le recoller entièrement à cet angle. Le soufflage continu est en fait équivalent au soufflage pulsé à rapport cyclique maximum, i.e.  $\alpha = 1$ , dans le cas d'une alimentation à pression constante. Le forçage périodique avec un rapport cyclique de 10% permet, comme on le voit, de recoller l'écoulement sur une partie du volet sans toutefois aboutir à un recollement complet et permanent. Notons que les visualisations instantanées sont prises au même instant de sorte que l'on puisse se rendre compte de la position moyenne du point de décollement. Lorsque le rapport cyclique  $\alpha$  augmente en passant de 10% à 25%, la localisation moyenne du point de décollement est repoussée plus en aval mais le recollement complet et permanent n'est toujours pas atteint. En

revanche, lorsque  $\alpha = 35\%$ , on constate que l'écoulement est attaché sur l'ensemble du volet, et, *a fortiori* lorsque  $\alpha = 50\%$ . Ainsi, on a la confirmation visuelle qu'une augmentation du rapport cyclique  $\alpha$  permet de repousser vers l'aval le point de décollement, voire de recoller l'écoulement sur tout le volet. Comme le révèle la relation (2-10) qui lie  $\langle c_\mu \rangle$  à  $\alpha$  et  $c_\mu$ , une variation de rapport cyclique modifie directement le coefficient de quantité de mouvement périodique  $\langle c_\mu \rangle$ , donc la quantité de mouvement injectée dans l'écoulement et, du même coup, la longueur du décollement est directement contrôlée par le rapport cyclique. Par ailleurs, on peut estimer que le rapport cyclique juste nécessaire au recollement de l'écoulement dans les conditions de cet essai (angle de braquage et vitesse amont) se situe autour de 35%. Ces visualisations sont des instantanés et ne peuvent, par leur nature, constituer une preuve du recollement moyen de l'écoulement. Afin de constater plus quantitativement l'effet d'une variation de rapport cyclique sur le décollement, la figure 3-26 présente les distributions du coefficient de pression  $C_p$  sur le volet uniquement, mais pour des angles de braquage  $\delta = 20^\circ$  et  $\delta = 25^\circ$ , et dans le cas de forçages réalisés avec différents rapports cycliques. La vitesse amont est inchangée ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ). La distribution de  $C_p$  est également tracée pour l'écoulement non contrôlé pour comparaison. Comme attendu, celle-ci est plate pour les deux angles de braquage étudiés révélant la présence d'une zone de recirculation qui s'étend sur l'ensemble du volet.



**Fig. 3-26** – Distributions du coefficient de pression  $C_p$  sur le volet pour  $\alpha = 0 - 10 - 35 - 50 - 100\%$  et pour (a)  $\delta = 20^\circ$  et (b)  $\delta = 25^\circ$  ( $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $Re = 2.10^6$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

Pour un angle de braquage de  $20^\circ$  (figure 3-26(a)), l'application d'un forçage périodique avec un rapport cyclique de 10% induit un gradient de  $C_p$  uniquement sur le bord d'attaque du volet, i.e. jusqu'à environ  $x/c = 0,4$ . La seconde partie du volet est toujours décollée. Par contre, lorsque le rapport cyclique passe à 35%, le plateau de  $C_p$  disparaît sur l'ensemble du volet. Le gradient de  $C_p$  n'est pas très important au bord de fuite si l'on compare au cas où  $\alpha = 50\%$  et surtout lorsque le rapport cyclique est augmenté au maximum, i.e. à 100% (le soufflage est dès lors continu). On peut néanmoins considérer que l'écoulement est recollé sur le volet aux environs de  $\alpha = 0,35$ . Pour  $\delta = 25^\circ$ , il est évidemment nécessaire d'augmenter le rapport cyclique au-dessus de 35% afin d'aboutir au recollement sur tout le volet. Ainsi, dans ce cas, le recollement est effectif pour un rapport cyclique de 50%, tandis qu'une augmentation de  $\alpha$  jusqu'à 100% induit en plus une augmentation du gradient de  $C_p$ . La figure 3-27 permet également de mettre en évidence le retard au décollement provoqué par le soufflage pulsé avec un rapport cyclique plus ou moins grand. Cette figure présente la valeur moyenne de la tension film chaud  $\langle U_f \rangle$  calculée sur 40 s en fonction de la position  $x/c$  sur le volet et du braquage  $\delta$  lorsque l'écoulement est forcé par soufflage pulsé à  $\alpha = 25\%$  et  $\alpha = 50\%$ . Comme lors de l'étude de la figure 3-5 qui donnait la même représentation pour un écoulement non contrôlé, la carte de valeur moyenne est marquée par un premier minimum qui correspond logiquement à  $\tau_w = 0$ , c'est-à-dire au point de décollement.

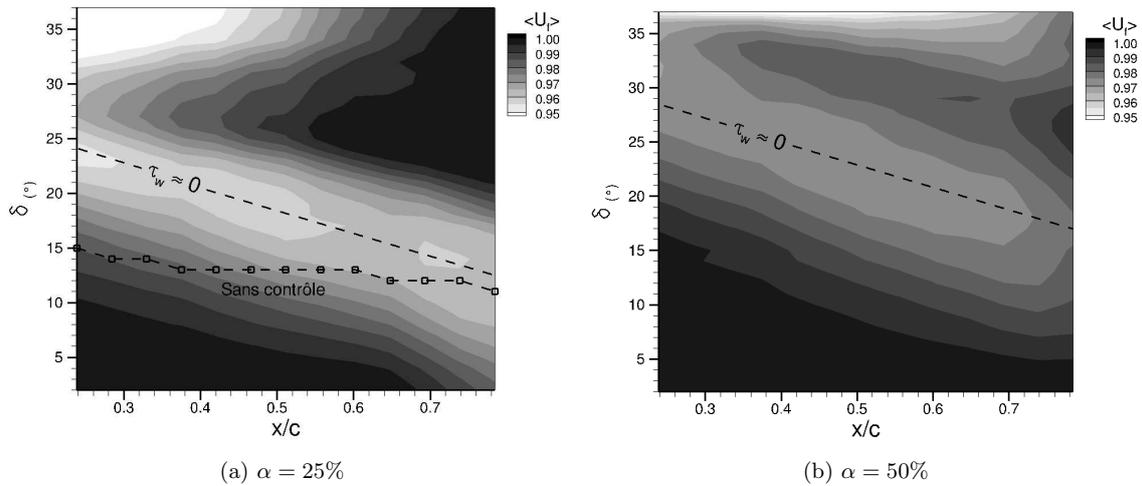


Fig. 3-27 – Valeur moyenne de la tension film chaud  $\langle U_f \rangle$  calculée sur 40 s en fonction de la position  $x/c$  sur le volet et du braquage  $\delta$  lorsque l'écoulement est forcé par soufflage pulsé à (a)  $\alpha = 25\%$  ou (b)  $\alpha = 50\%$ ; sans contrôle : résultats de la figure 3-5 ( $f_{act} = 30$  Hz ;  $U_\infty = 24,5$  m.s $^{-1}$  ;  $Re = 2.10^6$  ;  $P_f = 7$  bar).

Ainsi, on constate que, pour un rapport cyclique  $\alpha = 25\%$ , la ligne  $\tau_w = 0$  apparaît, à  $x/c$  fixé, pour un braquage plus grand par rapport au cas sans contrôle (voir figure 3-5). En outre, le décollement est encore plus retardé lorsque le rapport cyclique  $\alpha$  est augmenté à 50%. Comme précédemment, la mise en évidence du décollement par la valeur moyenne du signal  $\langle U_f \rangle$  est possible uniquement *a posteriori* via un adimensionnement adéquat qui dépend de la vitesse amont, du contrôle et qui est différent pour chaque film chaud. De plus, on manque d'une correspondance précise entre la valeur de  $\langle U_f \rangle$  et la valeur effective de  $\tau_w$  ce qui amène à des imprécisions quant à la position du décollement. Dans la suite, on s'attache donc à déterminer la position moyenne du point de décollement par une méthode qui s'affranchit des conditions d'essai et qui est valable pour tous les films chauds.

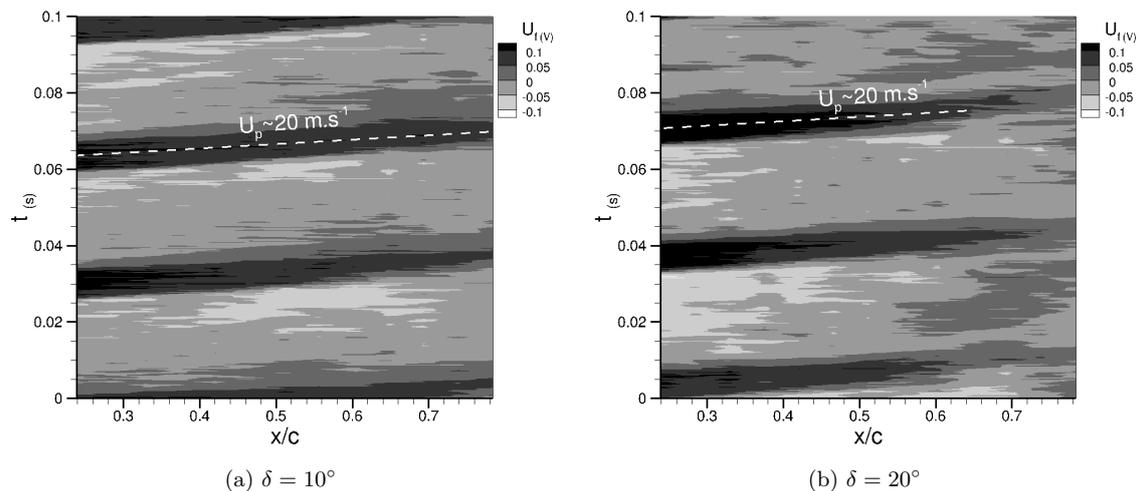


Fig. 3-28 – Signaux bruts  $U_f$  issus des films chauds tracés sur 0,1 s en fonction de la position sur le volet pour un rapport cyclique  $\alpha = 25\%$  et un angle de braquage (a)  $\delta = 10^\circ$  ou (b)  $\delta = 20^\circ$  ( $f_{act} = 30$  Hz ;  $U_\infty = 24,5$  m.s $^{-1}$  ;  $Re = 2.10^6$  ;  $P_f = 7$  bar).

La figure 3-28 présente, pour deux angles de braquage  $\delta = 10^\circ$  et  $\delta = 20^\circ$ , les signaux films chauds bruts  $U_f$  tracés sur 0,1 s en fonction de leur position  $x/c$  sur le volet. La valeur  $U_f(t)$  est conservée en volts ; seule la moyenne du signal est retirée. La fréquence d'actionnement et la vitesse amont sont

inchangées. On constate que, dans le cas d'un forçage pulsé, le motif en créneau du soufflage se répète de proche en proche sur toute la corde du volet pour  $\delta = 10^\circ$ , tandis qu'il s'estompe à l'approche du bord de fuite pour  $\delta = 20^\circ$ . L'inclinaison du motif que l'on observe sur la figure 3-28 est dû au temps nécessaire à la propagation du soufflage. On peut estimer que la perturbation induite par le forçage se propage sur le volet à  $U_p = 20 \text{ m.s}^{-1}$ , soit  $1/5$  de la vitesse de soufflage dans ce cas là (voir figure 2-6(b) pour  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

La partie du volet où l'écoulement est attaché est donc organisée autour de la perturbation induite par le forçage périodique. Afin d'estimer la longueur moyenne de la zone décollée, l'idée consiste à déterminer jusqu'où se propage cette perturbation avant de se dissiper. Pour ce faire, on propose de calculer le coefficient de corrélation entre les signaux provenant de deux films chauds adjacents. La figure 3-29 présente, pour trois différents forçages de rapports cycliques 25, 50 et 75%, le coefficient de corrélation en fonction de la position sur le volet  $x/c$  et de l'angle de braquage  $\delta$ . Le coefficient de corrélation, noté  $R_{xy}$ , est calculé entre les signaux acquis sur 40 s par deux films chauds adjacents, ce qui donne un total de 12 coefficients (pour 13 films chauds acquis simultanément) pour chaque angle de braquage de  $\delta = 2^\circ$  à  $\delta = 37^\circ$ . Notons que les films chauds utilisés sont régulièrement espacés (films chauds de  $X_{04}$  à  $X_{16}$  d'après la nomenclature du tableau 2-2). Le coefficient de corrélation est calculé selon la relation

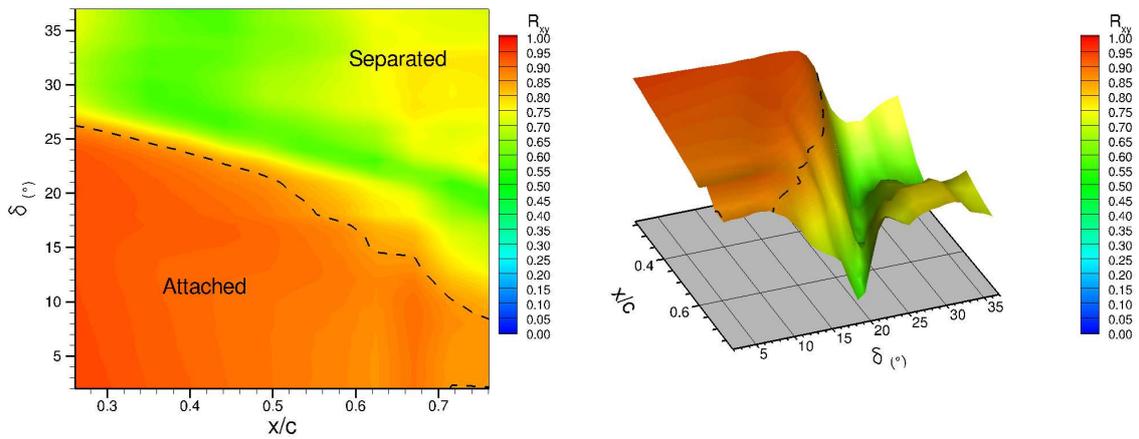
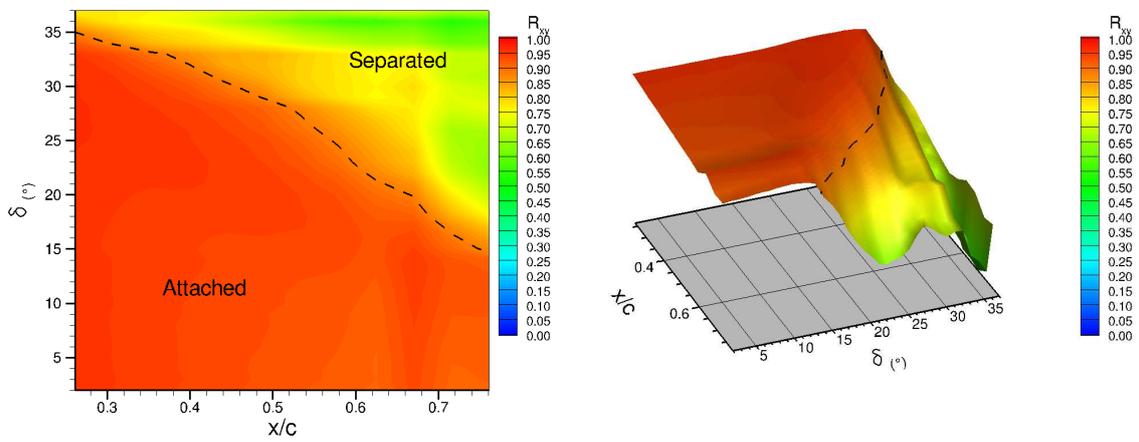
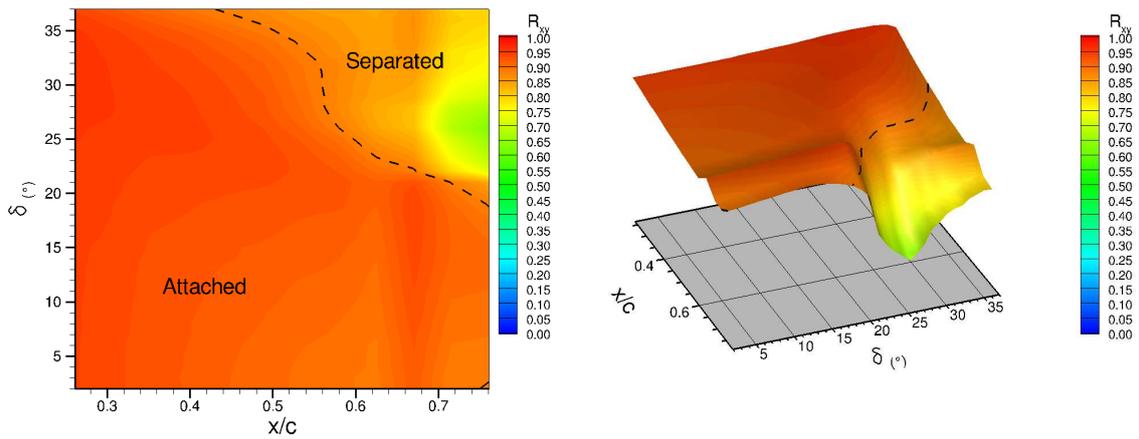
$$R_{xy} = \frac{\sum_{j=1}^n (x_j - \bar{x})(y_j - \bar{y})}{\left[ \sum_{j=1}^n (x_j - \bar{x})^2 \sum_{j=1}^n (y_j - \bar{y})^2 \right]^{1/2}}, \quad (3-6)$$

où  $x$  et  $y$  sont les signaux des films chauds  $X_i$  et  $X_{i+1}$  pour  $i \in \{4, \dots, 15\}$ , et  $n$  est le nombre d'échantillons disponibles pour le calcul, i.e.  $4 \cdot 10^5$  échantillons dans le cas présent pour une acquisition de 40 s à 10 kHz;  $\bar{x}$  et  $\bar{y}$  représentent les moyennes statistiques des signaux  $x$  et  $y$ , également calculées sur l'ensemble des échantillons acquis sur 40 s. La vitesse amont lors de l'essai est  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . La fréquence d'actionnement des vannes est  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ .

Pour un rapport cyclique  $\alpha = 0,25$ , on constate que la carte du coefficient de corrélation  $R_{xy}$  est divisée en deux parties. D'abord, pour les angles de braquage faibles, le coefficient de corrélation est élevé, i.e. il se situe entre 0,9 et 1, ce qui traduit une forte corrélation entre les signaux. Cette forte corrélation est due au fait que le jet pulsé organise la zone attachée du volet. En effet, comme on l'a vu précédemment, les signaux films chauds acquis dans cette zone sont très proches du signal créneau de commande des vannes. Par contre, lorsque l'angle de braquage augmente, la corrélation chute très rapidement vers des valeurs proches de 0,5 et ce sur l'ensemble du volet. Pour fixer les idées, on se donne une valeur du coefficient de corrélation de 0,85 en-dessous de laquelle l'écoulement est considéré comme décollé. Ce critère arbitraire ne sera de toute façon pas utilisé pour la synthèse de la boucle de contrôle. Ce contour est surligné par un trait pointillé sur les tracés de la figure 3-29. La chute de corrélation est de plus en plus retardée à mesure que l'on se rapproche du bord d'attaque du volet. Au final, le décollement est globalement retardé sur tout le volet si l'on compare aux résultats du cas non contrôlé présentés précédemment.

La figure 3-29 présente ensuite la même carte de corrélation mais pour les rapports cycliques  $\alpha = 50\%$  et  $\alpha = 75\%$ . Le contour à 0,85 est également surligné sur ces représentations. On constate que la corrélation permet de mettre en évidence le fait que la zone décollée est de plus en plus réduite à mesure que le rapport cyclique augmente. Ainsi, pour  $\alpha = 50\%$ , le bord d'attaque du volet n'est décollé que pour les angles de braquage supérieurs à  $35^\circ$ , tandis que pour  $\alpha = 75\%$ , le bord d'attaque reste attaché quel que soit l'angle de braquage testé.

L'avantage de la détection du décollement par calcul de la corrélation tient dans le nombre réduit d'échantillons nécessaires à l'estimation du coefficient de corrélation relativement aux moments statistiques d'ordre plus élevé, tel que le skewness ou le kurtosis. Cette technique fonctionne particulièrement bien ici parce que le contrôle appliqué est de type pulsé donc le jet pulsé organise la zone attachée et permet d'obtenir, dans cette zone, de fortes valeurs de corrélation par rapport à la partie décollée.

(a)  $\alpha = 25\%$ (b)  $\alpha = 50\%$ (c)  $\alpha = 75\%$ 

**Fig. 3-29** – Coefficient de corrélation  $R_{xy}$  tracé en fonction de la position sur le volet  $x/c$  et de l'angle de braquage  $\delta$  pour (a)  $\alpha = 25\%$ , (b)  $\alpha = 50\%$  et (c)  $\alpha = 75\%$  ( $f_{act} = 30$  Hz ;  $U_\infty = 24,5$  m.s $^{-1}$  ;  $Re = 2.10^6$  ;  $P_f = 7$  bar).

### 3.4 Conclusion : avantages du soufflage pulsé sur le soufflage continu

Ce chapitre a d'abord proposé l'étude du décollement naturel de l'écoulement non contrôlé se produisant lors d'un braquage du volet. Le décollement se produit de façon progressive en partant du bord de fuite du volet et en remontant vers le bord d'attaque à mesure que l'angle de braquage augmente. L'étude des fluctuations de frottement acquises à partir des capteurs de type film chaud intégrés selon la corde du volet a permis de définir plusieurs critères qui mettent en évidence, parfois de manière précoce, la position moyenne du point de décollement lors de sa remontée vers le bord d'attaque. Ainsi, les grandeurs statistiques estimées à partir du signal d'un seul film chaud (valeur rms, skewness et kurtosis) sont des précurseurs au passage du point de décollement. En effet, elles sont « en avance » sur les grandeurs statistiques calculées sur les 12 couples films chauds adjacents (coefficient de corrélation et cohérence).

L'effet du contrôle par soufflage a ensuite été étudié dans le cas où le débit d'alimentation en air comprimé des actionneurs est maintenu constant par un col sonique, la vitesse de l'écoulement amont étant de  $34,5 \text{ m.s}^{-1}$ . Des visualisations de l'écoulement par tomoscopie laser ont mis en évidence qu'un soufflage continu à  $c_\mu = 5\%$  est capable de recoller complètement l'écoulement à fort angle de braquage. Une étude des distributions de pression sur la maquette a montré qu'une augmentation progressive du forçage continu permet de repousser l'angle de décrochage du profil. Le coefficient de quantité de mouvement en régime continu  $c_\mu$  dépendant directement de la valeur du débit d'alimentation, et ce dernier étant réglé par la pression amont au col sonique, il n'est pas possible, dans ce cas, de le faire varier assez rapidement pour atteindre les objectifs de rapidité de la boucle fermée. C'est pourquoi le passage au forçage périodique a été testé. Un lien direct entre le retard au décrochage et le rapport cyclique du signal carré de commande des vannes a été mis en évidence, ce qui a permis de vérifier la relation (2-11) établie au chapitre 2 à partir de mesures de vitesse du jet en sortie d'actionneur. La variation du coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  via le rapport cyclique est plus rapide qu'une variation directe du débit d'alimentation mais reste limitée à une gamme restreinte allant de  $\alpha = 0,4$  à  $\alpha = 1$ .

Il est par ailleurs apparu sur la figure 3-20(a) que le soufflage pulsé permet d'augmenter la portance du profil sans pour autant provoquer le recollement une fois le décrochage passé. Ce phénomène est étudié plus avant dans le chapitre 5 en vue du contrôle en boucle fermée de l'écoulement post-décrochage.

La restriction de la gamme de variation du rapport cyclique dans le cas où le débit d'alimentation est constant amène à modifier le circuit d'alimentation en air comprimé afin d'avoir cette fois-ci une pression constante en amont des actionneurs (circuit 1 de la figure 2-4). La vitesse de l'écoulement amont est réduite à  $24,5 \text{ m.s}^{-1}$  afin d'obtenir, en régime continu, un  $c_\mu$  suffisant pour pouvoir recoller complètement l'écoulement. En effet, une fois que le forçage passe en régime périodique, une diminution du rapport cyclique entraîne une réduction de l'efficacité du contrôle par soufflage comme prévu par la relation (2-10). Ainsi, dans le cas d'une pression d'alimentation constante, il est possible de faire varier le  $\langle c_\mu \rangle$  en modifiant le rapport cyclique, et ce de manière beaucoup plus rapide qu'avec une modification de la pression d'alimentation. La synthèse de la boucle fermée, réalisée dans le chapitre suivant, semble donc possible, sous réserve d'être capable d'estimer la position moyenne du point de décollement. Cette estimation a été rendue possible, dans ce chapitre et dans le cas d'un écoulement forcé par soufflage pulsé, par l'étude du coefficient de corrélation calculé sur 40 s durant lesquelles le braquage est fixe à partir des signaux de films chauds adjacents. La zone attachée du volet étant organisée autour de la perturbation induite par le forçage périodique, elle est caractérisée par un coefficient de corrélation très élevé (proche de 1). Ce dernier chute rapidement en dessous de 0,8 dans la zone décollée. Afin de pouvoir réaliser l'adaptation du  $\langle c_\mu \rangle$  en boucle fermée, un critère révélant le « degré de décollement » et basé sur le calcul en ligne de ce coefficient de corrélation est développé dans le chapitre suivant.



## Chapitre 4

# Contrôle en boucle fermée du décollement par optimisation du coefficient de quantité de mouvement en régime pulsé

### 4.1 Estimation de l'écart entre écoulement attaché et décollé

Le chapitre 3 a permis de mettre en évidence, dans l'ordre, que

- l'écoulement décolle progressivement de la surface du volet à mesure que celui-ci est braqué ;
- le contrôle par soufflage continu permet de jouer sur la longueur du décollement ;
- l'adaptation du rapport cyclique du soufflage en régime pulsé permet d'ajuster la quantité de mouvement injectée dans l'écoulement, donc d'agir sur la longueur du décollement ;
- lorsque la pression d'alimentation en air comprimé est constante (circuit 1, voir figure 2-4), le coefficient de quantité de mouvement augmente linéairement avec le rapport cyclique selon la relation (2-10).

Dans ce cadre là, il apparaît naturel de chercher à adapter le rapport cyclique  $\alpha$  du soufflage pulsé de telle sorte que l'écoulement soit maintenu attaché sur le volet quel que soit son angle de braquage (et ce malgré les variations de vitesse amont, inévitables lors d'un changement du braquage). Dans le même temps, le rapport cyclique doit rester le plus faible possible afin de réduire au maximum la quantité de mouvement injectée dans l'écoulement. Cela suppose un retour d'information (*feedback*) sur l'état de l'écoulement pour être en mesure de réduire le coefficient de quantité de mouvement  $\langle c_\mu \rangle$  tout en maintenant l'écoulement attaché. Dans le chapitre 3, la figure 3-26 a mis en évidence le fait que l'écoulement est progressivement recollé à mesure que le rapport cyclique  $\alpha$  augmente. Autrement dit, ce paramètre pilote directement la taille du décollement. Le critère utilisé dans la loi de *feedback* de la boucle doit donc mettre en évidence ce recollement progressif fonction du rapport cyclique, c'est-à-dire que ce critère doit faire état du degré de décollement sur le volet. Dans cette section, on s'attache à définir un tel critère à partir des signaux issus des films chauds. Notons que les mesures de pression ne sont pas utilisables pour la boucle fermée car le système *ScaniValves* utilisé est trop lent (voir chapitre 2).

La section 3.3.2 a montré que, lorsqu'un forçage pulsé est appliqué à l'écoulement, la partie attachée du volet est organisée autour de la perturbation induite par le soufflage périodique. Aussi, la série des coefficients de corrélation calculés sur 40 s entre les douze couples de films chauds adjacents permet de déterminer la position moyenne du décollement. Afin d'utiliser cette information comme *feedback* dans la boucle de contrôle du rapport cyclique, il est nécessaire de réduire le temps de calcul du coefficient de corrélation.

#### 4.1.1 Taille de la fenêtre de calcul du coefficient de corrélation

Afin de déterminer la taille du décollement en ligne, le calcul du coefficient de corrélation est réalisé sur une fenêtre glissante d'une taille suffisante<sup>1</sup> pour l'estimer au mieux, c'est-à-dire se rapprocher le plus possible de valeurs de référence obtenues sur un temps de calcul beaucoup plus long. Concrètement, cette fenêtre glissante est implémentée sous la forme d'un *buffer* de type *First In First Out* dont les échantillons, issus de l'échantillonnage des signaux film chaud, sont mis à jour toutes les 10 ms par paquet de 100<sup>(2)</sup>. La taille de la fenêtre glissante doit permettre le calcul du coefficient de corrélation sur un nombre suffisant d'échantillons. La figure 4-1 présente la série de coefficients de corrélation calculés sur des fenêtres glissantes de différentes tailles, dans le cas d'un écoulement maintenu attaché par le forçage à  $\delta = 20^\circ$ . Le contrôle par jets pulsés est appliqué avec  $\langle c_\mu \rangle = 1,5\%$ , c'est-à-dire que  $P_f = 7$  bar et  $\alpha = 50\%$ , la vitesse étant de  $24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . La série de coefficients de corrélation calculés sur 40 s pour le même cas de contrôle et le même angle de braquage (cas présenté sur la figure 3-29(c)) est également représentée sur la figure 4-1. Cette série, parce qu'elle est calculée sur un temps long comparativement à la durée d'une période du signal d'excitation des vannes, constitue la série de référence.

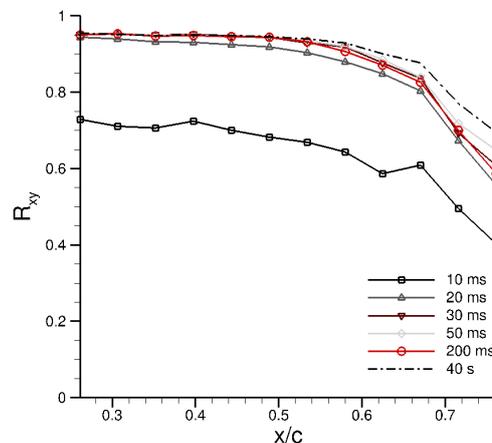


Fig. 4-1 – Calcul de la suite de coefficients de corrélation pour différentes tailles de fenêtre glissante ( $\delta = 20^\circ$  ;  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 1,5\%$  ;  $\alpha = 50\%$  ;  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$  ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

Pour une fenêtre glissante d'une taille de 10 ms, les valeurs estimées du coefficient de corrélation sont éloignées des valeurs de référence obtenues sur une durée de 40 s. L'augmentation de la taille de fenêtre à 20 ms permet de s'en rapprocher mais il subsiste un écart avec les valeurs de référence, écart qui s'amplifie en s'éloignant du bord d'attaque. A partir d'une taille de fenêtre glissante de 30 ms, on est très proche des valeurs de référence et il y a très peu d'évolution lorsque la taille de la fenêtre glissante augmente encore de 50 ms à 200 ms. Malgré cette dernière augmentation de taille, il y a encore un écart dans l'estimation du coefficient de corrélation par rapport aux valeurs de référence. Cet écart est présent pour les positions proches du bord de fuite (i.e. pour  $x/c \geq 0,693$ ) tandis que les valeurs estimées pour les positions  $x/c$  antérieures sont superposées aux valeurs de référence. Ainsi, la taille de fenêtre glissante qui paraît suffisante pour l'estimation du coefficient de corrélation est de 30 ms, c'est-à-dire la durée d'une période de la perturbation induite par le soufflage pulsé (réalisé à 30 Hz). En effet, étant donné que la zone attachée est organisée autour de la perturbation induite au bord d'attaque du volet par le jet pulsé, la taille minimale de la fenêtre glissante est liée à la période de cette perturbation. Pour une fréquence d'actionnement des vannes de 30 Hz, deux signaux issus de deux films chauds adjacents et situés dans la zone attachée seront corrélés sur une durée minimum égale à la période de la perturbation, soit 33 ms. Par contre, cette taille de fenêtre n'est pas suffisante

1. Cette notion de « taille suffisante » est précisée dans la suite.

2. L'acquisition est réalisée à 10 kHz et la boucle de contrôle est cadencée à 100 Hz, soit 100 échantillons récupérés sur le *buffer* de la carte d'acquisition par tour de boucle.

pour estimer correctement le coefficient de corrélation aux positions proches du bord de fuite, car la perturbation s'estompe en s'éloignant du bord d'attaque. Malgré cela, on ne perturbe en rien la détection du décollement effectuée dans la suite.

#### 4.1.2 Définition de la distance entre écoulement attaché et écoulement décollé

Pour caractériser la taille du décollement, une possibilité consiste à définir un seuil de valeur au-dessous duquel l'écoulement est considéré comme décollé. Le problème est que lorsque l'écoulement décolle, le coefficient de corrélation n'est plus correctement estimé et la variance des estimations devient trop grande pour pouvoir définir un critère précis. Dans cette étude, on a opté pour un critère basé sur le calcul de la distance  $\Delta$  entre la série des 12 valeurs estimées en temps-réel du coefficient de corrélation et des valeurs de référence déterminées *a priori*. Pour le moment, une seule valeur de référence est choisie à  $R_{ref} = 0,9$ . La justification apparaît dans la suite. La distance  $\Delta_{0,9}$  est définie par

$$\Delta_{0,9} = \sum_{i=1}^{12} [R_{ref} - R_{x_i x_{i+1}}] = \sum_{i=1}^{12} [0,9 - R_{x_i x_{i+1}}] , \quad (4-1)$$

où  $x_i$  est le  $i^{\text{ème}}$  signal film chaud, avec  $i \in \{1, \dots, 13\}$ , et  $R_{xy}$  le coefficient de corrélation, toujours compris entre  $-1$  et  $1$ . La figure 4-2 présente la distance  $\Delta_{0,9}$  en fonction du rapport cyclique  $\alpha$  d'abord pour  $\delta = 20^\circ$ , puis pour tous les angles de braquage  $\delta$  entre  $15$  et  $37^\circ$ . Cette fonction est obtenue en faisant varier le rapport cyclique  $\alpha$  par paliers de  $5\%$ , chacun d'une durée de  $5$  s. La vitesse de l'écoulement amont et la fréquence de forçage sont respectivement fixées à  $24,5 \text{ m.s}^{-1}$  et  $30 \text{ Hz}$ . Pour  $\alpha \leq 5\%$  et  $\alpha \geq 90\%$ , la distance  $\Delta_{0,9}$  n'a plus de signification car les vannes n'ont plus assez de temps pour réaliser complètement leur ouverture/fermeture (voir chapitre 2).

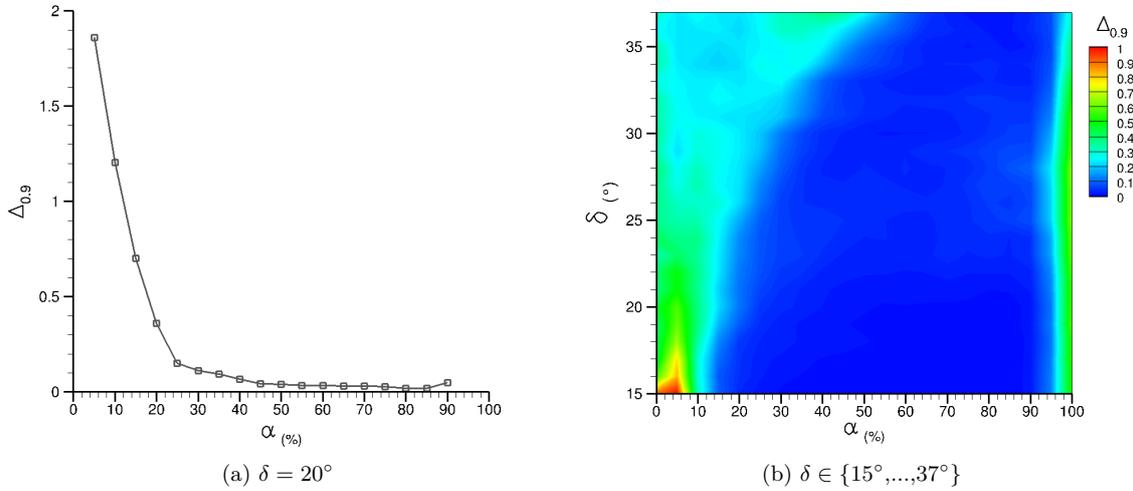
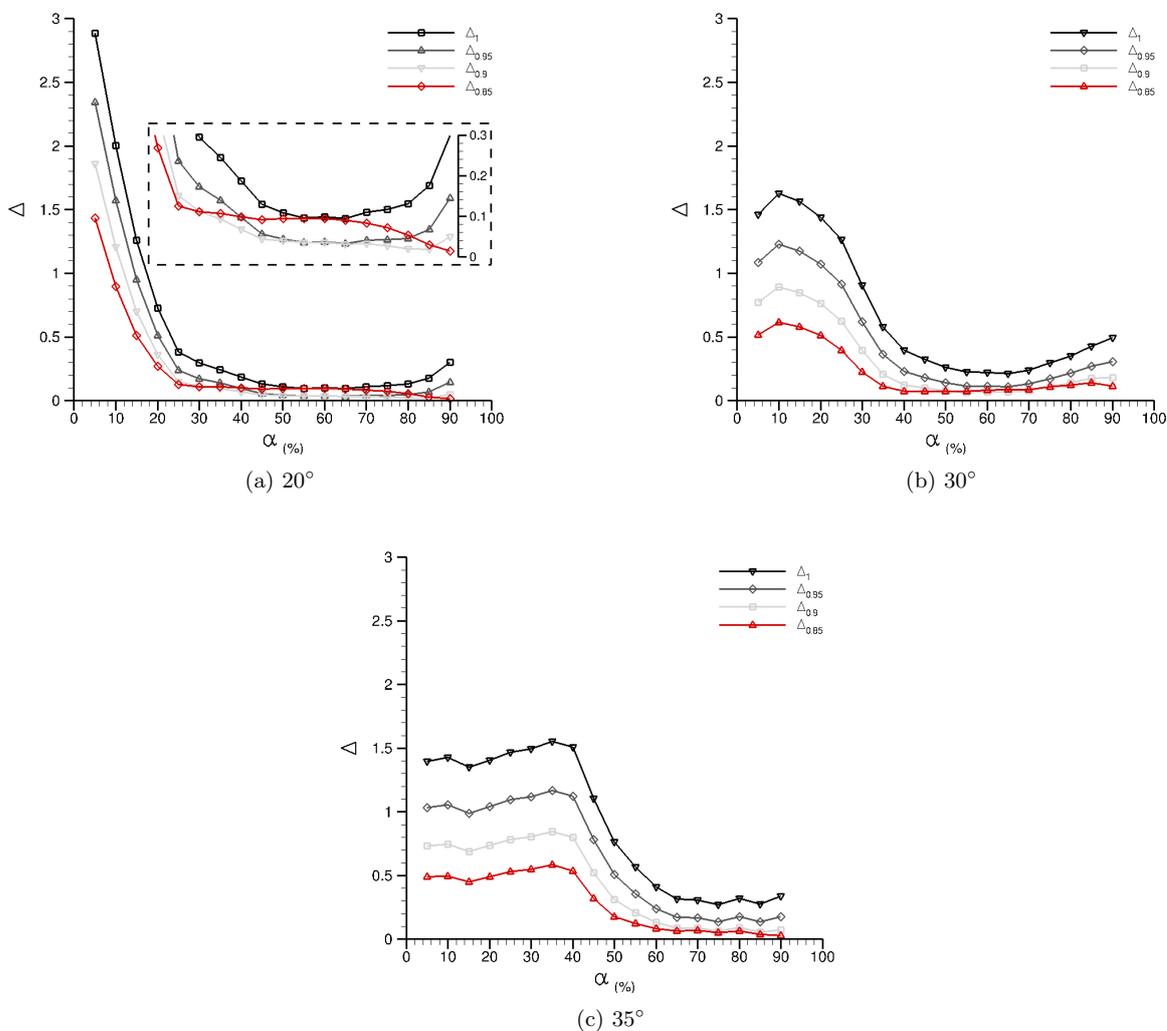


Fig. 4-2 – (a) Distance  $\Delta_{0,9}$  en fonction du rapport cyclique  $\alpha$  pour un braquage de  $20^\circ$ ; (b) distance  $\Delta_{0,9}$  en fonction du rapport cyclique  $\alpha$  et de l'angle de braquage  $\delta$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $c_\mu = 3\%$ ;  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

En d'autres termes, la fonction  $\Delta = f(\alpha)$  représente la réponse quasi-statique du système à  $\delta = 20^\circ$  (définie au chapitre 1). Cette réponse exhibe un plateau à partir d'environ  $\alpha = 40\%$ , plateau qui est défini par une valeur de  $\Delta_{0,9}$  quasi nulle et s'étend ensuite jusqu'à  $\alpha = 90\%$ . Ce plateau révèle une saturation du système tel que défini par l'entrée  $\alpha$  et la sortie  $\Delta_{0,9}$ . Passé un certain rapport cyclique  $\alpha$ , l'écoulement est considéré comme recollé selon le critère  $\Delta_{0,9}$ , et la saturation s'explique par le fait qu'on ne peut pas aller « plus loin » que le recollement. Il faut noter que la notion de recollement complet de l'écoulement sur le volet dépend finalement du critère de distance  $\Delta$  choisi, comme on peut s'en convaincre sur la figure 4-3. Cette figure présente, pour les angles de braquage  $\delta = 20^\circ$ ,  $\delta = 30^\circ$  et  $\delta = 35^\circ$ , l'évolution de la distance  $\Delta$  en fonction du rapport cyclique  $\alpha$  pour différentes

valeurs de référence  $R_{ref}$ . Ainsi, sont tracées les évolutions de  $\Delta_1$ ,  $\Delta_{0,95}$ ,  $\Delta_{0,9}$  et  $\Delta_{0,85}$  en fonction de  $\alpha$ . D'une manière générale, plus la valeur de référence est élevée, plus le rapport cyclique nécessaire au recollement et déterminé par le critère de distance  $\Delta$  est élevé. Afin de savoir lequel utiliser pour le contrôle en boucle fermée qui sera réalisé dans la suite, il faut donc définir, pour  $\delta = 20^\circ$ , à partir de quel rapport cyclique l'écoulement est effectivement recollé.



**Fig. 4-3** – Distance  $\Delta$  calculée avec différentes valeurs de référence  $R_{ref}$  et présentée en fonction du rapport cyclique  $\alpha$ , pour un braquage de (a)  $20^\circ$ , (b)  $30^\circ$  et (c)  $35^\circ$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $c_\mu = 3\%$ ;  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

Les visualisations de l'écoulement présentées sur la figure 3-25 et l'évolution de la distribution du coefficient de pression sur le volet présentée sur la figure 3-26 pour différentes valeurs du rapport cyclique  $\alpha$  ont montré que l'écoulement peut être considéré comme recollé à partir de  $\alpha = 35\%$ , pour un braquage de  $20^\circ$  et un coefficient de quantité de mouvement en régime continu  $c_\mu = 3\%$  ( $\alpha = 100\%$ ). On se fixe cette référence pour la suite de l'étude. A partir de là, on constate que les deux critères de distance  $\Delta_{0,85}$  et  $\Delta_1$  déterminent des rapports cycliques de recollement respectivement inférieur et supérieur au rapport cyclique de référence. D'autre part, les valeurs de leurs plateaux respectifs sont plus élevées que celles des critères  $\Delta_{0,9}$  et  $\Delta_{0,95}$ . Il n'y a pas de grande différence entre ces deux derniers critères pour les braquages  $20^\circ$  et  $30^\circ$ ; par contre, on note une différence pour  $35^\circ$  où la valeur du plateau est plus basse dans le cas de  $\Delta_{0,9}$ , et on cherche à ce que cette valeur soit minimum (dans l'idéal, égale à 0). On choisit donc le critère  $\Delta_{0,9}$  pour la synthèse de la boucle fermée, mais il est clair que le critère  $\Delta_{0,95}$  pourrait tout aussi bien être choisi pour appliquer le contrôle qui est décrit dans

la suite.

### 4.1.3 Vers l'adoption d'une stratégie de contrôle adaptatif

La réponse quasi-statique du système défini avec en entrée le rapport cyclique  $\alpha$  et en sortie le degré de décollement mesuré par  $\Delta_{0,9}$  est non-linéaire par la présence d'une saturation qui apparaît lorsque le rapport cyclique augmente. Une approche classique de type « suivi de consigne » est tout à fait possible pour le contrôle du décollement. Par le choix de la valeur de la consigne, on peut s'arranger pour converger vers le point voulu de la carte statique. Par contre, un changement d'angle de braquage (accompagné d'un changement de vitesse amont) nécessiterait une adaptation de la valeur de la consigne pour que le rapport cyclique soit toujours le plus faible possible tout en maintenant l'écoulement attaché. Cette adaptation de la consigne est possible par l'adoption d'une stratégie de contrôle adaptatif. On opte pour un algorithme de contrôle de type *slope seeking* qui permet cette « mise à jour » de la consigne sur la base d'une recherche du rapport cyclique optimal, i.e. celui qui minimise la distance  $\Delta$ . Cet algorithme a déjà été utilisé par Becker *et al.*<sup>17</sup> sur une configuration hypersustentée (voir le chapitre 1).

## 4.2 Contrôle du rapport cyclique par un algorithme de type « slope seeking »

### 4.2.1 Slope seeking : principe et choix des paramètres

Tel qu'il est proposé par Ariyur & Krstić<sup>6</sup>, l'algorithme du *slope seeking* permet, comme son nom l'indique, de rechercher le point de consigne du système où le gradient de la carte statique est égal à une valeur de référence, définie au préalable. En cela, cet algorithme constitue une généralisation de l'algorithme d'*extremum seeking*, présenté au chapitre 1, pour lequel la valeur de référence du gradient recherché est nulle. Le schéma-bloc du *slope seeking* est présenté sur la figure 4-4. Le seul point qui le diffère de l'*extremum seeking* se situe dans l'ajout d'un comparateur entre le gradient local  $\xi$  de la carte statique, gradient estimé par modulation-démodulation, et le gradient de référence  $\xi_{ref}$  qui est constant et déterminé en fonction du point de la carte statique où l'on souhaite faire converger l'algorithme. Étant donné le comportement quasi-statique du système décrit à la section 4.1, les variables d'entrée et de sortie sont respectivement, dans notre cas, le rapport cyclique, soit  $\theta = \alpha$ , et la distance au recollement, soit  $y = f(\theta) = \Delta$ .

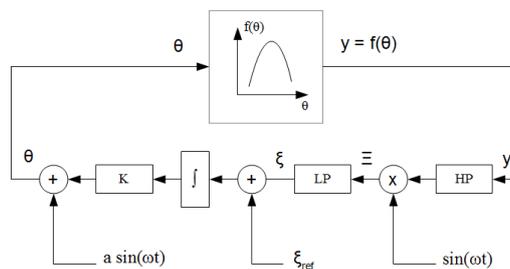


Fig. 4-4 – Schéma-bloc du *slope seeking*.

Afin que l'algorithme fonctionne, il est nécessaire que l'estimation du gradient par modulation-démodulation soit effectuée correctement, c'est-à-dire que le signal sortant du filtre passe-haut HP[ $y$ ] et le signal d'excitation  $\sin(\omega t)$  doivent être synchronisés. Le système lui-même ainsi que le filtre passe-haut, noté HP sur le schéma de la figure 4-4, induisent respectivement et successivement un retard et une avance de phase, ce qui a pour conséquence de déphaser l'un par rapport à l'autre les deux signaux utilisés pour la démodulation. Il est donc important de rephaser les deux signaux avant la démodulation. L'amplitude du signal de perturbation est fixée à  $a_{exc} = 10\%$  dans toute la suite.

Réglage de la démodulation pour  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$ 

Pour une fréquence de perturbation fixée à  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$ , on fait varier le décalage temporel, noté  $\Delta t$ , entre les signaux HP[y] et  $\sin(\omega t)$ . Concrètement, un *buffer* est implémenté dans le code afin de retarder un signal par rapport à l'autre.

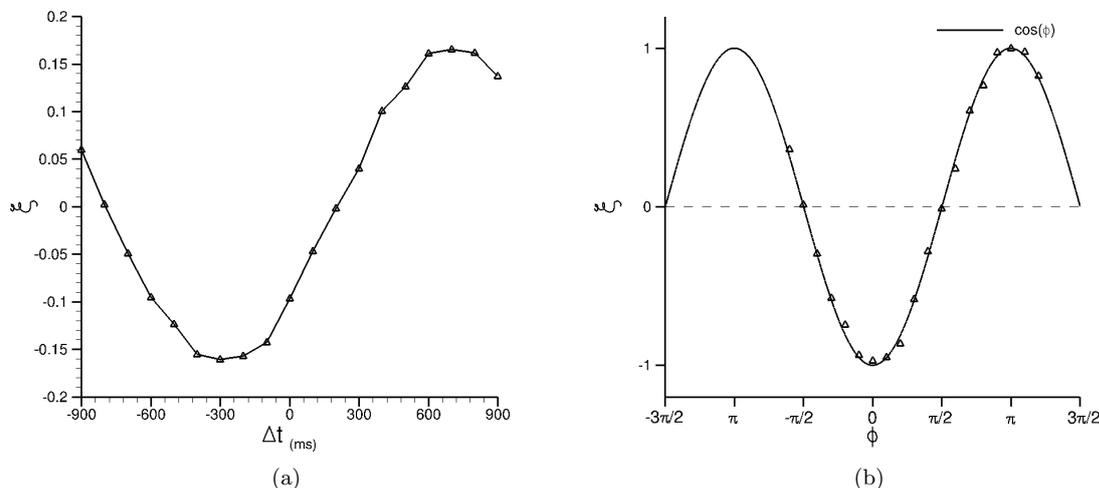


Fig. 4-5 – Estimation du gradient  $\xi$  en fonction (a) du décalage temporel  $\Delta t$  et (b) du déphasage  $\phi$  entre les signaux HP[y] et  $\sin(\omega t)$  pour  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $\delta = 20^\circ$ ;  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $a_{exc} = 10\%$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

Un  $\Delta t$  négatif signifie que le signal HP[y] est retardé par rapport à  $\sin(\omega t)$ . Le volet est braqué à  $\delta = 20^\circ$  et la vitesse amont fixée à  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ . Le résultat de l'estimation du gradient  $\xi$  en fonction du décalage temporel  $\Delta t$  est présenté sur la figure 4-5. La commande est, dans ce cas, fixée à  $\alpha = 20\%$ , c'est-à-dire que le gradient estimé doit être négatif (voir figure 4-2,  $\alpha = 20\%$  se situe à gauche du minimum de  $\Delta$ ). L'estimation du gradient  $\xi$  varie fortement en fonction du décalage temporel  $\Delta t$ , allant même jusqu'à passer positive sur toute une partie des valeurs de  $\Delta t$ . En fait,  $\xi$  varie en cosinus, comme on peut s'en convaincre sur la figure 4-5(b) qui présente l'estimation du gradient  $\xi$  en fonction du déphasage  $\phi = 2\pi f_{exc} \Delta t$ . Pour tracer cette dernière figure,  $\xi$  est adimensionné entre  $-1$  et  $1$  et les valeurs du décalage temporel sont recalées en 0. L'origine de la variation en cosinus de  $\xi$  en fonction de  $\phi$  est démontrée dans la section 5.2.1.2 du chapitre 5. Le réglage du déphasage entre les signaux apparaît donc comme primordial pour obtenir une estimation correcte du gradient, et en particulier de son signe. Pour la suite, lorsque la fréquence de perturbation est de  $0,5 \text{ Hz}$ , le signal HP[y] est artificiellement retardé (par l'implémentation d'un *buffer*) de telle sorte que le décalage temporel soit  $\Delta t = -300 \text{ ms}$ . Étant donné que ce décalage temporel dépend en partie du déphasage induit par le filtre passe-haut, une modification de la fréquence de la perturbation va *a priori* nécessiter un nouveau réglage.

Réglage de la démodulation pour  $f_{exc} = 2 \text{ Hz}$ 

La fréquence du signal de perturbation est augmentée de  $0,5$  à  $2 \text{ Hz}$  et la même démarche de réglage du déphasage est opérée. La figure 4-6(a) présente l'estimation  $\xi$  du gradient en fonction du décalage temporel  $\Delta t$  entre les signaux HP[y] et  $\sin(\omega t)$  mais pour une fréquence d'excitation  $f_{exc} = 2 \text{ Hz}$  cette fois-ci. Une nouvelle fois, l'estimation du gradient dépend grandement du décalage entre les signaux, avec une alternance entre valeurs positives et négatives. La variation de  $\xi$  en fonction du déphasage  $\phi$  est encore ici en cosinus, comme on peut s'en apercevoir sur la figure 4-6(b). Cette variation est plus rapide que dans le cas où  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$  (car  $\phi = 2\pi f_{exc} \Delta t$ ) ce qui peut rendre le réglage du déphasage plus fin. Son amplitude est également plus faible. Mais, comme on l'observe sur la figure 4-6(a), l'estimation du gradient  $\xi$  est minimum et négative pour un décalage temporel nul ( $\Delta t = 0$ ). Cela signifie que le rephasage des signaux avant la démodulation n'est plus nécessaire lorsque la fréquence

du signal d'excitation passe à 2 Hz. Dans la suite, lorsque la fréquence de la perturbation est fixée à cette valeur, la démodulation est effectuée sans rephaser les signaux (aucun *buffer* implémenté dans le programme).

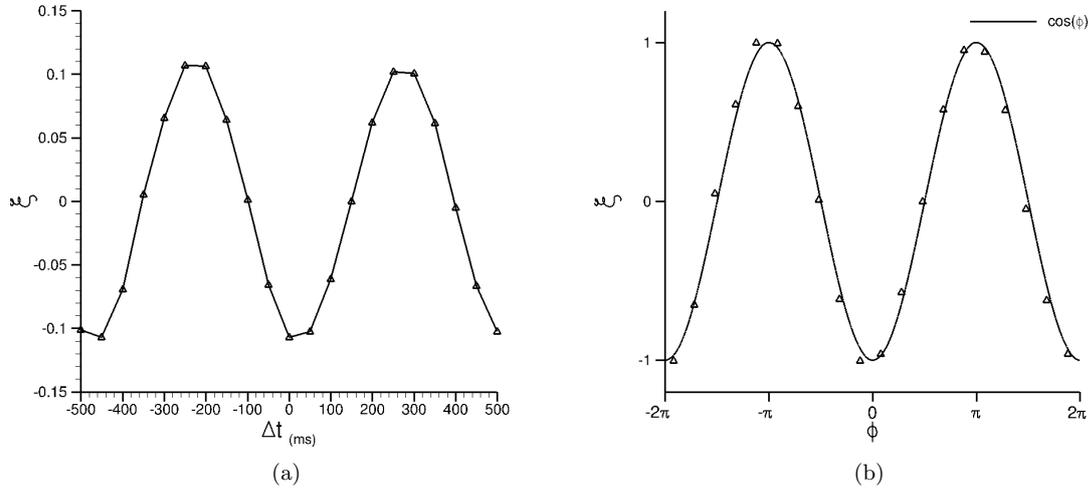


Fig. 4-6 – Estimation du gradient  $\xi$  en fonction (a) du décalage temporel  $\Delta t$  et (b) du déphasage  $\phi$  entre les signaux  $HP[y]$  et  $\sin(\omega t)$  pour  $f_{exc} = 2$  Hz ( $U_\infty = 24,5$  m.s<sup>-1</sup>;  $\delta = 20^\circ$ ;  $f_{act} = 30$  Hz;  $a_{exc} = 10\%$ ;  $P_f = 7$  bar).

#### 4.2.2 Comportement du système bouclé : intérêt d'augmenter la fréquence de la perturbation

La figure 4-7 présente le résultat d'une augmentation du gain de la boucle fermée  $K$  sur la convergence du *slope seeking*. Les conditions d'essai sont toujours  $U_\infty = 24,5$  m.s<sup>-1</sup> et  $\delta = 20^\circ$ . L'amplitude du signal d'excitation est  $a_{exc} = 10\%$  tandis que sa fréquence est soit  $f_{exc} = 0,5$  Hz, soit  $f_{exc} = 2$  Hz.

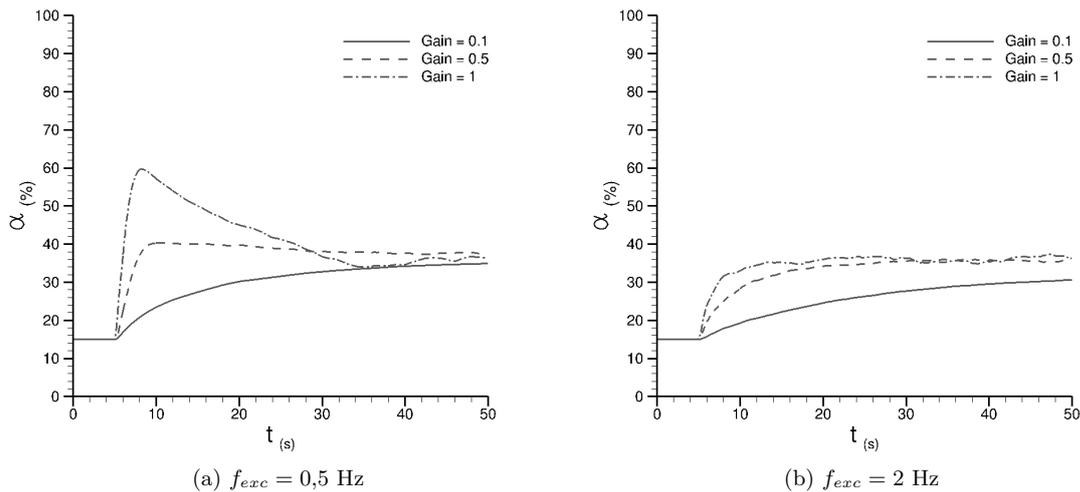


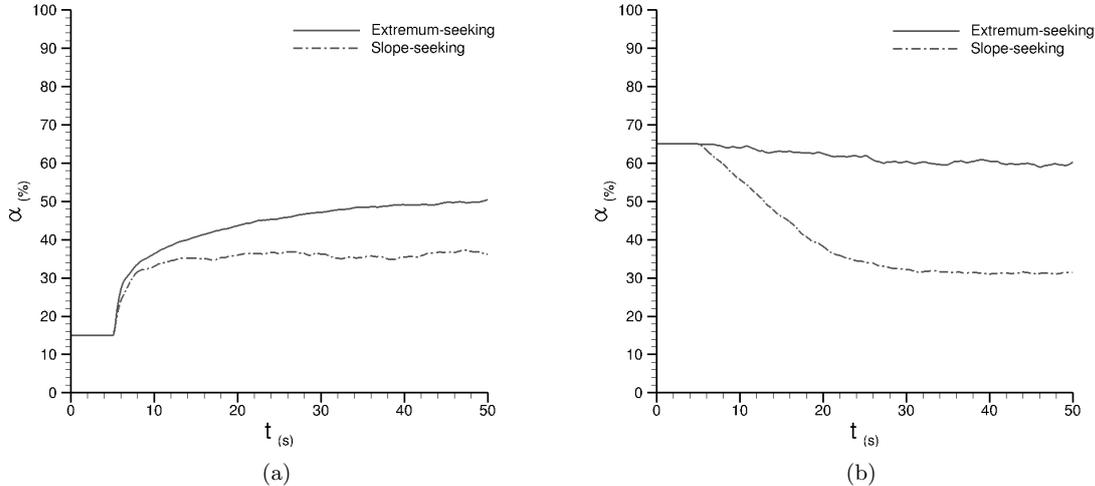
Fig. 4-7 – Effet d'une augmentation du gain  $K$  sur la convergence du *slope seeking* lorsque la fréquence du signal de perturbation est (a)  $f_{exc} = 0,5$  Hz ou (b)  $f_{exc} = 2$  Hz ( $U_\infty = 24,5$  m.s<sup>-1</sup>;  $\delta = 20^\circ$ ;  $f_{act} = 30$  Hz;  $a_{exc} = 10\%$ ;  $P_f = 7$  bar).

Lorsque la fréquence de la perturbation est de 0,5 Hz, l'augmentation de la valeur du gain de 0,1 à 0,5 permet d'augmenter le taux de montée initial (pente à l'origine) mais provoque un dépassement. En effet, le rapport cyclique atteint une valeur d'environ 40% avant de diminuer progressivement vers

35% qui est la valeur finale. Ce dépassement est encore plus important quand le gain est de nouveau augmenté, jusqu'à 1. Il est classique en automatique d'observer une déstabilisation du système (ici, on est à la limite quand Gain= 1) en boucle fermée lorsque le gain de la boucle est trop grand. En effet, à marge de phase constante (il n'y a pas de raison qu'elle soit modifiée), la marge de gain diminue lorsque le gain augmente ce qui a pour conséquence de rendre le système bouclé instable. Par contre, on constate, sur la figure 4-7(b), que l'augmentation de la fréquence de la perturbation, parce qu'elle induit une réduction du temps nécessaire à l'estimation du gradient, permet la même augmentation du gain sans déstabiliser le système bouclé. En fait, la réactivité est meilleure, c'est-à-dire que la marge de phase augmente (retard du système en boucle ouverte plus faible) et, par voie de conséquence, permet d'augmenter le gain sans dépasser la marge de gain. Dans la suite, la fréquence du signal d'excitation est fixée à 2 Hz.

#### 4.2.3 Avantage du *slope seeking* sur l'*extremum seeking* dans le cas où la carte statique possède un plateau

L'intérêt d'ajouter un comparateur sur le gradient estimé dans l'algorithme de l'*extremum seeking* permet de régler le point de la carte statique vers lequel on souhaite que l'algorithme converge<sup>3</sup>. Cet ajout est particulièrement avantageux dans les situations où la carte statique exhibe un plateau, comme c'est le cas ici. En effet, on cherche non seulement à minimiser la distance  $\Delta_{0,9}$ , ce que l'*extremum seeking* est tout à fait capable de réaliser, mais également à minimiser le rapport cyclique  $\alpha$ . La figure 4-8(a) présente, pour les mêmes conditions d'essai (voir la légende de la figure 4-8), le résultat du contrôle en boucle fermée du rapport cyclique  $\alpha$  dans le cas de l'*extremum seeking* et dans le cas du *slope seeking*. Dans ce dernier cas, le gradient de référence  $\xi_{ref}$  est réglé de telle sorte que l'algorithme converge vers un point de la carte statique situé juste avant le plateau ; autrement dit, le rapport cyclique  $\alpha$  est adapté pour que l'écoulement soit tout juste recollé.

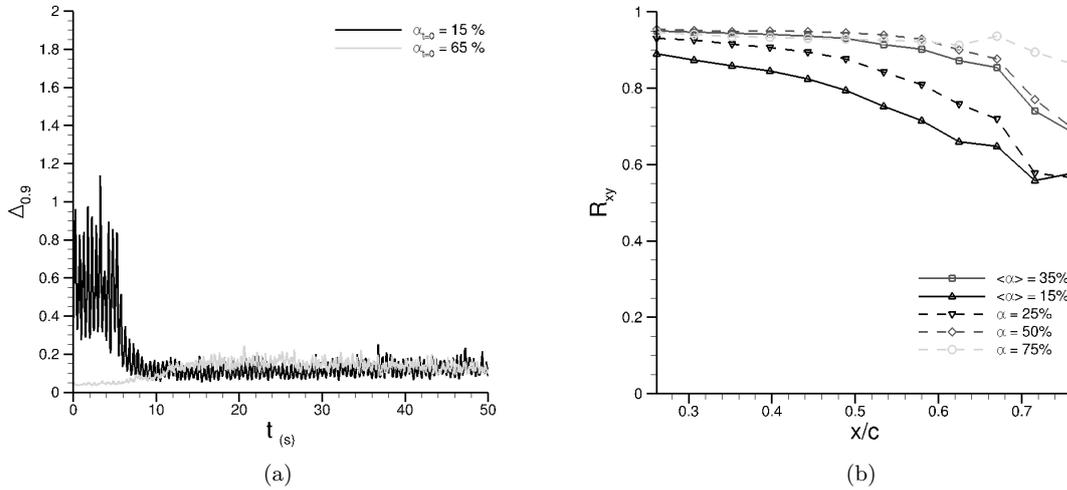


**Fig. 4-8** – Comparaison entre *extremum seeking* et *slope seeking* pour des points de départ à (a)  $\alpha_{t=0} = 15\%$  et (b)  $\alpha_{t=0} = 65\%$  ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $\delta = 20^\circ$ ;  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $f_{exc} = 2 \text{ Hz}$ ;  $a_{exc} = 10\%$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

L'*extremum seeking* augmente rapidement la valeur du rapport cyclique (à partir de  $t = 5$  s, instant où la boucle fermée est activée), puis le taux de montée diminue lorsque  $\alpha$  dépasse une valeur d'environ 35%, sans jamais s'annuler. Au contraire, le *slope seeking*, même s'il est aussi rapide que l'*extremum seeking* au départ (car ils sont réglés avec le même gain  $K$ ) stabilise la valeur du rapport cyclique autour de 35% à partir de  $t = 10$  s. Le réglage du gradient de référence  $\xi_{ref}$  a donc permis de stabiliser l'algorithme autour de la valeur finale, tandis que l'*extremum seeking* continue d'augmenter la valeur du rapport cyclique. La figure 4-8(b) présente la même comparaison entre les deux algorithmes mais

3. Attention : cela ne veut pas dire que l'on donne une consigne *a priori* sur  $\Delta$ . La consigne est donnée sur  $\xi$ .

en partant cette fois-ci d'un rapport cyclique de  $\alpha_{t=0} = 65\%$ , c'est-à-dire que, dans ce cas, la boucle fermée est activée alors que l'écoulement est déjà attaché. Ainsi, on teste si l'algorithme est capable de diminuer le rapport cyclique pour économiser de la quantité de mouvement tout en maintenant l'écoulement attaché.



**Fig. 4-9 – (a) Évolution temporelle de la distance  $\Delta_{0,9}$  pour les deux réalisations du *slope seeking* de la figure 4-8, i.e.  $\alpha_{t=0} = 15\%$  et  $\alpha_{t=0} = 65\%$ ; (b) séries de coefficients de corrélation pour les rapports cycliques constants  $\alpha = 25\%$ ,  $\alpha = 50\%$  et  $\alpha = 75\%$  (données de la figure 3-29) et les rapports cycliques moyennés sur une période du signal de perturbation,  $\langle \alpha \rangle = 15\%$  et  $\langle \alpha \rangle = 35\%$ , période prise respectivement dans les 5 premières et les 5 dernières secondes de l'évolution temporelle de  $\alpha$  présentée sur la figure 4-8 ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $\delta = 20^\circ$ ;  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $f_{exc} = 2 \text{ Hz}$ ;  $a_{exc} = 10\%$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).**

Dans le cas du *slope seeking*, le rapport cyclique diminue effectivement jusqu'à environ 35%, valeur qui était déjà atteinte par l'algorithme lors du démarrage à  $\alpha_{t=0} = 15\%$ . Étant donné que le gradient de la carte statique à  $\delta = 20^\circ$  est très faible voire nul pour  $\alpha \geq 35\%$ , l'*extremum seeking* n'est pas en mesure de faire diminuer le rapport cyclique donc d'adapter la quantité de mouvement injectée au fluide.

La figure 4-9(a) présente l'évolution temporelle de la distance  $\Delta_{0,9}$  pour les deux réalisations du *slope seeking* de la figure 4-8, à savoir le cas où  $\alpha_{t=0} = 15\%$  et celui où  $\alpha_{t=0} = 65\%$ . Dans le premier cas, la distance  $\Delta_{0,9}$  est effectivement réduite jusqu'à une valeur proche de zéro, ce qui signifie bien que l'on recolle l'écoulement en étant parti d'une situation où l'écoulement est décollé sur la majeure partie du volet<sup>4</sup>. Par ailleurs, les variations de  $\Delta_{0,9}$  sont plus amples au début qu'à la fin (i.e. une fois que l'algorithme a convergé). Dans le même temps, l'amplitude du signal de perturbation n'a pas été modifiée et est restée égale à  $a_{exc} = 10\%$ . Ceci s'explique par la forme de la carte statique présentée sur la figure 4-2(a) : en effet, une oscillation du rapport cyclique autour d'une valeur en-dehors du plateau induit une variation de distance  $\Delta$  d'amplitude plus grande qu'une oscillation dans la zone du plateau. Ainsi, une fois que l'algorithme a convergé, les oscillations de la sortie sont très largement réduites. Ce trait caractéristique des algorithmes de l'*extremum seeking* et du *slope seeking* est un avantage (ou, au moins, ne constitue pas un défaut) puisque, dans notre cas par exemple, il n'y a aura pas d'oscillations entre recollement et séparation une fois que l'algorithme a convergé. Malgré tout, l'amplitude de la perturbation sur la commande reste constante. C'est donc bien la commande moyennée sur une période du signal de perturbation qui est optimisée par l'algorithme du *slope seeking*. Une stratégie de réduction de l'amplitude du signal de perturbation est proposée par Henning *et al.*<sup>49</sup>, mais n'est pas appliquée ici.

Dans le cas où le rapport cyclique initial est  $\alpha_{t=0} = 65\%$ , la distance  $\Delta_{0,9}$  est très peu impactée par l'adaptation de  $\alpha$  par le *slope seeking*. Par contre, les oscillations sur  $\Delta_{0,9}$  augmente car le rapport cyclique sort légèrement du plateau. La figure 4-9(b) présente les séries de coefficients de corrélation

4. La distribution du coefficient de pression à  $\delta = 20^\circ$  et  $\alpha = 10\%$  pour un  $c_\mu$  identique est présentée sur la figure 3-26

pour les rapports cycliques constants  $\alpha = 25\%$ ,  $\alpha = 50\%$  et  $\alpha = 75\%$  (données de la figure 3-29, calculés sur 40 s) et les rapports cycliques moyennés sur une période du signal de perturbation,  $\langle \alpha \rangle = 15\%$  et  $\langle \alpha \rangle = 35\%$ , période prise respectivement dans les 5 premières et les 5 dernières secondes de l'évolution temporelle de  $\alpha$  présentée sur la figure 4-8. Cette figure permet de se rendre compte de l'adaptation du rapport cyclique sur le décollement déterminé par la série de coefficients de corrélation.

### 4.3 Modification du *slope seeking* en intégrant un gain adaptatif

#### 4.3.1 Adaptation du gain avec un régulateur à logique floue

L'algorithme du *slope seeking* présente des taux de convergence qui sont différents selon la position courante sur la carte statique, comme on peut s'en convaincre sur les résultats de la figure 4-8 en comparant les évolutions temporelles de  $\alpha$  selon que le point de départ se situe sur le plateau ou en dehors. En effet, le taux de convergence est plus important dans le cas d'un rapport cyclique initial  $\alpha_{t=0} = 15\%$  (situé en dehors du plateau) que dans le cas où  $\alpha_{t=0} = 65\%$  (situé sur le plateau). Cette différence s'explique par les forts gradients  $\frac{\partial \Delta}{\partial \alpha}(\alpha)$  rencontrés par l'algorithme lorsqu'il parcourt la carte statique dans le sens des rapports cycliques croissants. Dans le sens inverse, les gradients rencontrés sont au contraire faibles, comparativement, du fait de la présence du plateau. Lors d'une variation de l'angle de braquage du volet, la carte statique est modifiée et, plus précisément, elle est décalée vers la droite lorsque  $\delta$  augmente ou vers la gauche lorsque  $\delta$  diminue (voir figure 4-9). Ainsi, lors d'une diminution du braquage, l'algorithme va s'adapter moins vite que lors d'une augmentation. Afin de compenser le manque de gradient lorsque le braquage diminue, l'idée consiste à augmenter le gain  $K$  (voir figure 4-4) simultanément. D'un autre côté, le gain ne doit pas être trop fort à l'approche de la valeur optimale pour ne pas déstabiliser le système bouclé et provoquer des oscillations de la commande autour de cette valeur. Pour régler le gain  $K$  en tenant compte de ces critères, on implémente un régulateur à logique floue qui adapte le gain en fonction de la valeur du gradient local estimé de la carte statique. Le principe de l'implémentation de ce régulateur à logique floue est présenté succinctement sur la figure 4-10. Le régulateur se contente d'adapter la valeur du gain, noté  $K_{FL}$ , en fonction de la valeur du gradient translaté  $\xi + \xi_{ref}$ .

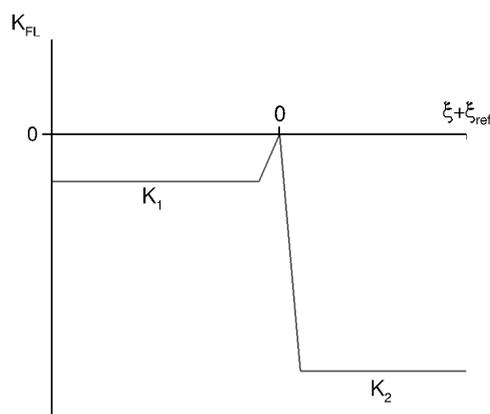
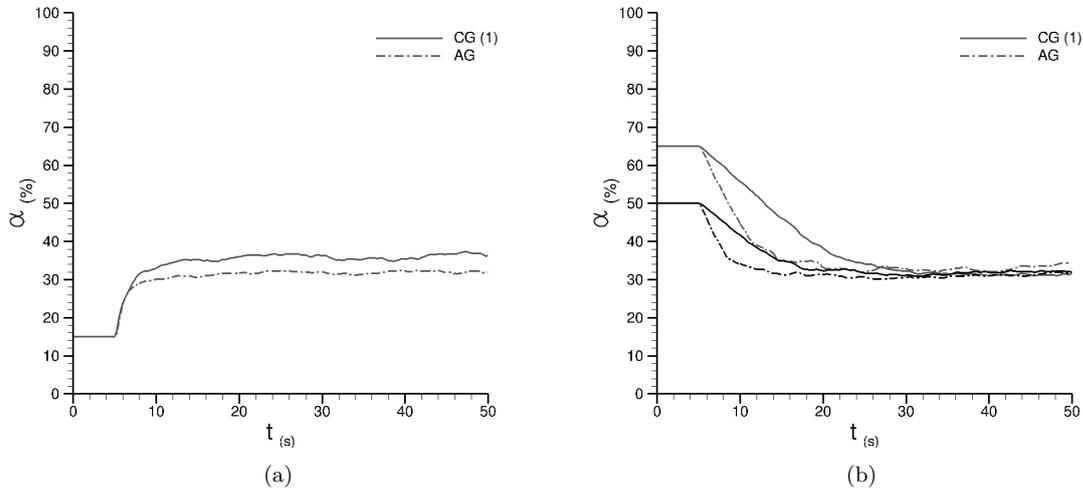


Fig. 4-10 – Principe du réglage du gain par le régulateur flou en fonction du gradient translaté  $\xi + \xi_{ref}$ .

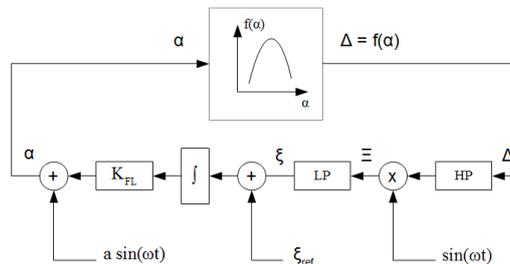
Les valeurs extrêmes  $K_1$  et  $K_2$  prises par le gain sont évidemment négatives puisque l'on cherche à tendre vers un minimum (minimum de distance  $\Delta_{0,g}$ ). Afin de compenser le manque de gradient lorsque l'algorithme se trouve sur le plateau de la carte statique,  $K_2$  est supérieur en valeur absolue à  $K_1$ . De plus, afin de stabiliser l'algorithme une fois convergé, le gain est réduit à zéro lorsque le gradient translaté est égal à 0 (i.e.  $\xi + \xi_{ref} = 0$ ). Les caractéristiques du régulateur flou sont reportées

en annexe. La figure 4-11 présente les résultats de la boucle fermée pour les cas avec (AG) et sans (CG) gain adaptatif. Le gain constant est égal à 1. Le volet est braqué à  $20^\circ$  et la vitesse de l'écoulement amont est de  $24,5 \text{ m.s}^{-1}$ .



**Fig. 4-11** – Comparaison entre le contrôle par *slope seeking* avec un gain constant et celui avec un gain adaptatif pour des rapports cycliques initiaux (a) de 15%, (b) 50% et 65% ( $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $\delta = 20^\circ$ ;  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $f_{exc} = 2 \text{ Hz}$ ;  $a_{exc} = 10\%$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

Sur le cas de la figure 4-11(a), l'algorithme démarre à  $\alpha_{t=0} = 15\%$ , c'est-à-dire en-dehors du plateau de la carte d'équilibre. Ainsi, il n'y a pas de différence quant au taux de convergence entre le cas avec gain adaptatif et le cas sans. On note un faible écart entre les valeurs finales des deux différents cas; la boucle de contrôle converge vers  $\alpha = 32\%$  dans le cas avec gain adaptatif, et vers  $35\%$  avec gain constant. On considère que cette différence n'est pas significative et provient d'une répétabilité imparfaite de l'expérience. Sur le cas de la figure 4-11(b), l'algorithme démarre depuis le plateau de la carte statique, soit  $\alpha_{t=0} = 50\%$ , soit  $\alpha_{t=0} = 65\%$ . La différence de taux de convergence est dans ce cas significative, puisque le régulateur à logique floue augmente le gain de la boucle quand celui-ci reste constant dans le cas de l'algorithme classique. Cela permet d'aboutir à un temps de convergence quasiment identique que ce soit dans le cas d'une augmentation ou d'une diminution du rapport cyclique. Pour conclure sur la construction de l'algorithme de contrôle du rapport cyclique et fixer les idées, la figure 4-12 présente le schéma-bloc du *slope seeking* appliqué dans notre cas en intégrant le gain adaptatif.



**Fig. 4-12** – Schéma-bloc du *slope seeking* avec gain adaptatif.

La variable de commande du système est le rapport cyclique  $\alpha$ , la variable de sortie étant la distance au recollement, notée  $\Delta$ , et définie précédemment. L'estimation du gradient local se fait classiquement par modulation-démodulation. Le réglage du gradient de référence est fait de telle sorte que l'écoulement est tout juste recollé sur l'ensemble du volet. Pour un braquage  $\delta = 20^\circ$  et une vitesse

amont de  $24,5 \text{ m.s}^{-1}$ , cela équivaut à un rapport cyclique d'environ 35% (déterminé au chapitre 3) lorsque le coefficient de quantité de mouvement en régime continu (i.e.  $\alpha = 100\%$ ) est de 3%. La modification principale concerne le gain de la boucle, gain qui est adapté par un régulateur à logique floue en fonction de la valeur du gradient translaté  $\xi + \xi_{ref}$ . Le régulateur augmente le gain lorsque le gradient translaté est positif, i.e. lorsque le gradient local  $\xi$  est faible, ce qui est le cas sur le plateau de la carte statique, afin d'obtenir le même taux de convergence de l'algorithme quelle que soit la direction de l'optimisation<sup>5</sup>.

### 4.3.2 Adaptation du rapport cyclique lors d'une variation de l'angle de braquage

La figure 4-13 présente l'évolution de l'angle de braquage  $\delta$  et du rapport cyclique  $\alpha$  lorsque celui-ci est contrôlé soit par *slope seeking* avec un gain constant, soit par *slope seeking* avec gain adaptatif. Une augmentation et une diminution du braquage sont successivement imposées au système. Elles supposent une variation de la vitesse de l'écoulement amont ; la vitesse n'est pas acquise en temps-réel mais on note qu'elle varie d'environ  $6 \text{ m.s}^{-1}$  entre  $20$  et  $35^\circ$ , sachant que la soufflerie est réglée pour avoir  $24,5 \text{ m.s}^{-1}$  à  $\delta = 20^\circ$ . Le taux de braquage du volet est de  $2^\circ/\text{s}$ , que ce soit en montée ou en descente. L'algorithme classique et l'algorithme modifié du *slope seeking* montrent les mêmes propriétés de convergence lorsqu'il s'agit du recollement de l'écoulement pour  $\delta = 20^\circ$  et de l'augmentation de l'angle de braquage jusqu'à  $35^\circ$ . L'avantage du gain adaptatif est mis en évidence lors de la diminution de l'angle de braquage ; en effet, dans le cas d'un gain constant, l'algorithme est en retard quant au suivi de l'angle de braquage, tandis qu'il suit cette diminution sans retard dans le cas d'un gain adaptatif. On constate donc que, par l'ajout d'un gain adaptatif, on a amélioré les performances de l'algorithme lors d'une diminution du rapport cyclique, c'est-à-dire lorsque l'on cherche à diminuer la quantité de mouvement injectée au fluide tout en maintenant l'écoulement attaché.

Lors de la phase d'augmentation de l'angle de braquage, on constate que l'algorithme suit mais avec un temps de retard. Pour comprendre d'où vient ce retard, on trace sur la figure 4-14 l'évolution temporelle de la distance  $\Delta_{0,9}$  (sortie du système) lors de l'aller-retour du braquage  $\delta$  de la figure 4-13, le rapport cyclique étant contrôlé par le *slope seeking*, soit avec gain adaptatif, soit sans. Cette distance est représentée de façon brute et, pour plus de clarté, lissée par un filtre de Savitsky-Golay (lissage *a posteriori* sans retard). La boucle fermée est enclenchée à  $t = 5 \text{ s}$ .

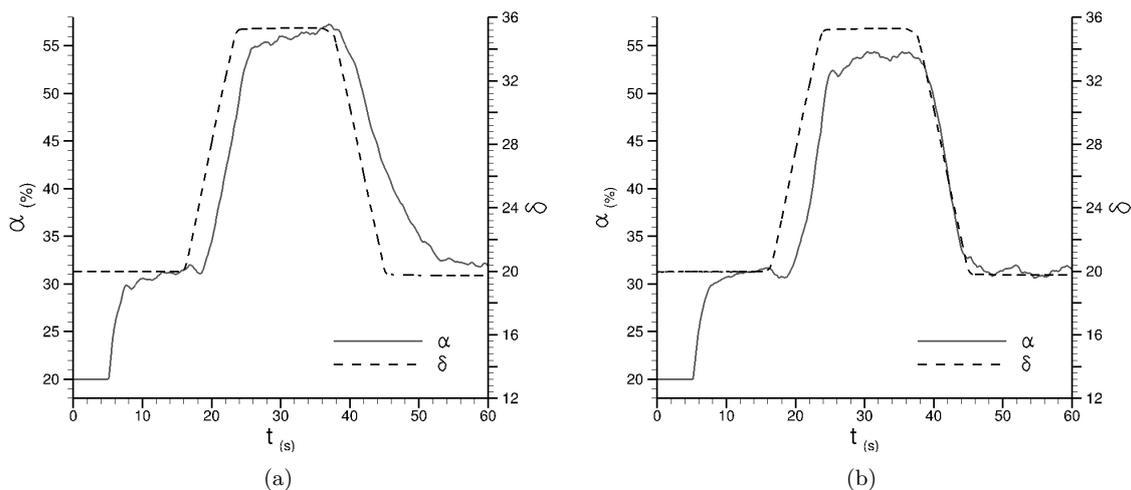
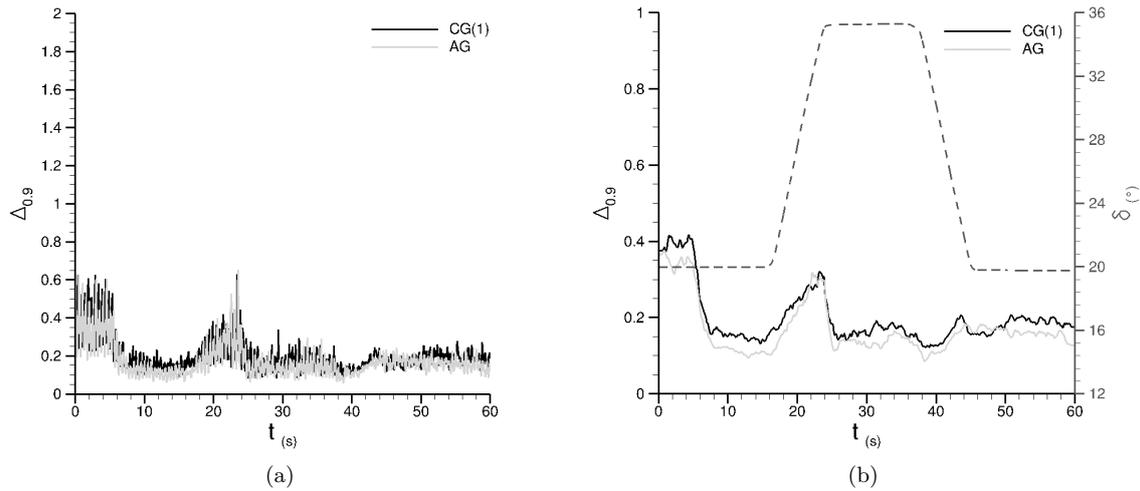


Fig. 4-13 – Évolution temporelle de l'angle de braquage  $\delta$  et du rapport cyclique  $\alpha$ , ce dernier étant contrôlé par *slope seeking* avec (a) gain constant ou (b) gain adaptatif ( $\delta = 20 \rightarrow 35 \rightarrow 20^\circ$ ;  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $f_{exc} = 2 \text{ Hz}$ ;  $a_{exc} = 10\%$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).

5. Augmentation ou diminution de  $\alpha$  selon le cas de contrôle

La distance  $\Delta_{0,9}$  commence logiquement par diminuer à partir de  $t = 5$  s, comme c'était le cas sur la figure 4-9 (où toutefois le point de départ était fixé à  $\alpha_{t=0} = 15\%$  contre  $\alpha_{t=0} = 20\%$  dans le cas présent). Lorsque l'angle de braquage commence à augmenter à  $t = 16$  s, l'algorithme ne réagit pas immédiatement et on note une augmentation de la distance  $\Delta_{0,9}$ ; toutefois elle diminue avant d'atteindre son niveau initial (avant le démarrage de l'algorithme pour  $t < 5$  s) grâce à l'augmentation du rapport cyclique opéré par la boucle fermée. Cette augmentation n'est pas assez rapide pour maintenir l'écoulement complètement attaché durant le braquage du volet. L'algorithme permet toutefois de le recoller entièrement puisque la distance  $\Delta_{0,9}$  revient à son minimum à  $t = 25$  s, l'angle de braquage se stabilisant à  $35^\circ$  à  $t = 24$  s, soit 1 seconde de retard en bout de course.



**Fig. 4-14 – Évolution temporelle de la distance  $\Delta_{0,9}$  sur le cas de contrôle du rapport cyclique  $\alpha$  par *slope seeking* intégrant un gain constant ou un gain adaptatif. La distance est représentée de façon (a) brute ou (b) lissée par un filtre de Savitsky-Golay; l'évolution temporelle du braquage est ajoutée; notez le changement d'échelle sur  $\Delta_{0,9}$  entre (a) et (b) ( $\delta = 20 \rightarrow 35 \rightarrow 20^\circ$ ;  $U_\infty = 24,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $f_{act} = 30 \text{ Hz}$ ;  $f_{exc} = 2 \text{ Hz}$ ;  $a_{exc} = 10\%$ ;  $P_f = 7 \text{ bar}$ ).**

Lorsque l'angle de braquage diminue de  $35$  à  $20^\circ$ , la distance  $\Delta_{0,9}$  reste à sa valeur minimale, ce qui signifie que l'écoulement est bien maintenu attaché malgré la diminution du coefficient de quantité de mouvement (par la diminution du rapport cyclique  $\alpha$ ). L'algorithme est donc en mesure de réduire le rapport cyclique tout en garantissant que l'écoulement reste attaché sur le volet.

#### 4.4 Conclusion : adaptation du $\langle c_\mu \rangle$ lors d'un braquage progressif du volet

Ce chapitre a présenté la synthèse et les résultats expérimentaux du contrôle en boucle fermée du décollement qui se produit sur le volet lors de son braquage. L'objectif consiste à adapter le coefficient de quantité de mouvement afin qu'il soit tout juste suffisant pour maintenir l'écoulement attaché sur le volet, et ce quel que soit son angle de braquage. Pour réaliser cet objectif, les résultats du chapitre 3 ont d'abord été utilisés pour définir l'entrée et la sortie du système que l'on contrôle ensuite en boucle fermée.

Le rapport cyclique du forçage pulsé a été choisi comme entrée ou commande du système car il est directement lié au coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  (via la relation (2-10) et dans le cas du circuit 1 d'alimentation en air comprimé) et agit sur la taille du décollement assez rapidement pour pouvoir envisager un contrôle en boucle fermée. La taille du décollement, qui constitue la grandeur à contrôler, est déterminée par le calcul en ligne de la série de coefficients de corrélation estimés entre les 12 couples de films chauds adjacents. La distance, notée  $\Delta$ , entre cette série de coefficients et une série de référence où tous les coefficients sont égaux à 0,9 est calculée afin de caractériser l'écart entre l'état courant de l'écoulement et le recollement complet. Le comportement entrée-sortie du système est dès lors défini par la fonction  $\Delta = f_\delta(\alpha)$ ; elle exhibe un plateau ou saturation qui se développe à partir d'un rapport cyclique dépendant du braquage du volet  $\delta$  (et de la vitesse de l'écoulement amont). Une réduction du nombre de capteurs n'a pas été étudiée mais ne devrait pas poser de problème.

Le comportement entrée-sortie du système nous a incité à choisir un algorithme de contrôle adaptatif de type *slope seeking*, l'estimation du gradient de la réponse quasi-statique étant réalisée par modulation-démodulation. Le contrôle par *slope seeking* a effectivement montré qu'il était capable d'adapter le rapport cyclique de sorte qu'il soit toujours minimal tout en garantissant une valeur minimale pour la distance  $\Delta$ , et ce quel que soit l'angle de braquage du volet. À l'inverse, l'*extremum seeking* n'était pas en mesure de remplir pleinement cet objectif, à cause de l'existence d'un plateau sur la carte statique. La méthode d'estimation du gradient induit indéniablement une oscillation sur la sortie du système, mais cette oscillation est très largement atténuée une fois que l'algorithme a convergé, du fait de la présence du plateau. Le signal de perturbation est lui toujours superposé à la commande afin de continuer à estimer le gradient et ainsi permettre à l'algorithme de redémarrer lors d'un changement de braquage ou de vitesse amont.

Une amélioration de l'algorithme du *slope seeking* a été proposée sous la forme d'un gain adaptatif qui permet de compenser le manque de gradient lorsque l'algorithme se trouve sur le plateau de la carte statique. Plus précisément, le gain de la boucle est adapté par un régulateur à logique floue de sorte qu'il augmente dans la zone de la carte statique où le gradient est faible. Cet ajout permet de réduire le temps de convergence de l'algorithme lors d'une diminution de l'angle de braquage du volet, c'est-à-dire lorsque le rapport cyclique  $\alpha$  doit être réduit pour diminuer la quantité de mouvement injectée au fluide, tout en maintenant l'écoulement attaché. L'inconvénient principal de la méthode de contrôle exposée tient dans le fait qu'elle nécessite le réglage du régulateur à logique floue, tant au niveau du gradient estimé que du gain de la boucle.

L'adaptation du coefficient de quantité de mouvement (via le rapport cyclique) a été réalisée avec une fréquence de forçage constante, car son effet sur le décollement n'a pas de commune mesure avec celui du coefficient de quantité de mouvement. Par contre, lorsque ce dernier n'est plus assez important pour parvenir au recollement de l'écoulement sur un cas post-décrochage, la fréquence de forçage joue un rôle qui devient prédominant. Il devient alors intéressant de la contrôler, comme on va le voir dans le chapitre suivant.

## Chapitre 5

# Contrôle en boucle fermée de la fréquence de forçage en condition post-décrochage

### 5.1 Fréquence de forçage optimale pour l'écoulement post-décrochage

Dans cette section, après une brève description de l'écoulement pour des angles de braquage élevés (typiquement  $\delta = 37^\circ$ ), on cherche à savoir s'il existe une ou des fréquences de forçage qui permettent, sans forcément aboutir au recollement, de maximiser la portance de la maquette. Dans ce chapitre, le coefficient de quantité de mouvement est constant et fixé par le débit massique d'alimentation, constant lui aussi et égal à  $q_f$ . C'est donc le circuit 2 d'alimentation en air comprimé qui est utilisé (voir la figure 2-4).

#### 5.1.1 Description de l'écoulement à fort angle de braquage

La figure 5-1 propose une visualisation de l'écoulement post-décrochage pour un angle de braquage du volet de  $37^\circ$ . La vitesse de l'écoulement est réduite à  $20 \text{ m.s}^{-1}$  pour permettre une meilleure visualisation. La visualisation à  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$  est moins nette et n'est pas présentée ici mais révèle la même topologie d'écoulement.



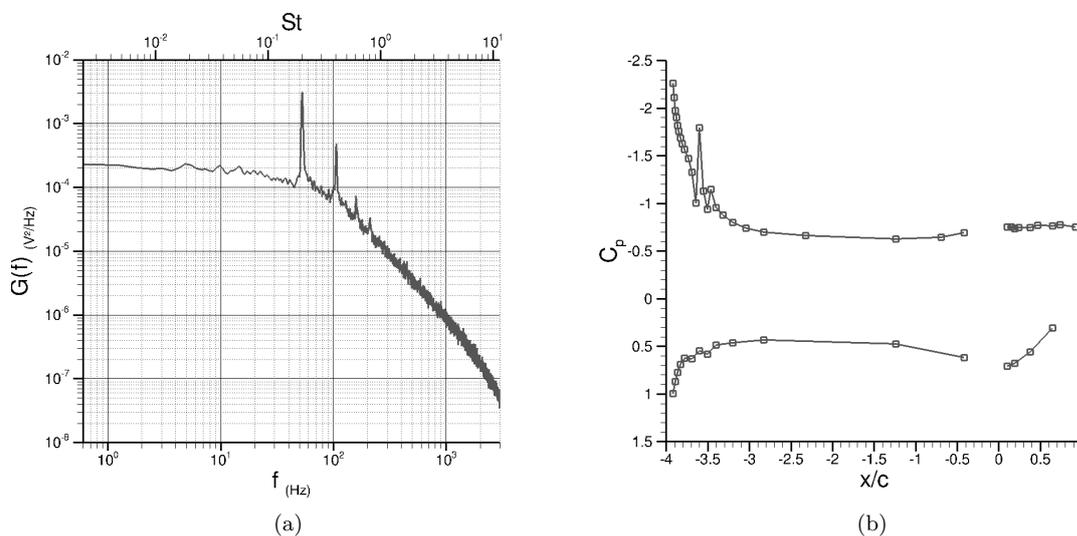
Fig. 5-1 – Visualisation de l'écoulement entièrement décollé à  $\delta = 37^\circ$  et  $U_\infty = 20 \text{ m.s}^{-1}$ .

Étant donné le fort angle de braquage (angle maximum de braquage réalisable avec cette maquette), l'écoulement est entièrement décollé avec une zone de recirculation qui couvre l'ensemble du volet. On distingue l'enroulement tourbillonnaire de la couche de mélange qui se développe à partir du bord

d'attaque du volet. On discerne également la formation d'un tourbillon depuis le bord de fuite du volet, tourbillon qui indique le développement d'une allée de Von Kármán dans le sillage (aussi appelée *vortex shedding* dans la suite). La densité spectrale de puissance des fluctuations de vitesse mesurées dans le sillage est tracée figure 5-2(a). On distingue nettement un pic à 53 Hz, ce qui correspond à un nombre de Strouhal  $St = 0,2$  confirmant ainsi le développement de l'allée tourbillonnaire. Les pics suivants sont les harmoniques. La fréquence du lâcher tourbillonnaire naturel est notée  $f_{shed}^0$ . Étant donné que la vitesse infinie amont  $U_\infty$  est fixée (sauf indication contraire), elle dépend uniquement de l'angle de braquage  $\delta$  du volet selon la relation

$$f_{shed}^0 = 0,2 \frac{U_\infty}{c \sin(\delta)}, \quad (5-1)$$

où  $c$  est la longueur de corde du volet. Pour  $\delta = 37^\circ$ , la fréquence  $f_{shed}^0$  vaut donc 53 Hz, comme observé sur le spectre de la figure 5-2(a). La figure 5-2(b) présente la distribution du coefficient de pression  $C_p$  sur l'ensemble de la maquette pour la même vitesse d'écoulement, i.e.  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ , et un angle de braquage  $\delta = 35^\circ$ .



**Fig. 5-2** – (a) Densité spectrale de puissance du signal de vitesse mesurée dans le sillage pour  $\delta = 37^\circ$  et  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ; (b) distribution du coefficient de pression  $C_p$  sur la maquette pour  $\delta = 35^\circ$  et  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ .

Le plateau de  $C_p$  qui s'étend continûment de  $x/c = 0$  à  $x/c = 1$ , c'est-à-dire sur tout le volet, confirme que l'écoulement est entièrement décollé à partir du bord de fuite de la plaque plane. Le pic de  $C_p$  à  $x/c = -3,5$  est dû à la présence de la bande de transition sur la plaque plane. Les distributions de  $C_p$  pour les angles de braquage supérieurs à  $35^\circ$  révèlent la même topologie d'écoulement.

### 5.1.2 Effet de fréquence de forçage sur la portance du profil

La brève description menée dans le paragraphe précédent a révélé que l'écoulement à  $\delta = 37^\circ$  est entièrement décollé et caractérisé dans son sillage par une fréquence particulière, identifiée comme étant la fréquence  $f_{shed}^0$  du lâcher tourbillonnaire de Von Kármán. Dans ce paragraphe, l'idée consiste à exciter l'écoulement avec différentes fréquences de forçage, dont celle correspondant à  $f_{shed}^0$ , afin de voir si la distribution de coefficient de pression est impactée. Ainsi, la figure 5-3 présente la distribution de  $C_p$  sur l'ensemble de la maquette pour 5 fréquences d'actionnement  $f_{act} = \{35 - 40 - 53 - 65 - 70\}$  Hz et un débit d'alimentation  $q_f = 10 \text{ g.s}^{-1}$ . L'essai étant réalisé à  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ , les fréquences de forçage et le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique sont respectivement  $f^+ = \{0,22 - 0,26 - 0,34 - 0,38 - 0,45\}$  et  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ .

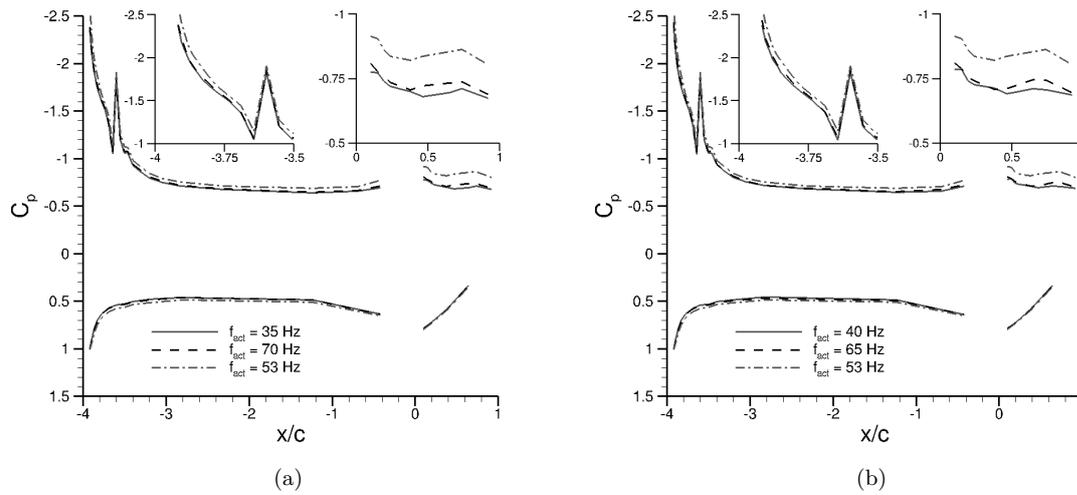


Fig. 5-3 – Distribution du coefficient de pression  $C_p$  pour différentes fréquences de commande des actionneurs  $f_{act}$  ( $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ;  $\delta = 37^\circ$ ).

Le niveau du coefficient de pression est globalement plus élevé à la fois sur la plaque plane et sur le volet dans le cas où  $f_{act} = 53 \text{ Hz}$ , c'est-à-dire lorsque la fréquence d'actionnement est égale à la fréquence du lâcher tourbillonnaire  $f_{shed}^0$ . Il apparaît donc que la portance augmente lorsque  $f_{act} = 53 \text{ Hz}$ . Dans le même temps,  $\langle c_\mu \rangle$  est resté constant. Néanmoins, le forçage ne permet pas de recoller l'écoulement puisque le plateau de  $C_p$  mis en évidence dans le paragraphe précédent sur un cas sans contrôle, même décalé vers le haut, est toujours présent de  $x/c \simeq 0,25$  à  $x/c = 1$ .

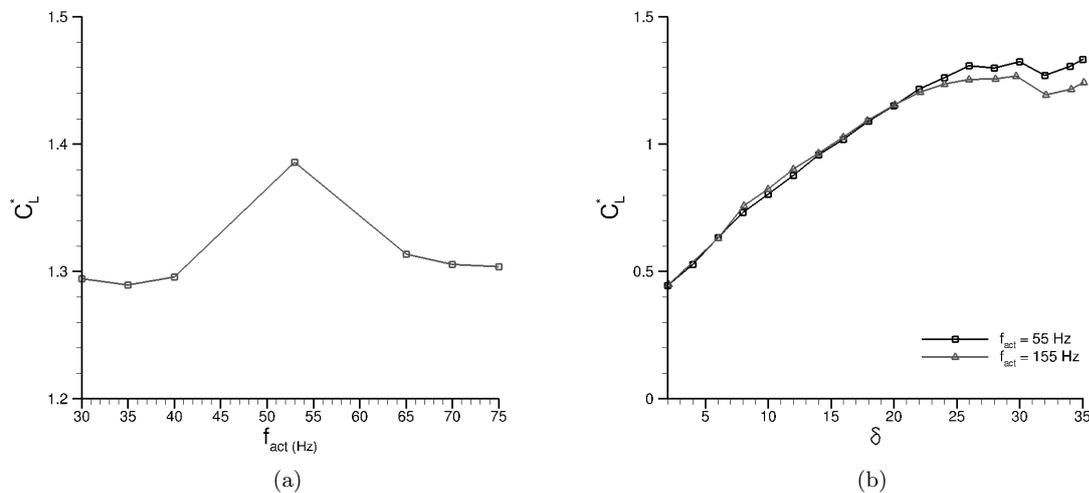


Fig. 5-4 – Évolution du coefficient de portance estimé  $C_L^*$  (a) en fonction de la fréquence de commande des actionneurs  $f_{act}$  à  $\delta = 37^\circ$  et (b) en fonction du braquage  $\delta$  pour différentes fréquences de commande des actionneurs  $f_{act}$  ( $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ).

En effet, il apparaît que seul le bord d'attaque du volet (i.e. de  $x/c = 0$  à  $x/c \simeq 0,25$ ) est impacté par le jet. Ainsi, la portance du modèle augmente sans que l'écoulement ne soit entièrement recollé. La figure 5-4 propose une synthèse des résultats précédemment présentés. On retrouve l'évolution du coefficient de portance estimé  $C_L^*$  (calculé à partir de la relation (3-2)) en fonction de la fréquence des actionneurs  $f_{act}$  pour un braquage fixe de  $37^\circ$ . La figure 5-4(b) présente l'évolution du coefficient de portance mais en fonction du braquage  $\delta$  pour deux fréquences  $f_{act}$  différentes, à savoir  $55 \text{ Hz}$ , qui est très proche de la fréquence de forçage optimale déterminée précédemment ( $53 \text{ Hz}$ ), et  $155 \text{ Hz}$ . Tout

d'abord, la fréquence de forçage à 53 Hz permet effectivement, sur la gamme de fréquences testées, de maximiser le coefficient de portance pour un  $\langle c_\mu \rangle$  constant qui n'est pas suffisant pour recoller l'écoulement. D'autre part, les deux courbes de portance  $C_L^* = f(\delta)$  sont confondues jusqu'à environ  $\delta = 25^\circ$ . Pour les braquages supérieurs, la portance est plus grande lorsque la fréquence de forçage se rapproche de celle du *vortex shedding*, sans pour autant que le décrochage ne soit retardé dans un cas par rapport à l'autre ( $30^\circ$  dans les deux cas). L'adaptation de la fréquence de forçage n'a donc pas d'incidence directe sur le décollement mais permet d'augmenter la portance post-décolchage. Il est donc possible d'augmenter la portance de la maquette en adaptant  $f^+$  à  $\text{iso-}\langle c_\mu \rangle$ . La fréquence de forçage qui correspond effectivement à une augmentation de portance est égale à la fréquence du lâcher tourbillonnaire  $f_{shed}^0$ . Cette dernière dépendant de l'angle de braquage du volet et de la vitesse amont, il est nécessaire d'adapter en boucle fermée  $f^+$  afin de garantir une portance maximale quelles que soient les conditions d'essai. Les mesures de pression par *Scanivalves* (voir chapitre 2) ne permettent pas d'estimer le coefficient de portance  $C_L^*$  assez rapidement pour qu'il soit utilisé comme variable d'entrée de la boucle. On cherche donc à utiliser la tension d'un film chaud.

### 5.1.3 Effet de fréquence de forçage sur le frottement au bord de fuite

La figure 5-5 présente les résultats de balayages en fréquence de forçage  $f^+$ .

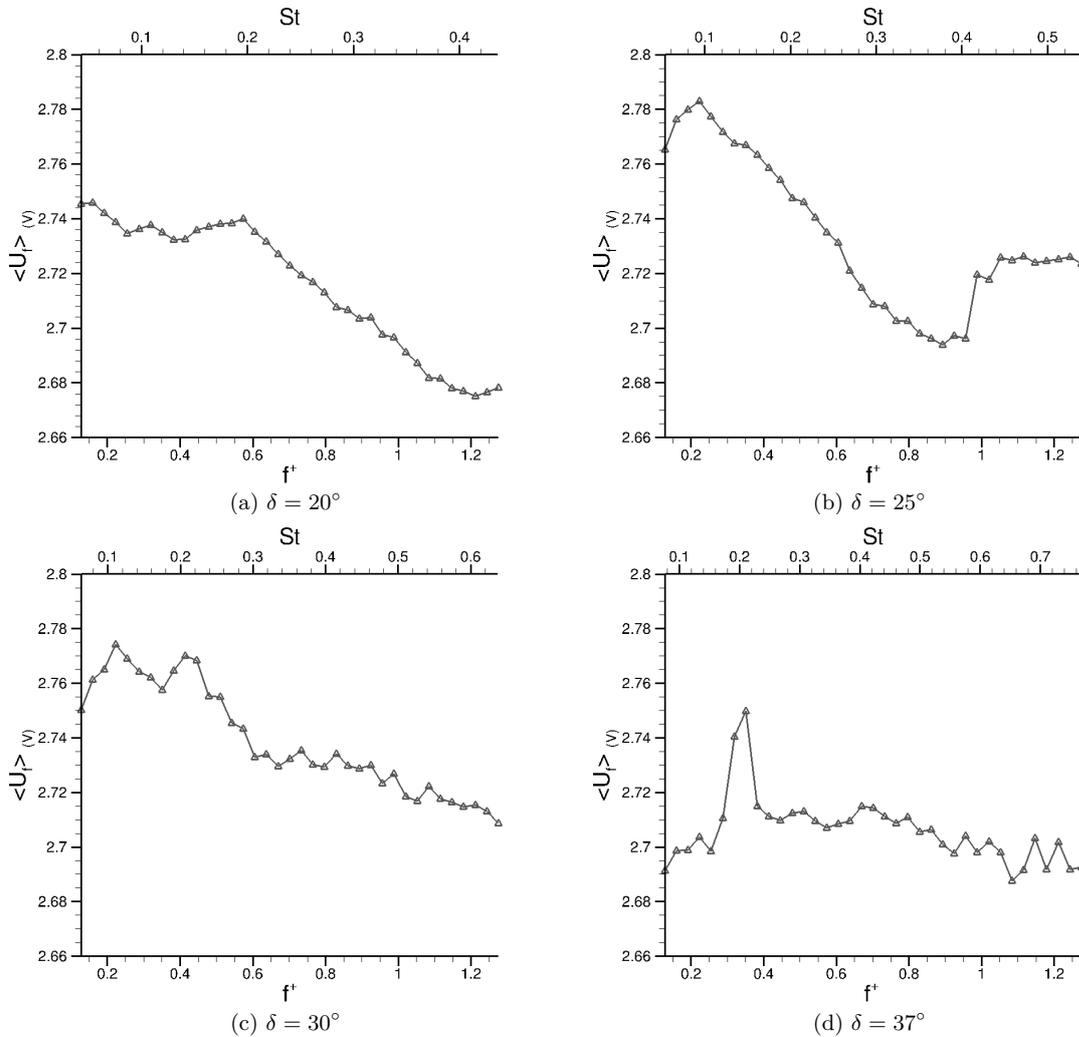
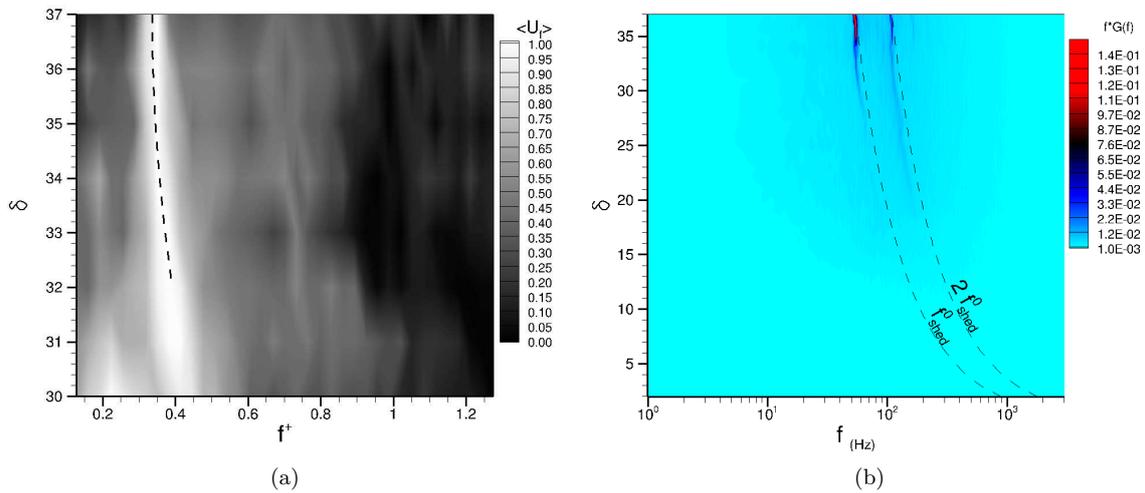


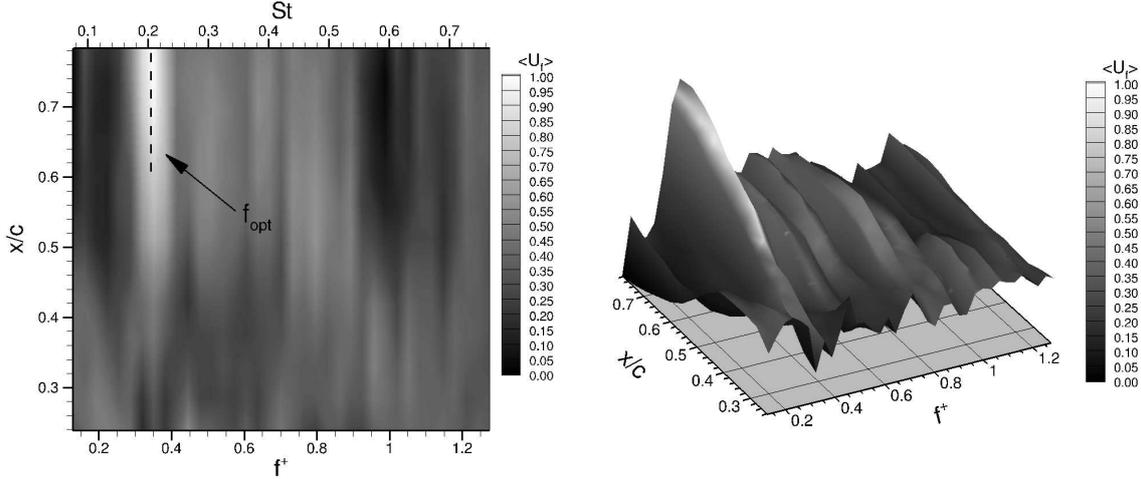
Fig. 5-5 – Valeur moyenne (dimensionnée en volts)  $\langle U_f \rangle$  de la tension du film chaud  $x/c = 0,784$  (bord de fuite) en fonction de la fréquence de forçage  $f^+$  pour un braquage du volet de (a)  $20^\circ$ , (b)  $25^\circ$ , (c)  $30^\circ$  et (d)  $37^\circ$  ( $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ).

Ils sont réalisés aux angles de braquage  $\delta = \{20 - 25 - 30 - 37\}^\circ$ . La fréquence  $f_{act}$  de départ est de 20 Hz, soit  $f_0^+ = 0,13$ . Cette fréquence ne peut être réduite davantage sans provoquer le désamorçage du col sonique. La fréquence finale du balayage est de 200 Hz, soit  $f_\infty^+ = 1,28$ . Pour chaque fréquence d'actionnement testée (de 20 à 200 Hz par pas de 5 Hz), la valeur moyenne de la tension  $\langle U_f \rangle$  est calculée sur 5 s pour le signal du film chaud du bord de fuite  $x/c = 0,784$ . La valeur moyenne  $\langle U_f \rangle$  est laissée en *Volts* et est représentée figure 5-5 pour quatre angles de braquage différents. Un pic de  $\langle U_f \rangle$  se dessine très nettement à  $f^+ = 0,35$  ( $f_{act} = 55$  Hz) pour un fort angle de braquage  $\delta = 37^\circ$ . Ce pic coïncide avec un forçage à  $St = 0,2$ , c'est-à-dire qu'il correspond bien à la fréquence de forçage optimale envisagée précédemment (maximisant la portance). Ce pic constitue un maximum global pour  $\langle U_f \rangle$  lorsque  $\delta = 37^\circ$ , ce qui n'est pas le cas pour les autres angles de braquage présentés, où l'on note plutôt une sensibilité à la fréquence  $St = 0,1$ , caractéristique du sillage aux braquages modérés (voir *écoulement post-décrochage* à la section 3.1.3). La sensibilité à la fréquence  $St = 0,2$  apparaît donc pour les angles de braquage élevés, comme on peut s'en convaincre avec la représentation de la figure 5-6(a), où se trouve tracée la valeur moyenne adimensionnée  $\langle U_f \rangle$  de la tension (entre son minimum et son maximum) du film chaud  $x/c = 0,784$  en fonction de la fréquence de forçage  $f^+$  (même balayage que précédemment) et de l'angle de braquage  $\delta$ . Pour les angles  $\delta = 30^\circ$  et  $\delta = 31^\circ$ , deux pics de  $\langle U_f \rangle$  sont encore présents. Par contre, pour  $\delta \geq 32^\circ$ , un seul pic se dégage, pic qui atteste de la sensibilité de l'écoulement au forçage à  $St = 0,2$  pour les angles de braquage élevés.



**Fig. 5-6** – (a) Valeur moyenne adimensionnée  $\langle U_f \rangle$  de la tension du film chaud  $x/c = 0,784$  en fonction de  $f^+$  et  $\delta$ , à  $(c_\mu) = 0,8\%$ ; (b) densité spectrale de puissance pondérée  $fG(f)$  des fluctuations de vitesse longitudinale dans le sillage en fonction du braquage  $\delta$  sans contrôle ( $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ).

La figure 5-6(b) présente la densité spectrale de puissance  $fG(f)$  des fluctuations de vitesse longitudinale mesurées dans le sillage de la maquette pour différents angles de braquage. Le pic de fréquence correspondant au *vortex shedding* apparaît nettement pour les braquages supérieurs à  $31^\circ$ . Ainsi, le domaine de sensibilité de l'écoulement à la fréquence de forçage est corrélé à l'apparition naturelle du *vortex shedding* dans l'écoulement non contrôlé. Par ailleurs, l'apparition du *vortex shedding* n'est pas détectée par tous les films chauds. En effet, la figure 3-6, qui présentait les densités spectrales de fluctuations de frottement mesurées sur le volet à différents braquages, montre que seuls les films chauds proches du bord de fuite sont en mesure de détecter l'apparition du *vortex shedding*. Dans le même ordre d'idée, la figure 5-7 présente, pour  $\delta = 37^\circ$ , la valeur moyenne adimensionnée  $\langle U_f \rangle$  de la tension des 13 films chauds en fonction de la fréquence de forçage  $f^+$ . La représentation est proposée selon deux angles de vue différents, à plat et en relief. On constate que la sensibilité en fréquence est marquée au bord de fuite du volet, c'est-à-dire pour  $x/c \geq 0,6$ . En effet, le pic de  $\langle U_f \rangle$  se dégage à mesure que l'on s'éloigne du bord d'attaque. La trace laissée par le *vortex shedding* sur le volet est donc plus marquée au niveau du bord de fuite, au moins en ce qui concerne les fluctuations de frottement.



**Fig. 5-7** – Valeur moyenne adimensionnée  $\langle U_f \rangle$  de la tension film chaud en fonction de  $f^+$  et  $x/c$  ( $\delta = 37^\circ$ ;  $(c_\mu) = 0,8\%$ ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ). La carte équivalente en valeur rms est reportée en annexe (figure 0-28).

En résumé, il est donc possible, lorsque  $\delta$  devient suffisamment grand, de maximiser la portance du profil en forçant l'écoulement à la fréquence du *vortex shedding*  $f_{shed}$ , i.e.  $St = 0,2$ . Par ailleurs, le forçage à cette fréquence est nettement marqué par un maximum global de  $\langle U_f \rangle$  sur le film chaud du bord de fuite du volet. Le choix d'un algorithme de contrôle de  $f^+$  en boucle fermée réalisant la recherche de l'extremum de  $\langle U_f \rangle$  apparaît donc naturel. Ce contrôle est effectif lorsque le volet est suffisamment braqué, i.e.  $\delta \geq 32^\circ$ . De plus, un seul film chaud suffit *a priori* pour réaliser le bouclage, à condition qu'il soit choisi proche du bord de fuite ( $x/c \geq 0,6$ ). Dans la suite, la valeur moyenne  $\langle U_f \rangle$  du signal du film chaud situé à  $x/c = 0,784$  est utilisée comme variable d'entrée de la boucle fermée. Un algorithme de type *extremum seeking* est utilisé pour maximiser la valeur  $\langle U_f \rangle$  en jouant sur la fréquence de forçage  $f^+$ , qui constitue donc la variable de sortie. Comme on va le voir dans la suite, l'algorithme de l'*extremum seeking* est mis en place sans qu'une description plus précise, voire une modélisation, de l'écoulement décollé soit nécessaire, ce qui constitue son principal avantage. En cela, l'*extremum seeking* est considéré comme étant une approche sans modèle.

## 5.2 Contrôle de la fréquence de forçage par un algorithme de type « recherche d'extremum » basé sur une estimation locale du gradient

L'algorithme de l'*extremum seeking* a déjà été largement décrit dans la partie bibliographique, en faisant référence à des auteurs comme Krstić & Wang<sup>63</sup> ou encore Becker *et al.*<sup>17</sup>. Cette partie s'attache plus particulièrement à décrire mathématiquement comment l'estimation du gradient de la carte d'équilibre est réalisée. Deux méthodes sont décrites et testées expérimentalement : la méthode classique de modulation-démodulation et la méthode utilisant un filtre de Kalman développée par Henning *et al.*<sup>49</sup>. La description mathématique qui est faite ne constitue absolument pas une démonstration de la convergence mais sert de base aux réglages de l'*extremum seeking* et également aux développements qui seront faits dans la section suivante concernant l'estimation de la courbure. On qualifiera de classique l'algorithme d'*extremum seeking* décrit par Krstić & Wang<sup>63</sup>.

### 5.2.1 Estimation du gradient local par modulation-démodulation

#### 5.2.1.1 Principe

L'estimation des dérivées successives d'une fonction par modulation-démodulation est présentée dans le cadre général par Nesić *et al.*<sup>76</sup>. Dans ce qui suit, cette estimation est présentée de façon plus

applicative. Le schéma-bloc de l'*extremum seeking* classique est présenté figure 5-8. Une carte statique  $f(\theta)$  exhibant un maximum global  $f(\theta^*)$  est choisie, sans perte de généralité.

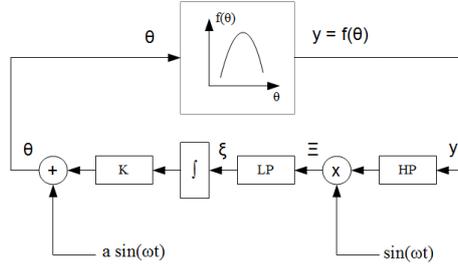


Fig. 5-8 – Schéma bloc de l'*extremum seeking*.

On considère la commande  $\theta_0$  à un instant quelconque  $t_0$  tel que  $\theta_0 \neq \theta^*$ . Une perturbation sinusoidale d'amplitude  $a$  et de pulsation  $\omega$  est ajoutée à  $\theta_0$  afin de former l'entrée du système  $\theta$  de telle sorte que

$$\theta = \theta_0 + a \sin(\omega t) . \quad (5-2)$$

Le développement limité à l'ordre 2 de la fonction  $f$  au voisinage de  $\theta_0$  s'écrit

$$f(\theta) = f(\theta_0) + \frac{df}{d\theta}(\theta_0)(\theta - \theta_0) + \frac{1}{2} \frac{d^2f}{d\theta^2}(\theta_0)(\theta - \theta_0)^2 + o(\theta - \theta_0)^2 . \quad (5-3)$$

A partir des équations (5-2) and (5-3), on obtient la sortie du système

$$y = f(\theta) = f_0 + a f'_0 \sin(\omega t) + \frac{a^2 f''_0}{2} \sin^2(\omega t) , \quad (5-4)$$

où  $f_0 = f(\theta_0)$ ,  $f'_0 = \frac{df}{d\theta}(\theta_0)$  et  $f''_0 = \frac{d^2f}{d\theta^2}(\theta_0)$  pour les première et seconde dérivées de  $f$  prises en  $\theta_0$ . Le filtre passe-haut, noté HP sur le schéma de la figure 5-8, permet de supprimer le terme constant du membre de droite de l'équation (5-4). Ainsi, seuls les termes fréquentiels subsistent de telle sorte que

$$\text{HP}[y] = a f'_0 \sin(\omega t) - \frac{a^2 f''_0}{4} \cos(2\omega t) . \quad (5-5)$$

La sortie du filtre passe-haut est ensuite démodulée afin d'en extraire le terme en  $f'$  (celui qui nous intéresse), c'est-à-dire que l'on multiplie l'équation (5-5) par  $\sin(\omega t)$  pour obtenir

$$\Xi = \sin(\omega t) \cdot \text{HP}[y] = \frac{a f'_0}{2} - \frac{a f'_0}{2} \cos(2\omega t) - \frac{a^2 f''_0}{4} \cos(2\omega t) \sin(\omega t) .$$

Donc

$$\Xi = \frac{a f'_0}{2} - \frac{a f'_0}{2} \cos(2\omega t) - \frac{a^2 f''_0}{8} (\sin(3\omega t) - \sin(\omega t)) . \quad (5-6)$$

Le filtre passe-bas, noté LP sur le schéma de la figure 5-8 supprime les termes fréquentiels de l'équation (5-6) ce qui permet d'obtenir une estimation du gradient local  $f'_0$  de la carte d'équilibre sous la forme

$$\xi = \text{LP}[\Xi] = \frac{a f'_0}{2} . \quad (5-7)$$

L'estimation  $\xi^1$  contient notamment le signe du gradient local  $f'_0$ ; on l'additionne à la commande initiale et, de cette manière, l'algorithme converge de proche en proche vers l'extremum de la carte

1. Krstić & Wang<sup>63</sup> obtiennent  $\xi = \frac{a^2 f'_0}{2}$  car la démodulation est effectuée avec  $a \sin(\omega t)$  dans leur cas.

statique. Les développements précédents permettent de régler la fréquence de coupure des deux filtres passe-haut et passe-bas utilisés dans l'algorithme. En effet, on a vu que la coupure doit être fixée à  $\omega$ . En pratique, un compromis doit être fait entre le choix de la fréquence de coupure et l'ordre du filtre. Ici, on choisit des filtres de Bessel d'ordre 2 avec une fréquence de coupure égale à  $\omega$  pour le passe-haut et égale à  $\omega/2$  pour le passe-bas. On peut citer l'exemple de Becker *et al.*<sup>17</sup> qui choisissent des filtres d'ordre 1, mais, puisque l'atténuation est moins forte en-dehors de la bande passante, avec une fréquence de coupure plus haute (respectivement plus basse) pour le filtre passe-haut (respectivement passe-bas). L'algorithme est implémenté sur la cible temps-réel présentée dans le chapitre 2. La boucle de contrôle utilise un filtre passe-bas qui moyenne le signal du film chaud de bord de fuite afin de fournir la réponse quasi-statique du système. Dans le schéma de la figure 5-8, ce filtre est implicitement compris dans le bloc  $y = f(\theta)$ . Sa fréquence de coupure est choisie à  $10\omega$  afin de conserver dans le signal les composantes nécessaires à l'estimation du gradient tout en supprimant le contenu haute-fréquence. Ce filtre est dit filtre moyenneur. A partir de maintenant, les résultats présentés concernant l'emploi de l'*extremum seeking* sont issus de données acquises expérimentalement (et non à partir de simulations).

### 5.2.1.2 Choix des paramètres

L'algorithme d'*extremum seeking* utilise un signal de perturbation défini par les paramètres  $a$  et  $\omega$ . Dans la suite, on les note respectivement  $a_{exc}$  et  $f_{exc} = \omega/2\pi$ . Il faut choisir ces deux paramètres. Pour ce faire,  $f_{exc}$  est fixé dans un premier temps arbitrairement à 0,5 Hz.

#### Réglage pour $f_{exc} = 0,5$ Hz

L'un des points clés dans le fonctionnement de l'algorithme réside dans la synchronisation des signaux HP[ $y$ ] et  $\sin(\omega t)$ , synchronisation qui apparaît implicitement dans la démonstration de la section 5.2.1.1 au niveau de la démodulation. Pour se convaincre de l'importance de celle-ci dans l'estimation du gradient, on fait varier le décalage temporel, noté  $\Delta t$ , entre ces deux signaux. Le résultat  $\xi$  de la démodulation (après filtrage en passe-bas) est tracé en fonction de  $\Delta t$  sur la figure 5-9. La valeur  $\xi$  est une moyenne sur 40 s de signal acquis à 10 kHz. Pour le moment, les paramètres du signal de perturbation sont choisis arbitrairement à  $a_{exc} = 10$  Hz et  $f_{exc} = 0,5$  Hz. Les conditions de l'expérience sont  $\delta = 37^\circ$ ,  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  et  $U_\infty = 34,5$  m.s<sup>-1</sup>. Comme on s'y attendait, la valeur de  $\xi$  dépend directement du déphasage entre HP[ $y$ ] et  $\sin(\omega t)$  avec même un changement de signe pour certaines valeurs de  $\Delta t$ . La valeur maximale de  $\xi$  est atteinte pour  $\Delta t = -200$  ms, c'est-à-dire que l'on doit retarder HP[ $y$ ] de 200 ms par rapport à  $\sin(\omega t)$  afin de palier le retard du système, ainsi que le retard et l'avance de phase induits respectivement par le filtre moyenneur et le passe-haut et ainsi garantir la synchronisation des deux signaux lors de la démodulation.

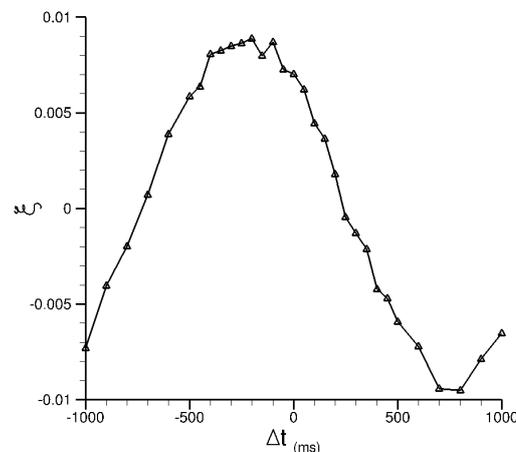


Fig. 5-9 – Valeurs de  $\xi$  en fonction du décalage temporel  $\Delta t$  entre les signaux HP[ $y$ ] et  $\sin(\omega t)$  ( $a_{exc} = 10$  Hz ;  $f_{exc} = 0,5$  Hz ;  $\delta = 37^\circ$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  ;  $U_\infty = 34,5$  m.s<sup>-1</sup>).

Si l'on considère un déphasage  $\phi$  dû au retard du système et aux déphasages du filtre passe-bas moyennneur et du passe-haut, on a, à partir de l'équation (5-5),

$$\text{HP}[y] = af'_0 \sin(\omega t + \phi) - \frac{a^2 f''_0}{4} \cos(2(\omega t + \phi)) .$$

Le résultat de la démodulation est donc

$$\Xi = \frac{af'_0}{2} \cos(\phi) - \frac{af'_0}{2} \cos(2\omega t + \phi) - \frac{a^2 f''_0}{8} (\sin(3\omega t + 2\phi) - \sin(\omega t + 2\phi)),$$

ce qui permet d'obtenir

$$\xi = \frac{af'_0}{2} \cos(\phi) . \quad (5-8)$$

L'estimation du gradient est donc modulée par  $\cos(\phi)$ . On le vérifie sur le tracé de la figure 5-10 où les valeurs de  $\xi$  de la figure 5-9 se superposent à la courbe  $\cos(\phi)$  une fois qu'elles sont redimensionnées entre  $-1$  et  $1$  en fonction de  $\phi = 2\pi f_{exc} \Delta t$ , la valeur du déphasage étant recalée en 0. Une méthode pour s'affranchir de ce déphasage est proposée par Deschênes<sup>37</sup> et consiste à réaliser une deuxième démodulation en parallèle de la première, mais en multipliant cette fois-ci  $\text{HP}[y]$  par  $\cos(\omega t)$ .

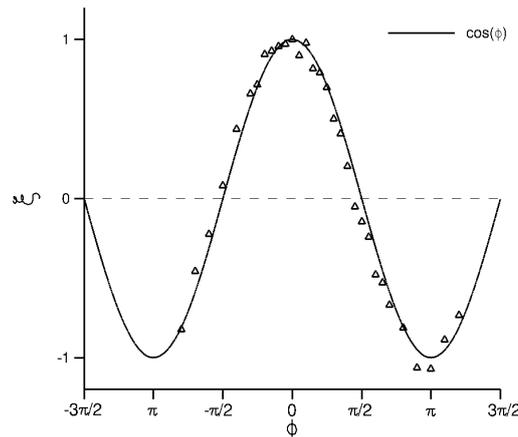


Fig. 5-10 – Valeurs adimensionnées de  $\xi$  en fonction du déphasage  $\phi$  entre les signaux  $\text{HP}[y]$  et  $\sin(\omega t)$  ( $a_{exc} = 10 \text{ Hz}$  ;  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$  ;  $\delta = 37^\circ$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ).

Par cette seconde démodulation, une seconde estimation du gradient local  $\xi_2$  est obtenue

$$\xi_2 = \frac{af'_0}{2} \sin(\phi) . \quad (5-9)$$

Cette dernière dépendant de  $\sin(\phi)$ , on définit un nombre complexe avec les résultats des deux modulations de telle sorte que le module et l'argument de ce nombre sont

$$|\xi + j\xi_2| = \frac{af'_0}{2} \quad \text{et} \quad \widehat{\xi + j\xi_2} = \phi . \quad (5-10)$$

On estime ainsi la valeur du gradient local sans dépendance au déphasage mais sans déterminer son signe (le module est toujours positif). Le calcul du déphasage  $\phi$ , égal à l'argument du nombre complexe  $\xi + j\xi_2$ , permet ensuite de trouver le signe du gradient. Cette méthode assez lourde à mettre en place n'est pas employée ici et la technique du réglage du déphasage lui est préférée. On verra notamment dans la suite que ce réglage devient moins sensible lorsque la fréquence de la perturbation est augmentée.

Pour la suite des essais avec  $f_{exc} = 0,5$  Hz, un retard de 200 ms est donc programmé sur le signal HP[y] grâce à la définition d'un *buffer*<sup>2</sup>. La figure 5-11(a) présente l'effet d'une variation de  $a_{exc}$  sur  $\xi$ . Notons que le signal de perturbation oscille autour de 40 Hz, et que les conditions de l'expérience sont toujours  $\delta = 37^\circ$ ,  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  et  $U_\infty = 34,5$  m.s<sup>-1</sup>.

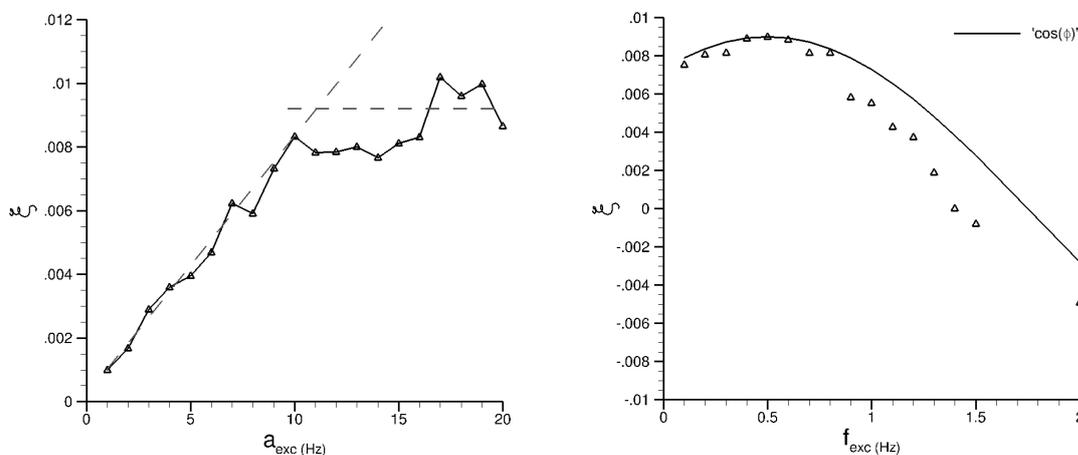


Fig. 5-11 –  $\xi$  en fonction de (a)  $a_{exc}$  pour  $f_{exc} = 0,5$  Hz et de (b)  $f_{exc}$  pour  $a_{exc} = 10$  Hz. Le signal de perturbation oscille autour de 40 Hz ( $\delta = 37^\circ$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ;  $U_\infty = 34,5$  m.s<sup>-1</sup>).

On distingue deux parties sur la courbe. La première, située entre  $a_{exc} = 1$  Hz et  $a_{exc} = 10$  Hz est quasiment linéaire et est une conséquence de la relation de proportionnalité entre  $\xi$  et  $a_{exc}$  déjà mis en évidence par la relation (5-7). La deuxième partie de la courbe apparaît comme une saturation de l'estimation du gradient. En effet, comme on peut s'en convaincre en observant la carte statique présentée en figure 5-5(d), le signal de perturbation, en oscillant avec une amplitude de plus de 10 Hz autour de 40 Hz, passe de part et d'autre du maximum global. On imagine aisément que si  $a_{exc}$  augmente encore, le maximum global sera en quelque sorte « gommé » et la perturbation ne sera plus en mesure de le détecter. Pour la suite, on choisit  $a_{exc} = 10$  Hz afin d'avoir une valeur maximale pour  $\xi$  tout en minimisant la valeur de  $a_{exc}$ . La figure 5-11(b) présente l'évolution de  $\xi$  en fonction de la fréquence du signal de perturbation  $f_{exc}$  sachant que son amplitude est fixée à 10 Hz. Les conditions d'essai sont toujours les mêmes. L'estimation  $\xi$  du gradient diminue et change même de signe lorsque  $f_{exc}$  augmente. En fait, à partir de la relation (5-8), on a

$$\xi = \frac{af'_0}{2} \cos(\phi) = \frac{af'_0}{2} \cos(2\pi f_{exc} \Delta t) . \quad (5-11)$$

Ainsi, à  $\Delta t$  fixé, l'estimation du gradient  $\xi$  varie en cosinus en fonction de la fréquence du signal de perturbation  $f_{exc}$ . En particulier, on constate sur la figure 5-11(b) que la valeur de  $\xi$  suit les valeurs de la fonction 'cos( $\phi$ )'; la fonction tracée est plus précisément  $\xi = 0,09 \cos(2\pi \cdot 0,2 \cdot (f_{exc} - 0,5))$ , où l'on a pris  $\Delta t = 0,2$  (valeur réglée à  $f_{exc} = 0,5$ ).

#### Réglage pour $f_{exc} = 2$ Hz

La même démarche de réglage du déphasage est utilisée pour  $f_{exc} = 2$  Hz. Le déphasage  $\Delta t$  est varié de façon symétrique et les valeurs moyennées de  $\xi$  correspondantes sont représentées sur la figure 5-12. On constate que la fréquence de variation de  $\xi$  en fonction de  $\Delta t$  est supérieure à ce que l'on avait avant en raison de l'augmentation de la fréquence de la perturbation. La relation (5-11) montre que plus on augmente  $f_{exc}$ , plus la valeur de  $\xi$  est sensible au déphasage. Par contre, la valeur maximale de  $\xi$  est quasiment centrée sur une valeur nulle du décalage temporel, ce qui signifie qu'il n'est pas nécessaire de retarder un signal par rapport à l'autre pour garantir une estimation correcte du gradient. Le réglage

2. File d'attente type *First In, First Out* mais sans traitement temps-réel.

du déphasage n'est donc plus aussi important que dans le cas où  $f_{exc} = 0,5$  Hz. Par contre, on verra que ce réglage est nécessaire lorsque l'on estime, en plus du gradient, la courbure locale.

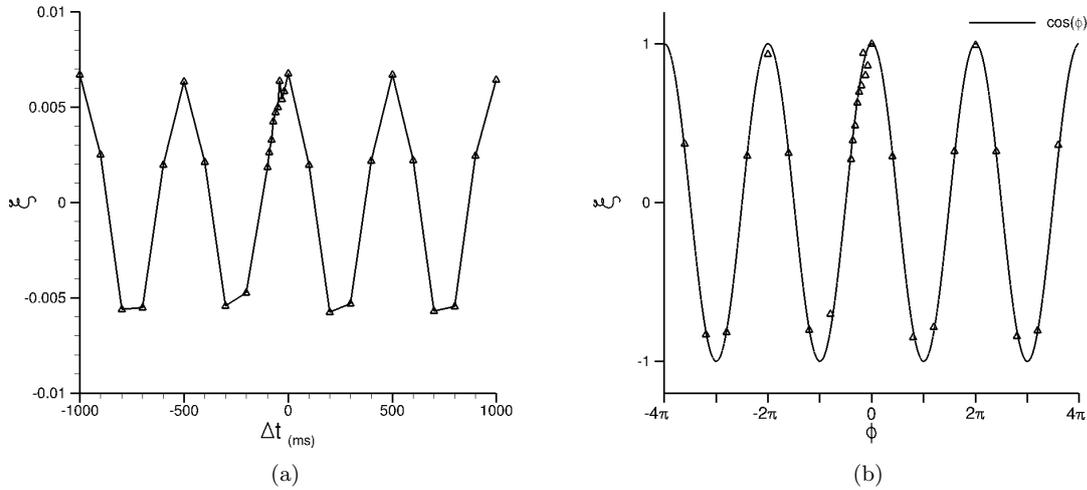


Fig. 5-12 – (a) Valeurs de  $\xi$  en fonction du décalage temporel  $\Delta t$  entre les signaux HP[y] et  $\sin(\omega t)$ ; (b) valeurs adimensionnées de  $\xi$  en fonction du déphasage  $\phi$  entre les signaux HP[y] et  $\sin(\omega t)$  ( $a_{exc} = 10$  Hz;  $f_{exc} = 2$  Hz;  $\delta = 37^\circ$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ;  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ ).

La question qui se pose naturellement est de savoir jusqu'où l'on peut augmenter la fréquence du signal d'excitation. La réponse à cette question nécessite une étude complète en fréquence du système (actionneurs + fluide) alors qu'un des avantages principaux de l'*extremum seeking* est justement de pouvoir être appliqué à un système dont aucun modèle n'est extrait. C'est pourquoi on se borne ici à regarder dans quelle mesure le signal d'excitation « se retrouve », quant à son amplitude, dans le signal de sortie du système. Pour cela, la densité spectrale de puissance (qui est en fait la densité spectrale d'amplitude au carré) du signal film chaud  $x/c = 0,784$  (au bord de fuite) est tracée sur la figure 5-13 sur [0 – 100] Hz pour différentes valeurs de fréquence  $f_{exc}$  du signal d'excitation.

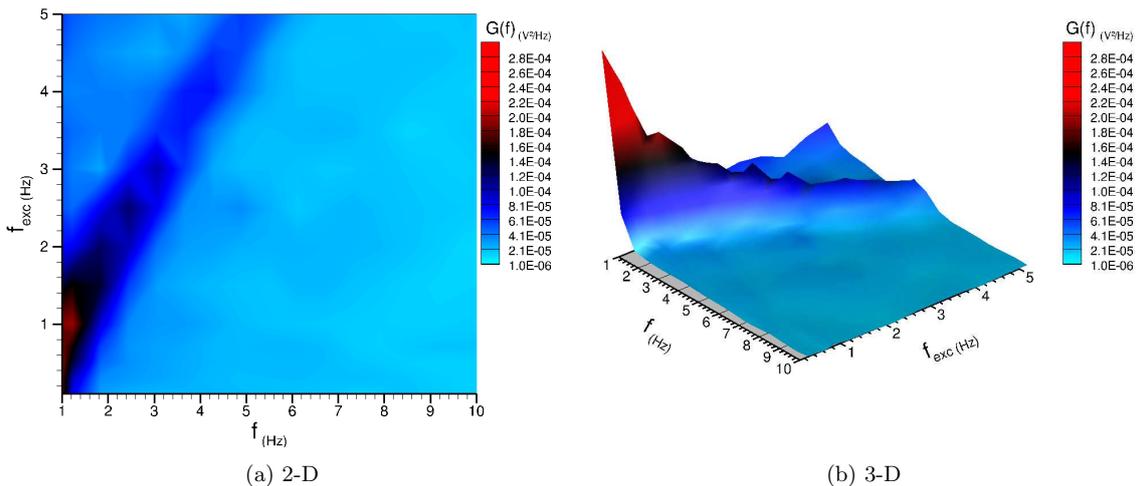


Fig. 5-13 – Densité spectrale de puissance  $G(f)$  du signal du film chaud de bord de fuite  $x/c = 0,784$  pour différentes valeurs de fréquence  $f_{exc}$  du signal d'excitation (a) en 2-D et (b) 3-D ( $a_{exc} = 10$  Hz;  $f_{act} = 40$  Hz;  $\delta = 37^\circ$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ;  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ ).

Logiquement, l'amplitude du pic lié à la fréquence du signal d'excitation est de plus en plus réduite à mesure que cette dernière augmente. Elle n'est plus discernable du fond pour  $f_{exc} \geq 2$  Hz. En d'autres

termes, le signal de sortie du système est mieux modulé par le signal d'excitation lorsque la fréquence de ce dernier est faible, ce qui est caractéristique d'un comportement de type passe-bas, logique pour le système physique considéré. Par ailleurs, il n'est pas évident de déterminer la fréquence d'excitation maximale que l'on peut utiliser. Dans la suite, on considère qu'elle est de 2 Hz, ce qui semble être un bon compromis.

### 5.2.1.3 Résultats

La figure 5-14 présente les réalisations de la boucle fermée pour quatre valeurs différentes du gain  $K$  (voir figure 5-8). L'algorithme démarre de 40 ou de 65 Hz, soit deux valeurs de fréquence de part et d'autre du maximum global de la carte statique. Les conditions de l'essai sont  $\delta = 37^\circ$ ,  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  et  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ . La fréquence du signal de perturbation est de 0,5 Hz. Tout d'abord, pour toutes les valeurs de  $K$  et quelle que soit la valeur initiale de la fréquence, la boucle converge vers une valeur finale proche de  $f_{act} = 53 \text{ Hz}$ , soit  $St \simeq 0,2$ , permettant ainsi la maximisation de la portance comme cela a été vu en section 5.1. D'autre part, ce que l'on constate rejoint un des traits principaux des algorithmes de contrôle en boucle fermée, à savoir que l'augmentation du gain de la boucle permet d'accélérer la convergence mais fini par déstabiliser le système, comme c'est le cas lorsque  $K = 10$ .

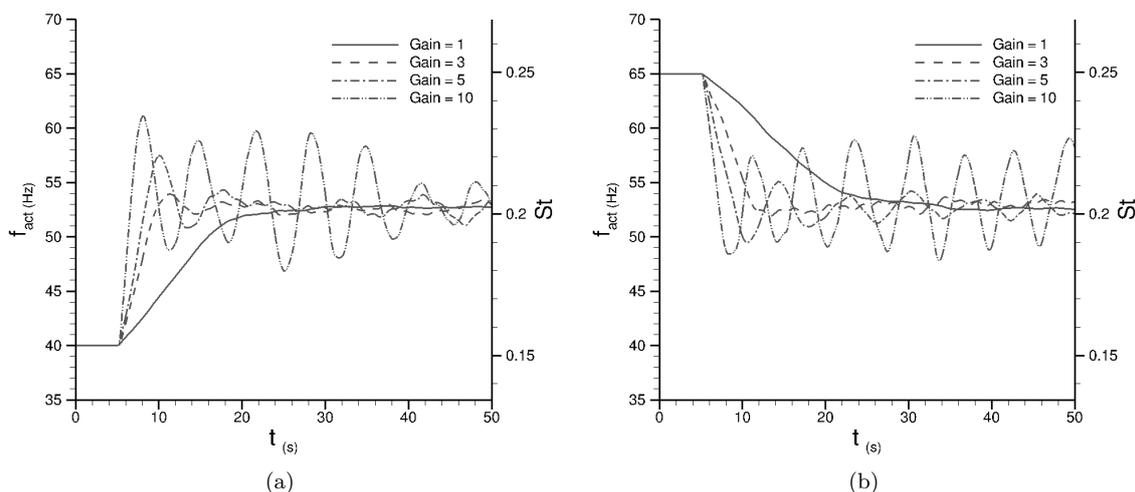


Fig. 5-14 – Évolution temporelle de  $f_{act}$  contrôlée en boucle fermée pour 4 valeurs du gain  $K$  différentes (a) à partir de 40 Hz où (b) à partir de 65 Hz avec dans les deux cas  $a_{exc} = 10 \text{ Hz}$  et  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$ . Les résultats sont moyennés sur 5 réalisations de boucle ( $\delta = 37^\circ$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ).

Afin de pouvoir augmenter la rapidité du système bouclé tout en restant stable, il est nécessaire de jouer sur la marge de gain et la marge de phase, comme cela est fait classiquement en automatique. Aucun développement analytique ne sera effectué, mais le raisonnement consiste à dire qu'une augmentation du gain réduit la marge de gain (déterminée sur le système en boucle ouverte); il faut donc dans le même temps augmenter la marge de phase afin de conserver la stabilité du système en boucle fermée. Pour ce faire, le retard induit par l'estimation du gradient local est réduit en augmentant la fréquence du signal de perturbation de 0,5 à 2 Hz. La figure 5-15 présente les réalisations de la boucle fermée dans les mêmes conditions que précédemment mais avec cette fois-ci un signal de perturbation de fréquence  $f_{exc} = 2 \text{ Hz}$ . On constate d'emblée que les dépassements sont largement atténués, notamment pour  $K = 5$  et  $K = 10$ . Le taux de convergence n'a lui évidemment pas évolué puisque les gains restent les mêmes. D'autre part, on remarque que de faibles oscillations autour de la valeur finale subsistent surtout pour  $K = 10$  alors qu'il n'y en a pas pour  $K = 1$ . Afin d'atténuer les oscillations autour de la valeur finale, la solution développée dans la suite consiste à réduire le gain une fois que l'algorithme a convergé. Pour réaliser cette adaptation du gain, la seule estimation du gradient local ne suffit pas. Comme on le verra dans la section 5.3, il est nécessaire d'estimer, en plus du gradient,

la courbure de la carte d'équilibre.

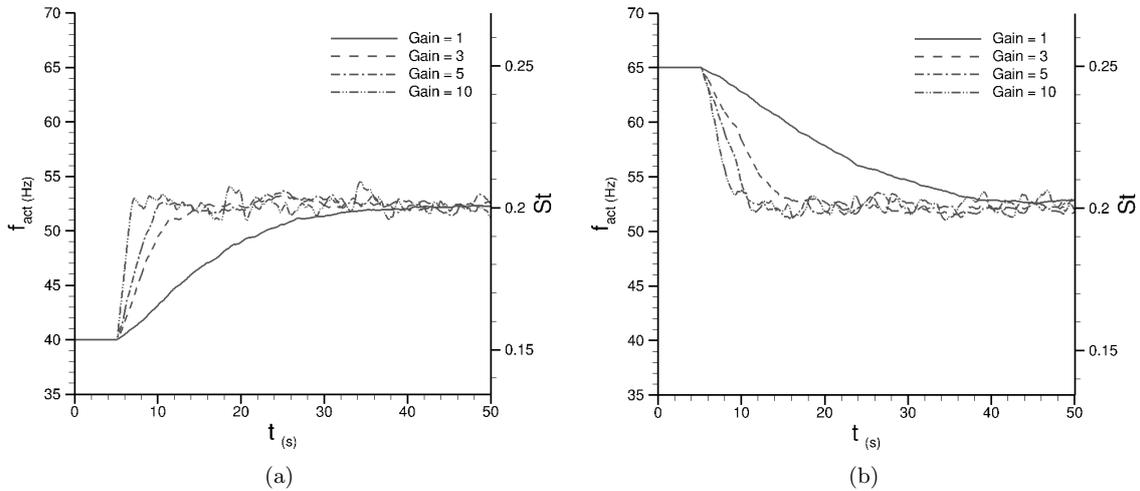


Fig. 5-15 – Évolution temporelle de  $f_{act}$  contrôlée en boucle fermée pour 4 valeurs du gain  $K$  différentes (a) à partir de 40 Hz ou (b) à partir de 65 Hz avec dans les deux cas  $a_{exc} = 10$  Hz et  $f_{exc} = 2$  Hz. Les résultats sont moyennés sur 5 réalisations de boucle ( $\delta = 37^\circ$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0.8\%$ ;  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ ).

### 5.2.2 Estimation du gradient local par filtre de Kalman

Les travaux de Henning *et al.*<sup>49</sup>, Wiederhold *et al.*<sup>115</sup> et Gelbert *et al.*<sup>44</sup> montrent qu'il est non seulement possible d'estimer le gradient local avec un filtre de Kalman, mais également que cela permet une estimation plus rapide. Avant d'aller plus loin dans l'étude de l'adaptation du gain de la boucle ouverte afin d'améliorer l'*extremum seeking*, il est donc nécessaire de tester cette possible amélioration de l'estimation du gradient seul.

#### 5.2.2.1 Principe

Le schéma-bloc de l'*extremum seeking* basé sur une estimation du gradient par filtre de Kalman est présenté figure 5-16. La suite d'opérations qui permettent d'estimer le gradient dans l'algorithme classique est remplacée par un filtre de Kalman. Ce dernier prend en entrée les signaux  $y$  (moyenne du film chaud de bord de fuite) et  $\sin(\omega t)$  à l'instant  $t$ , ainsi que les mêmes signaux mais à un instant retardé  $t + \Delta t$ .

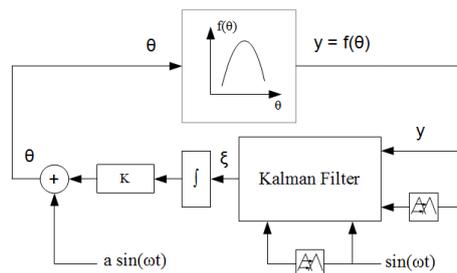


Fig. 5-16 – Schéma bloc de l'extremum seeking avec estimation du gradient par filtre de Kalman.

Le principe de l'estimation du gradient local par filtre de Kalman est basé sur la réécriture des équations de l'*extremum seeking* sous formalisme d'état. A partir de l'équation (5-4) où l'on néglige les termes d'ordre 2 et supérieur, on a

$$y = f_0 + a f'_0 \sin(\omega t),$$

le vecteur d'état  $\underline{x}$  est défini par

$$\underline{x} = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_0 \\ af'_0 \end{pmatrix}.$$

De plus, on pose  $u(t) = \sin(\omega t)$ ; l'équation (5-4) est écrite à deux instants différents ( $k$  et  $k - n$ ) afin de définir le modèle d'état suivant

$$\underline{x}_{(k+1)} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \underline{x}_{(k)} + \underline{w}_{(k)} \quad (5-12)$$

$$\begin{pmatrix} y_{(k)} \\ y_{(k-n)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & u_{(k)} \\ 1 & u_{(k-n)} \end{pmatrix} \underline{x}_{(k)} + \underline{v}_{(k)} \quad (5-13)$$

L'implémentation d'un filtre de Kalman basé sur ce modèle d'état permet d'estimer les états  $x_1$  et  $x_2$ , et en particulier le second qui contient le gradient local. Dans le modèle décrit précédemment, le signal  $u(t)$  a été choisi comme étant la perturbation sinusoïdale seule. Une autre formalisation est réalisée par Henning *et al.*<sup>49</sup>, où  $u(t)$  englobe également la commande. Les deux formalismes sont testés par Gelbert *et al.*<sup>44</sup> et le second est plus rapide en simulation. Dans la présente étude, seul le premier formalisme (défini par les équations (5-12) et (5-13)) est utilisé et testé afin de savoir si l'estimation par filtre de Kalman permet de réduire le temps de convergence de l'*extremum seeking*.

### 5.2.2.2 Choix des paramètres

Le réglage principal de l'*extremum seeking* avec estimation du gradient par filtre de Kalman concerne le choix du délai  $\delta t$  entre les deux instants  $k$  et  $k - n$ . Dans le cas présent, ce délai est défini comme le quart de la période du signal de perturbation comme préconisé par Gelbert *et al.*<sup>44</sup>, c'est-à-dire que

$$\delta t = \frac{2\pi}{4\omega}.$$

Afin de pouvoir comparer les résultats obtenus avec le filtre de Kalman et les résultats obtenus précédemment avec l'estimation du gradient par démodulation, les autres paramètres sont choisis de manière identique, à savoir  $f_{exc} = 2$  Hz et  $a_{exc} = 10$  Hz. Les matrices de covariance utilisées dans l'implémentation du filtre sont reportées en annexe.

### 5.2.2.3 Résultats

La figure 5-17 présente les résultats obtenus avec l'estimation du gradient par filtre de Kalman. Les conditions d'essai n'ont pas changé et sont  $\delta = 37^\circ$ ,  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  et  $U_\infty = 34,5$  m.s<sup>-1</sup>. On constate en premier lieu que l'algorithme converge vers la fréquence de forçage  $f_{act} = 53$  Hz ou  $St = 0,2$ , autrement dit la même fréquence que précédemment. Le filtre de Kalman utilisé est donc bien en mesure d'estimer le gradient local. Les résultats montrent une nouvelle fois que l'augmentation du gain de la boucle ouverte permet d'augmenter la rapidité de convergence de l'algorithme. L'augmentation trop prononcée du gain n'entraîne pas de déstabilisation du système. Par contre, on constate que les résultats sont en réalité très similaires à ceux obtenus dans le cas de l'estimation du gradient par démodulation lorsque l'on passe de  $f_{exc} = 0,5$  Hz à  $f_{exc} = 2$  Hz. Ainsi, si l'on compare l'estimation par filtre de Kalman et celle par simple démodulation, on ne trouve pas dans notre cas de différences notables concernant le temps de convergence. Le filtre de Kalman permet en effet de réduire le délai d'estimation du gradient, mais cela peut être réalisé directement en augmentant la fréquence du signal d'excitation comme vu précédemment. Pour cette raison, l'estimation du gradient par filtre de Kalman n'est pas utilisée dans la suite de l'étude. On lui préfère une estimation par démodulation avec une fréquence  $f_{exc} = 2$  Hz.

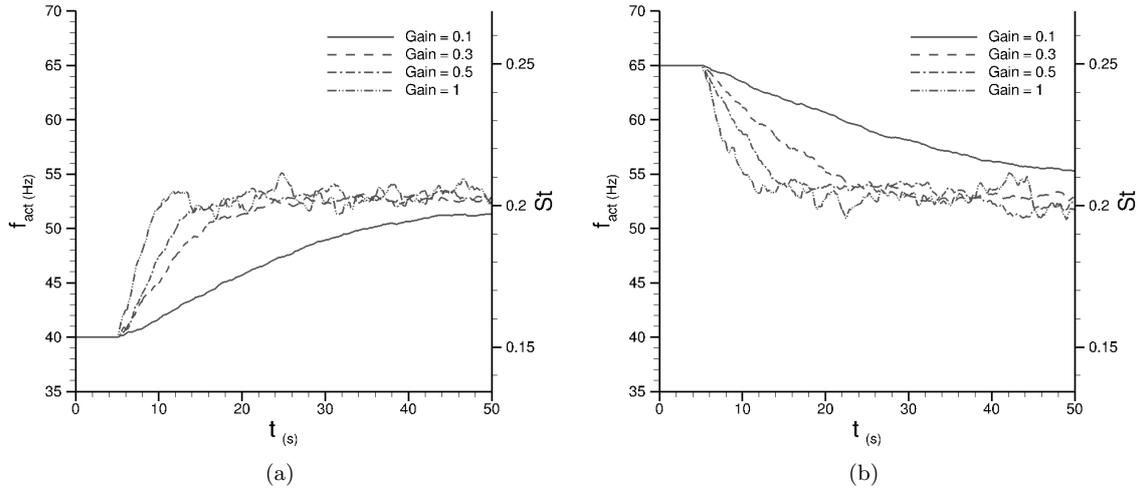


Fig. 5-17 – Évolution temporelle de  $f_{act}$  contrôlée par *extremum seeking* où l'estimation du gradient est réalisée par un filtre de Kalman ; 4 valeurs de gain différentes sont testées et la boucle démarre de (a) 40 Hz ou (b) 65 Hz avec dans les deux cas  $a_{exc} = 10$  Hz et  $f_{exc} = 2$  Hz. Les résultats sont moyennés sur 5 réalisations de la boucle ( $\delta = 37^\circ$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  ;  $U_\infty = 34,5$  m.s<sup>-1</sup>).

Il faut noter que les gains choisis sont dix fois inférieurs à ceux du cas de l'*extremum seeking* classique car l'estimation du gradient par filtre de Kalman aboutit, dans notre cas, à une valeur dix fois plus grande que l'estimation par modulation-démodulation. Cette disparité d'estimation s'explique par l'atténuation due au filtrage, atténuation qui n'est pas la même dans les deux cas.

### 5.3 Contrôle de la fréquence de forçage par un algorithme de type « recherche d'extremum » basé sur une estimation locale du gradient et de la courbure

L'algorithme de l'*extremum seeking* classique permet de contrôler la fréquence de forçage de telle sorte que la portance soit maximisée. Il utilise une estimation du gradient local de la carte statique comme commande afin de converger vers le maximum de cette carte. Cette estimation est réalisée par modulation-démodulation, étant donné que l'estimation par filtre de Kalman n'a pas montré de meilleure performance dans notre cas. Afin de réduire le temps de convergence de l'algorithme, une adaptation du gain  $K$  de la boucle ouverte consistant à augmenter le gain lorsque l'on est loin de l'extremum de la carte d'équilibre, et à le réduire au voisinage de l'extremum afin d'éviter de trop fortes oscillations autour de la valeur finale, est envisagée et testée dans cette section. Pour procéder à cette adaptation, la seule estimation du gradient ne suffit pas, et il est nécessaire d'estimer en plus la courbure locale de la carte d'équilibre. L'estimation des dérivées successives d'une carte statique a été formalisée par Nesić *et al.*<sup>76</sup>. A notre connaissance, la dérivée seconde a seulement été utilisée par Moase *et al.*<sup>70</sup> dans la cadre de l'*extremum seeking*.

#### 5.3.1 Estimation de la courbure par une seconde démodulation

##### 5.3.1.1 Principe

L'estimation de la courbure locale de la carte d'équilibre est réalisée en ajoutant une seconde démodulation placée en série avec la première, c'est-à-dire que  $\Xi$  est multiplié par  $\sin(\omega t)$  afin d'obtenir

$$Z = \sin(\omega t) \cdot \Xi = \frac{af_0'}{2} \sin(\omega t) - \frac{af_0'}{2} \cos(2\omega t) \sin(\omega t) - \frac{a^2 f_0''}{8} \sin(3\omega t) \sin(\omega t) + \frac{a^2 f_0''}{8} \sin^2(\omega t).$$

Le développement de  $\sin^2(\omega t)$  donne

$$Z = \frac{af'_0}{2}\sin(\omega t) - \frac{af'_0}{2}\cos(2\omega t)\sin(\omega t) - \frac{a^2f''_0}{8}\sin(3\omega t)\sin(\omega t) + \frac{a^2f''_0}{16} - \frac{a^2f''_0}{16}\cos(2\omega t).$$

Le terme constant de  $Z$  est proportionnel à la dérivée seconde en  $\theta_0$ , donc  $Z$  est filtré en passe-bas pour obtenir finalement l'estimation  $\zeta$  de la courbure locale

$$\zeta = \text{LP}[Z] = \frac{a^2f''_0}{16}. \quad (5-14)$$

On est donc en mesure d'obtenir, par deux démodulations consécutives, les estimations du gradient et de la courbure locale de la carte statique.

### 5.3.1.2 Choix des paramètres

Pour réaliser l'estimation de la courbure de la carte statique, des réglages identiques à ceux réalisés en section 5.2 pour l'estimation du seul gradient sont nécessaires. Comme précédemment, la prise en compte d'un déphasage  $\phi$  avant la première démodulation donne, pour le résultat de la seconde démodulation

$$Z = \frac{af'_0}{2}\cos(\phi)\sin(\omega t) - \frac{af'_0}{2}\cos(2\omega t + \phi)\sin(\omega t) - \frac{a^2f''_0}{8}\sin(3\omega t + 2\phi)\sin(\omega t) + \frac{a^2f''_0}{8}\sin(\omega t + 2\phi)\sin(\omega t).$$

Le terme constant de l'équation précédente vient du développement de  $\sin(\omega t + 2\phi)\sin(\omega t)$ ; on obtient au final

$$\zeta = \text{LP}[Z] = \frac{a^2f''_0}{16}\cos(2\phi). \quad (5-15)$$

L'estimation de la courbure  $\zeta$  est donc modulée par un cosinus deux fois plus rapide que pour l'estimation du gradient  $\xi$  (voir équation (5-8)). C'est ce que l'on observe sur la figure 5-18 où sont reportées les valeurs de  $\xi$  et de  $\zeta$  obtenues expérimentalement pour différentes valeurs du déphasage  $\phi$ . Les conditions de l'essai sont  $\delta = 37^\circ$ ,  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  et  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ . La fréquence et l'amplitude de la perturbation sont  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$  et  $a_{exc} = 10 \text{ Hz}$ .

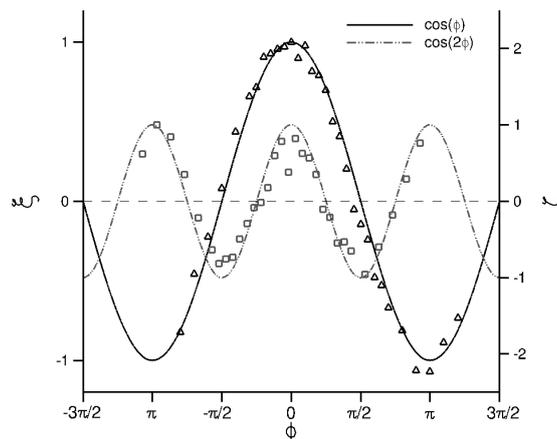


Fig. 5-18 – Valeurs adimensionnées de  $\xi$  et de  $\zeta$  en fonction du déphasage  $\phi$  entre les signaux  $\text{HP}[y]$  et  $\sin(\omega t)$  ( $a_{exc} = 10 \text{ Hz}$ ;  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$ ;  $\delta = 37^\circ$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ).

La variation de  $\zeta$  en fonction de  $\phi$  est effectivement deux fois plus rapide que la variation de  $\xi$  en fonction de  $\phi$ . La compensation du retard induit par les filtres est donc d'autant plus cruciale

dans le cas où la courbure est estimée en plus du gradient. Heureusement, comme cela avait été observé lors du réglage de la première démodulation, plus on augmente la fréquence d'excitation plus cette compensation est réduite. On peut une nouvelle fois s'en convaincre avec la représentation de la figure 5-19(a). Les estimations  $\xi$  et  $\zeta$  respectivement du gradient et de la courbure sont tracées en fonction du décalage temporel  $\Delta t$  entre les signaux HP[y] et  $\sin(\omega t)$  pour une fréquence de perturbation  $f_{exc} = 2$  Hz. Comme attendu,  $\zeta$  varie deux fois plus rapidement que  $\xi$ . D'autre part, lorsque  $\Delta t = 0$ ,  $\xi$  est à son maximum ce qui signifie que la première démodulation est naturellement correcte. Par contre, pour la même valeur de  $\Delta t$ ,  $\zeta$  est négatif et à son minimum. La fréquence de forçage moyenne étant dans le cas présent  $f^+ = 0,25$ , la dérivée seconde estimée devrait être positive (voir figure 5-5(b)).

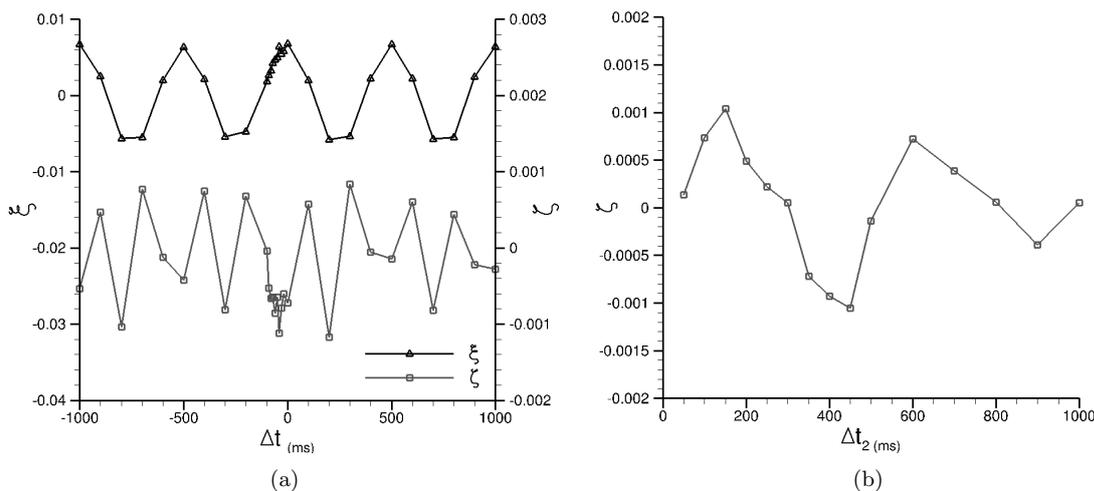


Fig. 5-19 – (a) Valeurs de  $\xi$  et  $\zeta$  en fonction du décalage temporel  $\Delta t$  entre les signaux HP[y] et  $\sin(\omega t)$ ; (b) Valeurs de  $\zeta$  en fonction du décalage temporel  $\Delta t_2$  entre le résultat de la première démodulation  $\Xi$  et  $\sin(\omega t)$ ,  $\Delta t$  étant fixé ( $a_{exc} = 10$  Hz;  $f_{exc} = 2$  Hz;  $\delta = 37^\circ$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ;  $U_\infty = 34,5$  m.s<sup>-1</sup>).

Le réglage du déphasage est donc ici obligatoire pour avoir une estimation correcte de la dérivée seconde et en particulier de son signe. Il est nécessaire de compenser la seconde démodulation en retardant le signal d'excitation  $\sin(\omega t)$  par rapport au résultat de la première démodulation  $\Xi$ . On note  $\Delta t_2$  ce décalage temporel. Les résultats de cette compensation sont tracés sur la figure 5-19(b). La valeur de  $\zeta$  étant maximale pour  $\Delta t_2 = 150$  ms, on définit un *buffer* de cette taille (i.e. 1500 échantillons à 10kHz) pour retarder  $\sin(\omega t)$  avant la seconde démodulation. On peut remarquer que  $\zeta$  en fonction de  $\Delta t_2$  est logiquement en  $\cos(\phi_2)$ , avec  $\phi_2 = 2\pi f_{exc}\Delta t_2$  le déphasage entre  $\Xi$  et  $\sin(\omega t)$ .

### 5.3.2 Régulateur à logique floue et schéma de l'extremum seeking modifié

L'idée consiste à augmenter le gain  $K$  lorsque la courbure (valeur absolue de la dérivée seconde) est faible et à le réduire lorsqu'elle est élevée. Le gain doit donc être variable et adapté en fonction de la courbure. On note dans la suite  $\tilde{K}$  le gain adaptatif. La figure 5-20 représente une carte d'équilibre typique avec un maximum (sans perte de généralité) en  $\theta^*$ . Des valeurs « repères » du gradient et de la courbure sont indiquées. L'information seule de la courbure ne permet pas de discriminer les zones (1), (4) et (5). De même, la seule estimation du gradient ne suffit pas à adapter la valeur du gain  $\tilde{K}$  puisque les zones (2), (4) et (6) (côté gauche) et les zones (3), (5) et (7) (côté droit) ne pourraient alors pas être discernées. Il est donc nécessaire d'utiliser les estimations du gradient et de la courbure ensemble pour parvenir à adapter  $\tilde{K}$  en fonction de la position sur la carte statique. Le régulateur à logique floue qui est synthétisé dans la suite permet de réaliser cette adaptation. Il est basé sur l'énoncé de 9 règles d'inférence exprimées en termes linguistiques. Elles correspondent aux huit zones numérotées sur la carte statique de la figure 5-20. La règle 9 est énoncée pour compléter la surface de réponse du régulateur. Les termes linguistiques des différentes règles viennent de la *fuzzification*

(« floutage ») des estimations du gradient et de la courbure en trois fonctions d'appartenance, selon lesquelles l'estimation ( $\xi$  ou  $\zeta$ ) peut être « négative », « nulle » ou « positive ».

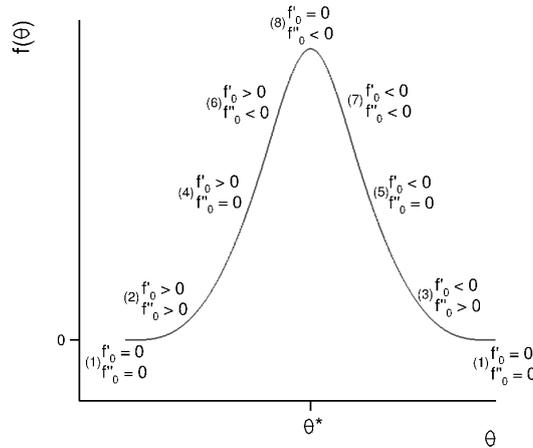


Fig. 5-20 – Carte statique typique avec les valeurs repères du gradient et de la courbure.

Le gain adapté  $\tilde{K}$  est également *fuzzifié* (« flouté ») en trois fonctions d'appartenance (voir l'annexe 5.4).  $\tilde{K}$  peut être « faible », « moyen » ou « grand ». Les 9 règles d'inférence sont les suivantes :

1. si  $f'_0$  est nulle et  $f''_0$  est nulle, alors  $\tilde{K}$  moyen
2. si  $f'_0$  est positive et  $f''_0$  est positive, alors  $\tilde{K}$  grand
3. si  $f'_0$  est négative et  $f''_0$  est positive, alors  $\tilde{K}$  grand
4. si  $f'_0$  est positive et  $f''_0$  est nulle, alors  $\tilde{K}$  moyen
5. si  $f'_0$  est négative et  $f''_0$  est nulle, alors  $\tilde{K}$  moyen
6. si  $f'_0$  est positive et  $f''_0$  est négative, alors  $\tilde{K}$  moyen
7. si  $f'_0$  est négative et  $f''_0$  est négative, alors  $\tilde{K}$  moyen
8. si  $f'_0$  est nulle et  $f''_0$  est négative, alors  $\tilde{K}$  faible
9. si  $f'_0$  est nulle et  $f''_0$  est positive, alors  $\tilde{K}$  grand

A l'instar de la règle 9, la règle 1 n'est pas utile en pratique, car, le gradient étant nul en zone (1), l'algorithme doit démarrer en dehors de cette zone si l'on veut qu'il converge vers le maximum. Le régulateur MISO flou est alors synthétisé en utilisant la règle min-max couramment utilisée en logique floue. Ses entrées sont donc les estimations  $\xi$  et  $\zeta$  et sa sortie est le gain adapté  $\tilde{K}$ . Ce régulateur est intégré à l'algorithme classique de l'extremum seeking. Le schéma ainsi modifié est présenté figure 5-21. Le régulateur à logique floue est noté FL.

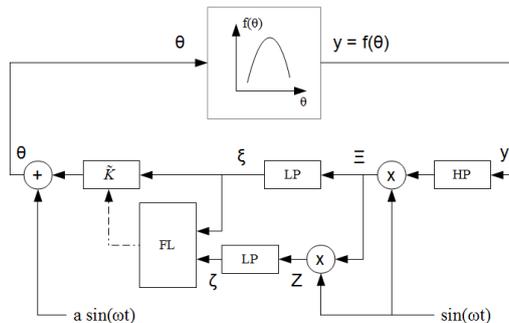


Fig. 5-21 – Schéma-bloc de l'algorithme modifié de l'extremum seeking intégrant l'estimation de la courbure.

Le principe de la recherche de l'extremum reste inchangé puisque l'estimation  $\zeta$  de la courbure  $f_0''$  n'est utilisée que par le régulateur flou afin d'adapter le gain de la boucle ouverte. Les filtres sont toujours implémentés sous la forme de filtres de Bessel d'ordre 2, avec une fréquence de coupure égale à  $\omega$  pour le passe-haut et à  $\omega/2$  pour le passe-bas. Ce dernier permet en effet d'assurer à la fois le filtrage et l'intégration (une intégration n'étant qu'un filtrage en passe-bas avec une fréquence de coupure infiniment faible). C'est pour cette raison que sa fréquence de coupure est choisie plus faible que celle du passe-haut et que l'opération  $\int$  n'est pas représentée sur le schéma de la figure 5-21. Enfin, le filtre passe-bas ajouté pour l'estimation de la courbure est choisi avec une fréquence de coupure égale à  $\omega/10$  afin de ne conserver que la composante continue de  $Z$ .

### 5.3.3 Contrôle en boucle fermée par extremum seeking intégrant un gain adaptatif

L'*extremum seeking* intégrant un gain adaptatif est implémenté et testé sur le dispositif expérimental. Les résultats présentés sur la figure 5-22 sont obtenus pour  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  et  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ . Deux angles de braquage sont testés  $\delta = 37^\circ$  ou  $\delta = 35^\circ$  ainsi que différents points de départ de la boucle fermée. La convergence vers la fréquence optimale  $St = 0,2$  est toujours assurée, que ce soit pour  $\delta = 37^\circ$  ou pour  $\delta = 35^\circ$ .

Le rayon de convergence de l'algorithme peut être estimé, à partir de la figure 5-22 et pour un braquage  $\delta = 37^\circ$ , à  $[35 - 70] \text{ Hz}$  (soit  $f^+ \in [0,22 - 0,45]$ ), ce qui est en accord avec la carte statique présentée sur la figure 5-5(d). Ce rayon de convergence peut sembler réduit par rapport au domaine de variation possible de la fréquence de forçage, estimé à  $[1 - 200] \text{ Hz}$ . Il faut donc rappeler que le gain de portance entre un forçage à 35 Hz et un forçage à 53 Hz (i.e. la fréquence du *vortex shedding*) est de  $\Delta C_L^* = 0,1$ , soit 8% d'augmentation. On observe la même augmentation lorsque le forçage passe de 70 Hz à 53 Hz. Cela signifie que le rayon de convergence de l'algorithme est finalement suffisant pour réaliser l'objectif de la boucle fermée, à savoir atteindre le maximum de portance en jouant sur la fréquence de forçage à iso- $\langle c_\mu \rangle$ .

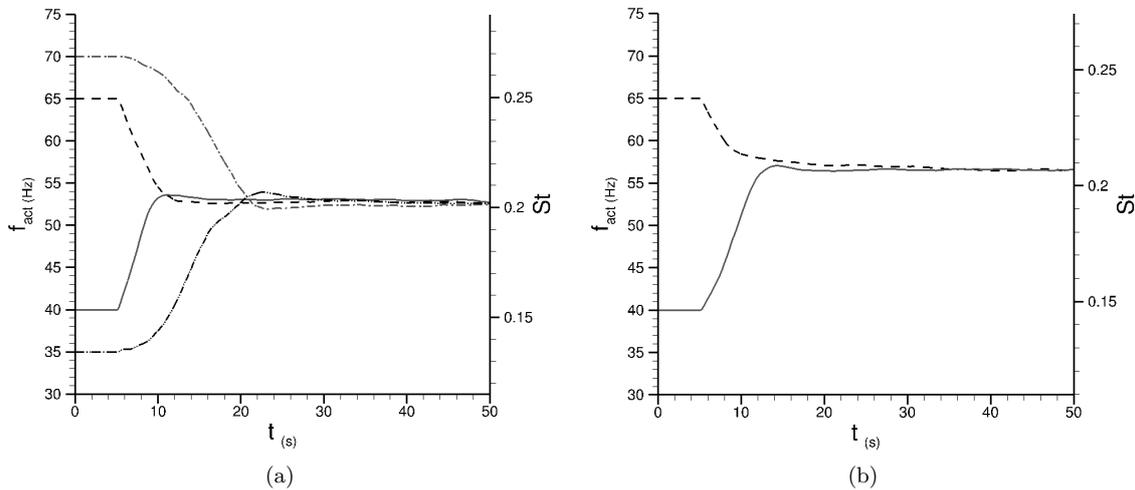
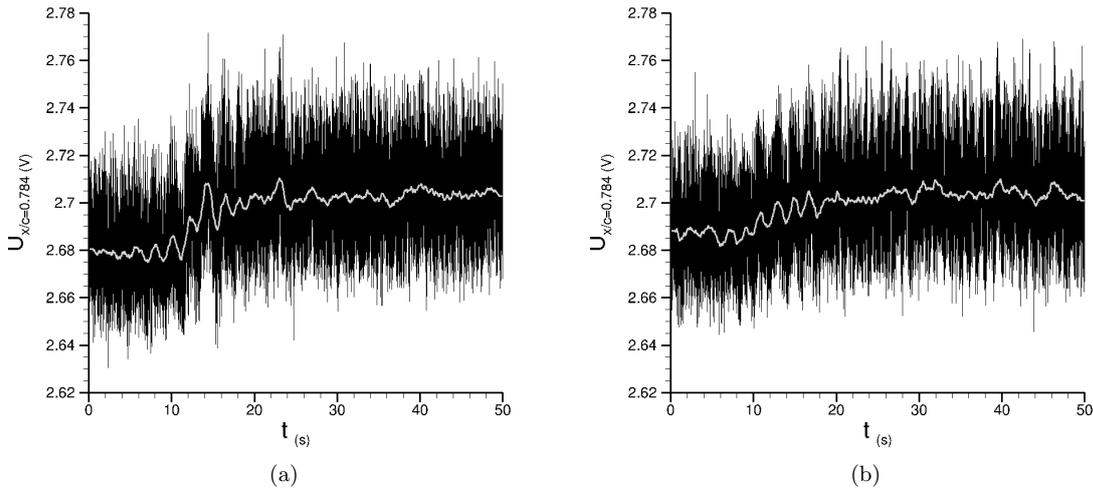


Fig. 5-22 – Contrôle en boucle fermée avec gain adaptatif pour différents points de départ et (a)  $\delta = 37^\circ$  ou (b)  $\delta = 35^\circ$  (moyenne sur 5 réalisations ;  $a_{exc} = 10 \text{ Hz}$  ;  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ).

D'autre part, un changement de l'angle de braquage modifie la fréquence du *vortex shedding*, donc la fréquence de forçage optimale. Il en va de même dans le cas d'un changement de la vitesse de l'écoulement amont. On est alors en droit de se demander si ces changements vont affecter les performances de l'algorithme de contrôle. Ces changements touchent directement la distribution de la carte statique en décalant son maximum global vers la gauche ou la droite, selon respectivement l'augmentation ou la diminution de la fréquence du *vortex shedding*. En fait, si l'on passe d'un braquage

de  $37^\circ$  à  $33^\circ$ , la fréquence de forçage optimale passe de 53 Hz à 58 Hz (pour une vitesse amont  $U_\infty = 35 \text{ m.s}^{-1}$ ). On reste donc largement dans le rayon de convergence (qui se décale aussi vers la droite) de l'algorithme. De la même manière, une diminution de  $10 \text{ m.s}^{-1}$  de la vitesse amont fait passer la fréquence de forçage optimale de 53 Hz à 38 Hz si le braquage reste fixé à  $37^\circ$ . Malgré l'amplitude limitée (relativement à la plage de variation possible de la fréquence de forçage) du rayon de convergence, l'algorithme est en mesure de s'adapter aux changements d'angle de braquage ou de vitesse amont. La figure 5-23 présente l'évolution temporelle de la tension du film chaud  $x/c = 0,784$  lors des réalisations de la boucle fermée de la figure précédente (figure 5-22(a)) pour les points de départ 35 et 70 Hz.



**Fig. 5-23** – Évolution temporelle de la tension du film chaud de bord de fuite  $x/c = 0,784$  lors des réalisations de la boucle fermée de la figure 5-22 (a) pour les points de départ (a) 35 et (b) 70 Hz ( $\delta = 37^\circ$ ;  $a_{exc} = 10 \text{ Hz}$ ;  $f_{exc} = 0,5 \text{ Hz}$ ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ).

La tension est présentée en volt (donc sans adimensionnement). La courbe plus claire superposée est la courbe du signal lissé par un filtre de Savitsky-Golay. La tension du film chaud de bord de fuite est effectivement augmentée par l'algorithme de contrôle qui cherche son maximum. L'amplitude de la variation de la tension est d'environ 0,02 V dans les deux cas présentés<sup>3</sup>, ce qui montre que l'algorithme implémenté est capable, sous réserve d'un réglage rigoureux, d'adapter la fréquence de forçage sur la base de très faibles variations de tension.

La figure 5-24 présente l'évolution temporelle de la tension du film chaud de bord de fuite  $x/c = 0,784$  lors d'une réalisation de la boucle fermée avec un départ à 40 Hz. Le spectre du signal sur les 5 premières secondes, ainsi que celui sur les 30 dernières sont représentés également. Le signal de perturbation se retrouve bien dans le signal film chaud puisque sa fréquence, égale à 0,5 Hz, est présente dans le spectre des 5 premières secondes (i.e. avant que l'algorithme de contrôle ne soit enclenché). Une fois que l'algorithme a convergé pour  $t \geq 20 \text{ s}$ , la moyenne du signal de perturbation est située au niveau du pic de la carte statique, autant dire qu'il oscille autour de ce pic. C'est pourquoi la fréquence que l'on retrouve dans le signal du film chaud  $x/c = 0,784$  est deux fois plus grande que la fréquence du signal d'excitation, soit 1 Hz. Pour la même raison, l'amplitude de cette fréquence est moindre puisque l'oscillation du signal de perturbation autour du pic de la carte statique a pour effet de tasser l'oscillation de la sortie du système, c'est-à-dire la tension  $U_f$  du film chaud de bord de fuite. Ainsi, l'amplitude de l'oscillation induite par le signal de perturbation sur la sortie du système est mécaniquement réduite une fois que l'algorithme a convergé.

3. Cette amplitude est inférieure à l'amplitude observée sur la carte statique de la figure 5-5 entre 35 et 53 Hz, car la perturbation « abaisse » artificiellement le pic de tension. Ce n'est pas un problème ici puisque le maximum de tension est finalement juste un indicateur pour adapter la fréquence de forçage.

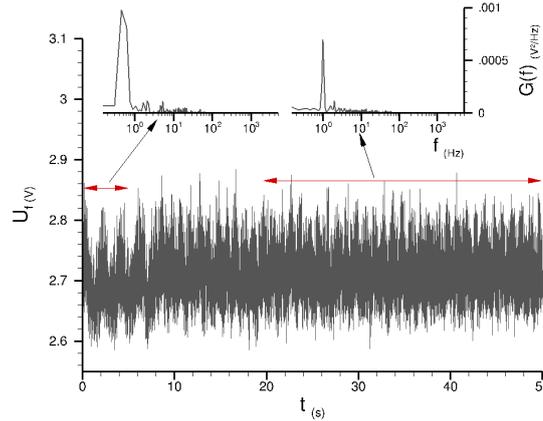


Fig. 5-24 – Évolution temporelle de la tension du film chaud de bord de fuite  $x/c = 0,784$  lors d'une réalisation de la boucle fermée avec un départ à 40 Hz ainsi que les densités spectrales de puissance  $G(f)$  du début et de la fin ( $a_{exc} = 10$  Hz ;  $f_{exc} = 0,5$  Hz ;  $\delta = 37^\circ$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  ;  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ ).

Les résultats présentés figure 5-25(a) permettent de se rendre mieux compte de la réduction du temps de convergence permise par l'ajout d'un gain adaptatif  $\tilde{K}$ . Ces résultats sont obtenus ici pour un angle de braquage de  $37^\circ$ , et pour  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  et  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ .

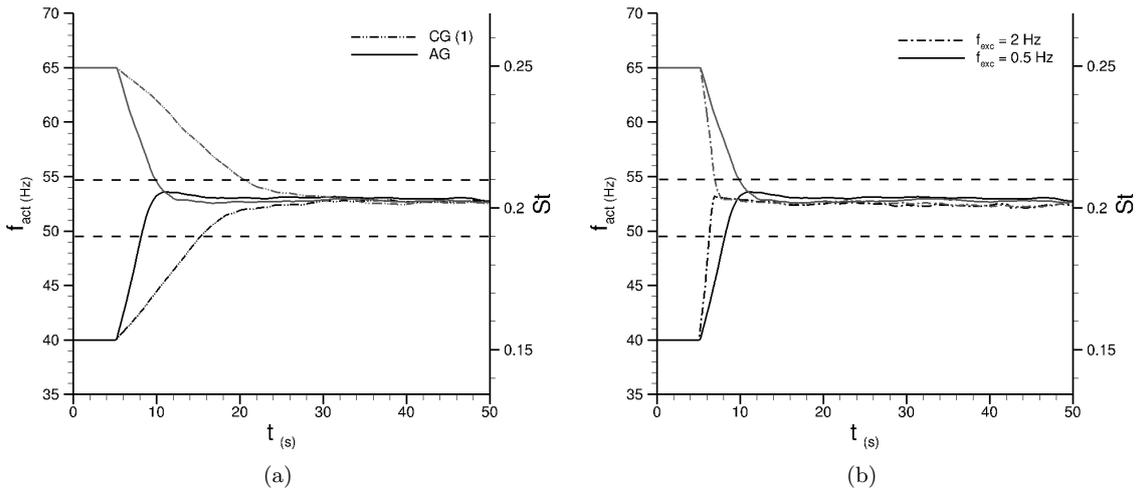


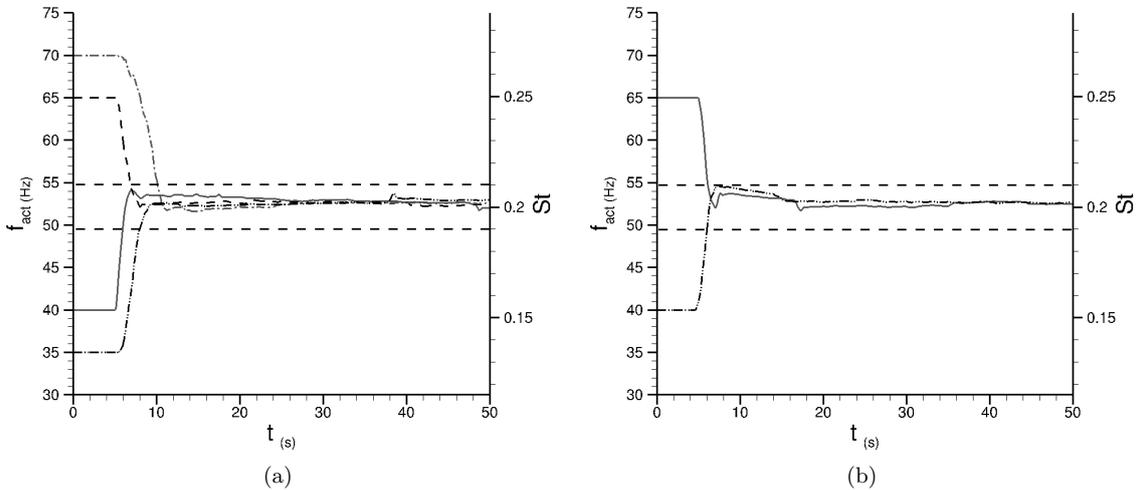
Fig. 5-25 – (a) Évolution temporelle de  $f_{act}$  contrôlée par *extremum seeking* avec gain constant  $K$  (CG) ou gain adaptatif  $\tilde{K}$  (AG) pour  $f_{exc} = 0,5$  Hz et  $reg0$ ; (b) Évolution temporelle de  $f_{act}$  contrôlée par *extremum seeking* (AG) avec des fréquences de perturbation  $f_{exc} = 0,5$  Hz ( $reg0$ ) et  $f_{exc} = 2$  Hz ( $reg1$ ) (moyenne sur 5 réalisations ;  $a_{exc} = 10$  Hz ;  $\delta = 37^\circ$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  ;  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ ).

Le régulateur flou utilisé est noté *reg0* dans la suite et fonctionne pour une fréquence de perturbation  $f_{exc} = 0,5$  Hz. Il y a une nette réduction du temps nécessaire à la convergence vers la valeur finale sans pour autant provoquer la déstabilisation du système. Pour un départ fixé à 40 Hz et  $t = 5$  s, l'implémentation du gain adaptatif permet de réduire le temps de réponse à 5%<sup>4</sup>, en passant de 11 à 3 s, soit une réduction de 73% par rapport au cas où le gain est constant. Le gain étant automatiquement réduit une fois que la boucle a convergé, on ne constate aucune oscillation autour de la valeur finale, comme c'était le cas sur les résultats présentés figure 5-14. D'autre part, comme on l'a vu précédemment, le temps de convergence peut encore être réduit si l'on augmente la fréquence du signal de perturbation. Dans ce cas, étant donné que le système va être plus réactif, on modifie les fonctions d'appartenance du régulateur flou afin d'obtenir de plus grandes valeurs en sortie dans le cas

4.  $\pm 5\%$  de la valeur finale, i.e. la valeur optimale  $St = 0,2$

où  $\tilde{K}$  est « grand ». Le régulateur ainsi modifié est noté *reg1*. La figure 5-25(b) présente les résultats obtenus avec ce régulateur et après augmentation de  $f_{exc}$ . Ils sont comparés aux résultats obtenus précédemment sur la figure 5-25(a). Comme on le voit, les ajustements sur la fréquence de perturbation et sur le régulateur flou permettent de réduire encore le temps de convergence de l'algorithme d'environ 30%.

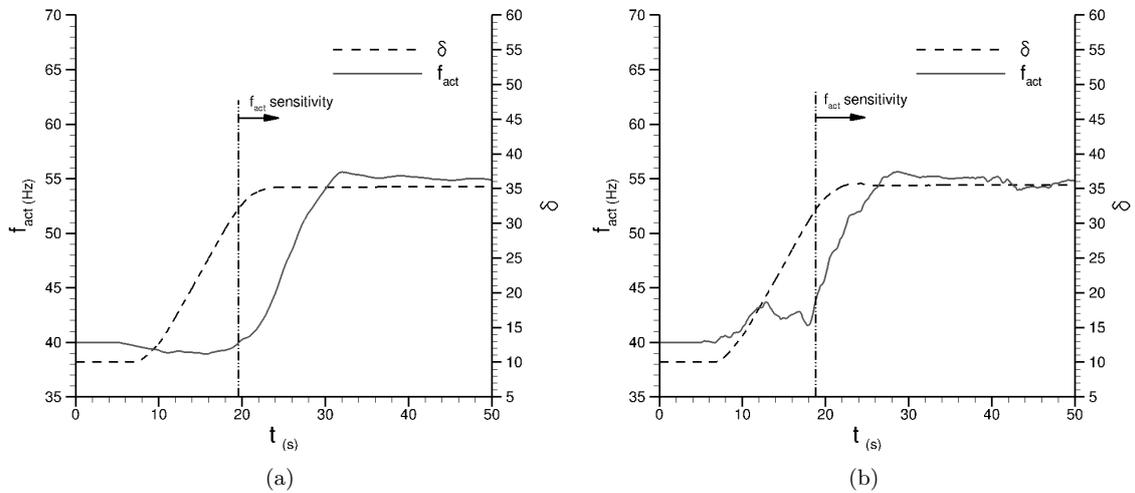
Par contre, comme cela a été vu dans le paragraphe 5.2.1.3, une augmentation trop forte du gain provoque une déstabilisation du système en boucle fermée. Les résultats de la figure 5-26 sont obtenus avec deux autres régulateurs flous, notés *reg2* et *reg3*, où les valeurs de sortie pour  $\tilde{K}$  « grand » ont été augmentées, avec des valeurs de gain respectivement 1,5 et 2 fois supérieures à celles du régulateur *reg1*. On constate que de légères oscillations (pas de dépassements de la marge à 5%) autour de la valeur finale commencent à apparaître pour le régulateur *reg2*, et ces oscillations sont plus importantes pour le régulateur *reg3*. La limite de stabilité n'est toutefois pas atteinte. Par contre, le gain sur le temps de convergence reste très limité par rapport au cas où le régulateur *reg1* est utilisé. Dans la suite, on utilise donc ce dernier.



**Fig. 5-26** – Évolution temporelle de  $f_{act}$  contrôlée par *extremum seeking* avec gain  $\tilde{K}$  adapté par le régulateur (a) *reg2* ou (b) *reg3* pour  $f_{exc} = 2$  Hz (moyenne sur 5 réalisations ;  $a_{exc} = 10$  Hz ;  $\delta = 37^\circ$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  ;  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ ).

Le dernier résultat présenté dans ce chapitre permet de montrer la capacité d'adaptation de l'algorithme de l'*extremum seeking* modifié à un changement de l'angle de braquage  $\delta$  du volet. L'objectif est en effet de pouvoir adapter de façon automatique la fréquence de forçage des actionneurs aux changements de géométrie. Il faut noter également qu'un changement d'angle de braquage induit un changement de vitesse de la soufflerie à cause d'un effet de blocage de l'écoulement dans la veine d'essai, et la régulation du moteur de la soufflerie n'est pas en mesure de compenser ce changement en temps-réel. Ces deux paramètres influant sur la fréquence des tourbillons de Von Kármán, ils influent aussi sur la fréquence de forçage optimale recherchée par l'algorithme. Ainsi, ce dernier est *a priori* capable de s'adapter dès que le braquage est modifié. La figure 5-27 présente l'évolution temporelle de  $f_{act}$  lorsque le volet est braqué continûment de  $10^\circ$  à  $35^\circ$ . La vitesse de la soufflerie est calée à  $34,5$  m.s $^{-1}$  pour un braquage  $\delta = 35^\circ$ . Elle est donc supérieure à cette valeur (non acquise lors de l'essai) pour les angles inférieurs. Le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique est lui toujours identique et tel que  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$ . Les régulateurs flous *reg0* et *reg1* sont utilisés avec respectivement les fréquences de perturbation  $f_{exc} = 0,5$  Hz et  $f_{exc} = 2$  Hz. Comme attendu, on observe que l'algorithme reste proche de sa valeur initiale de 40 Hz tant que l'angle de braquage n'a pas dépassé les  $32^\circ$ . Le début de la plage de sensibilité en fréquence est indiqué sur la figure 5-27. En effet, c'est à partir de cet angle de braquage que la sensibilité en fréquence de forçage devient suffisante comme cela a été vu dans la section 5.1. Une fois cette limite dépassée, l'algorithme converge vers environ 55 Hz, ce qui

correspond bien à la fréquence  $\frac{0,2 * 34,5}{0,22 * \sin(35)} = 54,7$  Hz du lâcher tourbillonnaire.



**Fig. 5-27 – Évolution temporelle de  $f_{act}$  lorsque le volet est braqué continûment de  $10^\circ$  à  $35^\circ$  obtenues avec (a) le régulateur *reg0* et  $f_{exc} = 0,5$  Hz ou (b) le régulateur *reg1* et  $f_{exc} = 2$  Hz (moyenne sur 5 réalisations ;  $a_{exc} = 10$  Hz ;  $\delta = 10^\circ \rightarrow 35^\circ$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  ;  $U_\infty = 34,5$  m.s $^{-1}$ ).**

La même observation peut être faite pour la figure 5-27(b) avec une réduction du temps nécessaire à la convergence du fait de l'utilisation du régulateur *reg1* et d'une fréquence d'excitation plus grande.

## 5.4 Conclusion : maximisation de la portance malgré un décollement massif

Ce chapitre a d'abord révélé que l'écoulement post-décrochage est sensible à la fréquence de forçage à partir d'un angle de braquage du volet  $\delta = 32^\circ$ . Cette sensibilité s'exprime à travers une augmentation significative de la portance du profil lorsque l'excitation est réalisée à la fréquence naturelle du *vortex shedding*, i.e.  $St = 0,2$ , sans que l'écoulement ne soit pour autant recollé. La fréquence de forçage dite optimale dépend donc de l'angle de braquage du volet et de la vitesse de l'écoulement amont. L'application de la boucle fermée a pour but d'adapter la fréquence de l'excitation aux changements de géométrie et de vitesse afin de toujours garantir une portance maximale aux angles de braquage élevés. Le temps nécessaire à l'estimation du coefficient de portance de la maquette ne permet pas son utilisation en tant que variable d'entrée de la boucle.

L'étude de l'évolution de la valeur moyenne des fluctuations de frottement au bord de fuite en fonction de la fréquence de forçage a montré que le film chaud placé à  $x/c = 0,784$  marque le pic de portance obtenu lorsque l'écoulement est excité à la fréquence du *vortex shedding*. Le choix d'une boucle de contrôle de type « recherche d'extremum » apparaît donc naturel et présente plusieurs avantages : l'implémentation de l'algorithme ne nécessite pas de modélisation de l'écoulement et la construction de l'algorithme fait qu'il n'y a pas de consigne à donner *a priori*. Pour ces deux raisons, l'algorithme de *extremum seeking* est qualifié d'algorithme de contrôle adaptatif sans modèle.

L'algorithme de *extremum seeking* se divise en deux parties qui apparaissent successivement : d'abord, l'estimation du gradient local de la carte statique et, ensuite, la loi d'adaptation qui permet de tendre vers la valeur optimale de la fréquence de forçage. L'estimation du gradient est réalisée par l'opération de modulation-démodulation du signal de sortie du système et peut être rendue plus rapide en augmentant la fréquence du signal qui excite l'entrée système. Une estimation plus rapide du gradient autorise une augmentation du gain de la loi d'adaptation sans pour autant compromettre la stabilité de la réponse en boucle fermée.

L'estimation du gradient local par un filtre de Kalman a été testée. Cette estimation a été réalisée avec un signal de perturbation de fréquence 2 Hz. Il n'a pas été observé de diminution significative du temps de convergence de la boucle fermée par rapport au cas où l'algorithme utilise une estimation du gradient par modulation-démodulation avec une perturbation de 2 Hz également.

Afin de réduire le temps de convergence de l'algorithme sans le déstabiliser, une adaptation du gain en fonction de la position sur la carte statique a été proposée. La seule estimation du gradient ne permet pas de réaliser cette adaptation (contrairement au chapitre 4 où la carte statique était de forme différente). Une seconde démodulation du signal de sortie du système est donc réalisée afin d'estimer la courbure locale de la carte statique, en plus du gradient local. A partir de ces deux estimations, le gain de la boucle est adapté par un régulateur à logique floue afin de compenser les variations de gradient le long de la carte statique. Ainsi, le gain est artificiellement augmenté lorsque l'algorithme est loin de l'optimum, et est réduit lorsqu'il en est proche pour garantir la stabilité en boucle fermée. Les modifications apportées à l'*extremum seeking* « classique » permettent de réduire le temps nécessaire à la convergence vers la valeur optimale de la fréquence de forçage lors de changements d'angle de braquage et de vitesse de l'écoulement amont.

# Conclusion

L'objectif des travaux de thèse était de réaliser expérimentalement le contrôle en boucle fermée du décollement qui se produit sur un volet sans fente lorsque ce dernier est progressivement braqué. Le volet est équipé de capteurs de frottement et de fentes pulsées qui sont constituées de vanes tout-ou-rien commandées par un signal carré dont le rapport cyclique  $\alpha$  et la fréquence  $f_{act}$  peuvent être réglés. Ce contrôle a pris deux formes différentes selon l'objectif de contrôle fixé qui pouvait être soit de maintenir l'écoulement attaché lors du braquage du volet tout en minimisant la quantité de mouvement injectée à l'écoulement, soit d'obtenir le maximum de portance du volet fortement braqué sans chercher à recoller l'écoulement. L'étude bibliographique (chapitre 1) qui a été réalisée en premier lieu a mis en évidence que ces deux objectifs de contrôle relevaient de deux domaines du contrôle des décollements, à savoir le contrôle direct des décollements (*Flow separation Control*) et le contrôle des écoulements décollés (*Separated-flow control*), chacun de ces deux domaines pouvant trouver des applications variées sur les avions civils.

La première étape de la démarche qui a animé ce travail a consisté à caractériser le comportement des actionneurs de type « fentes pulsées » employés dans cette étude. Cette caractérisation a révélé que la vitesse d'éjection obtenue à la sortie des fentes en régime périodique dépend de la composition du circuit d'alimentation en air comprimé ; ce circuit peut soit garantir un débit d'alimentation constant grâce à un col sonique amorcé, soit une pression d'alimentation constante grâce à l'installation d'une bouteille tampon assez volumineuse pour amortir les oscillations produites en aval par les actionneurs. Le changement de comportement des actionneurs en fonction du circuit d'alimentation a amené à deux calculs différents du coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$ .

Dans le cas où la pression en amont des actionneurs est maintenue constante par le circuit d'alimentation en air comprimé, le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  est proportionnel au rapport cyclique  $\alpha$  du signal carré qui commande les vanes selon la relation (2-10). Cette relation ayant été établie uniquement à partir de mesure de vitesse en sortie de fente sans écoulement extérieur, la démarche des travaux de thèse a ensuite consisté à mettre en évidence l'effet d'une variation du rapport cyclique sur la taille du décollement par des distributions du coefficient de pression obtenues pour différents cas de contrôle. Une adaptation du rapport cyclique est bien plus rapide qu'une adaptation du coefficient de quantité de mouvement en régime continu  $c_\mu$ , adaptation qui passe par une modification de la pression d'alimentation des actionneurs. En vue du contrôle en boucle fermée, il a donc été jugé préférable d'utiliser le rapport cyclique  $\alpha$  comme variable de contrôle. D'autre part, la détection de la taille du décollement est beaucoup trop lente si elle est effectuée à l'aide des prises de pression statique (ScaniValves). Un critère de détection rapide de cette taille a donc été développé. Il se base sur le calcul en ligne de la série des 12 coefficients de corrélation estimés entre les 12 couples de films chauds adjacents intégrés selon la corde du volet. Le critère de détection de la taille du décollement est ensuite défini par la distance, notée  $\Delta$ , entre cette série de coefficients et une série de référence où tous les coefficients sont égaux à 0,9, distance qui caractérise finalement l'écart entre l'état courant de l'écoulement et le recollement complet.

Le comportement entrée-sortie quasi-statique du système  $\Delta = f(\alpha)$  ainsi défini (avec donc en entrée le rapport cyclique et en sortie la distance au recollement complet) est non-linéaire et exhibe une saturation qui nous a poussé à opter pour un algorithme de contrôle de type *slope seeking* à même de la gérer. L'objectif était de contrôler le décollement lorsque le volet est braqué progressivement. Plus précisément, il fallait minimiser la quantité de mouvement injectée dans l'écoulement tout en

maintenant l'écoulement attaché. Le comportement du contrôle en boucle fermée a donc été testé sur une variation croissante puis décroissante de l'angle de braquage du volet. L'algorithme de « base » a montré une vitesse de convergence réduite lors de la diminution de l'angle de braquage diminue. Un régulateur à logique floue a donc été ajouté afin d'adapter le gain de la boucle en fonction du gradient de la carte quasi-statique et ainsi accélérer l'adaptation du rapport cyclique. Pour un taux de braquage de  $2^\circ/\text{s}$  (positif puis négatif), l'algorithme modifié permet de réduire le rapport cyclique plus rapidement que l'algorithme classique, afin de limiter plus rapidement la quantité de mouvement injectée au fluide tout en maintenant l'écoulement attaché.

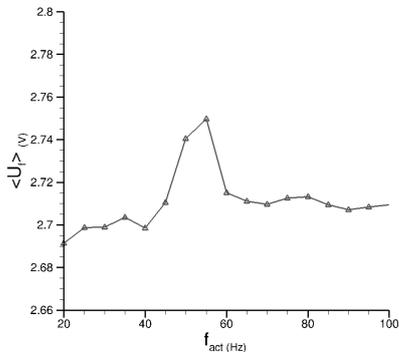
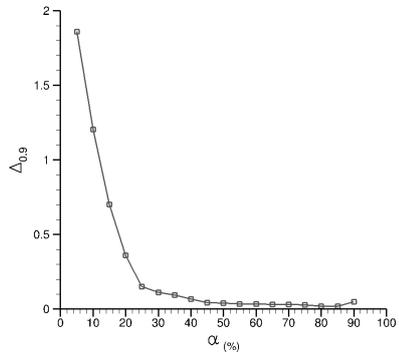
En repartant de la caractérisation des actionneurs et en se plaçant dans le cas où le débit d'alimentation des actionneurs est maintenu constant par le circuit d'air comprimé, il est apparu que le coefficient de quantité de mouvement en régime périodique  $\langle c_\mu \rangle$  est inversement proportionnel au rapport cyclique  $\alpha$  qui ne peut varier, dans ce cas-là, au-delà de la plage  $[0,4 - 1]$ . Cette restriction ne permet pas d'envisager de boucle fermée du décollement en adaptant  $\langle c_\mu \rangle$  lorsque le débit d'alimentation des actionneurs est fixé par un col sonique. Par contre, il a été montré que la fréquence de forçage et le coefficient de quantité de mouvement sont découplés au niveau des actionneurs utilisés sur cette étude. Ainsi, dans le cas où le débit d'alimentation est constant, il a été envisagé une adaptation en boucle fermée de la fréquence de forçage à  $\langle c_\mu \rangle$  constant. Cette adaptation a été réalisée sur un cas d'écoulement post-décrochage où le  $\langle c_\mu \rangle$  n'est de toute façon plus suffisant pour parvenir au recollement. Dans ce cas, la portance du profil augmente lorsque la fréquence de forçage est égale à la fréquence naturelle du *vortex shedding*. Cette fréquence dépendant de l'angle de braquage du volet et de la vitesse de l'écoulement amont, il devient important d'adapter en boucle fermée la fréquence de forçage de sorte que la portance soit toujours maximale. La carte statique exhibant un extremum global, un algorithme de contrôle de type *extremum seeking* a été adopté dans le but de maximiser la tension aux bornes du film chaud de bord de fuite, étant donné que le maximum de cette tension est corrélé au maximum de portance. Afin de réduire le temps de convergence de l'algorithme, un régulateur à logique floue a été ajouté pour réaliser une adaptation du gain de la boucle en fonction des estimations locales du gradient et de la courbure de la carte statique. L'utilisation de la courbure locale constitue une nouveauté sur ce type d'application. Il est évidemment délicat de donner une mesure absolue de la réduction du temps de convergence de l'algorithme, ce temps variant selon les circonstances, mais on peut tout de même souligner que, sur certains cas, le temps de réponse à 5% est réduit de près de 73%. Il conviendrait d'avoir un cahier des charges précis pour savoir si cette réduction du temps de réponse est suffisante pour une utilisation en conditions réelles.

Les paramètres les plus importants des deux boucles fermées ont été regroupés dans le tableau 5-27. On y retrouve notamment la définition des entrées et des sorties dans les deux cas de contrôle. Ce tableau permet aussi de replacer la présente étude dans le contexte général du contrôle des décollements, contexte qui a été schématisé au début de l'étude bibliographique par le diagramme de la figure 1-2.

La conclusion de ces travaux de thèse ouvre sur plusieurs perspectives qu'il convient d'aborder. L'application des algorithmes de l'*extremum seeking* et du *slope seeking* relève d'un choix qui apparaissait comme étant le plus judicieux pour répondre aux objectifs fixés. Mais on a vu dans l'étude bibliographique que d'autres approches pouvaient être envisagées dans le but de réduire les temps de convergence de la boucle fermée sans altérer sa robustesse aux perturbations extérieures. Cette réduction semble devoir passer par une modélisation du système. Cette modélisation devient en fait une étape cruciale car elle conditionne à la fois la synthèse d'un régulateur robuste et son domaine de fonctionnement. La modélisation du système peut passer par une compréhension physique poussée de l'effet du contrôle sur le décollement. Elle peut être au contraire de type « boîte noire », auquel cas la phase d'identification des paramètres optimaux du modèle choisi devient décisive et définit finalement la qualité de ce type de modèle. Le modèle de type « boîte noire » peut être linéaire ou non-linéaire, avec un plus large domaine de fonctionnement dans ce dernier cas. Par contre, dans le cas non-linéaire, il n'existe pas de méthodes systématiques de synthèse d'un régulateur robuste. La régulation par logique floue est, sur ce point, un outil prometteur pour aboutir à un contrôle robuste.

Afin de s'affranchir des difficultés liées à la modélisation du système, l'approche adoptée dans ces

travaux a consisté à choisir un algorithme de contrôle adaptatif sans modèle. Cet algorithme nécessite l'utilisation d'un signal de perturbation sinusoïdale sur l'entrée du système. Pour éviter l'emploi d'une telle perturbation, les travaux de Krieger & Krstić<sup>60,61</sup> sont prometteurs car ils utilisent les perturbations naturelles et stochastiques du système pour déterminer le gradient de la carte statique. Par ailleurs, la stratégie de contrôle adoptée dans les travaux a consisté à déterminer la position du point de décollement afin, finalement, de le repousser le plus loin possible sur la corde du volet. Déterminer cette position nécessite d'une part, un temps ( $\simeq 30$  ms dans notre cas) bien supérieur à la période d'acquisition des données (0,1 ms pour  $f_s = 10$  kHz) et d'autre part, un nombre de capteurs (13 capteurs utilisés dans notre cas) que l'on doit pouvoir réduire. Une perspective d'amélioration du contrôle en boucle fermée consisterait à réduire le nombre de capteurs nécessaires et le temps d'estimation de l'état de l'écoulement. Enfin, une suite logique aux travaux de thèse qui ont été présentés dans ce mémoire consisterait à envisager un contrôle simultané et en boucle fermée de la fréquence de forçage et du coefficient de quantité de mouvement.

	Contrôle de l'écoulement décollé ( <i>Separated-flow control</i> )	Contrôle du décollement ( <i>Flow separation control</i> )
Objectif du contrôle	Augmenter la portance	Recoller l'écoulement
Comportement des actionneurs	$\langle c_\mu \rangle = \frac{1}{\alpha} c_\mu$	$\langle c_\mu \rangle = \alpha c_\mu$
Entrée	Fréquence de forçage $f^+$	Coeff. de quantité de mov. $\langle c_\mu \rangle$
Variable de commande	Fréquence des vannes $f_{act}$	Rapport cyclique $\alpha$
Sortie	Portance	Décollement
Variable de mesure	Tension moyenne $\langle U_f \rangle$ du film chaud de bord de fuite	Distance $\Delta$ au recollement complet
Carte statique		
Algorithme de contrôle	<i>Extremum seeking</i> avec gain adaptatif	<i>Slope seeking</i> avec gain adaptatif

Tab. 5-27 – Tableau qui récapitule les principales informations relatives aux deux boucles fermées implémentées et testées sur le cas du volet sans fente.

# Références

- [1] LabVIEW, PID and Fuzzy Logic Toolkit User Manual. <http://www.ni.com/pdf/manuals/372192d.pdf>.
- [2] LabVIEW Simple Messaging Reference Library (STM). <http://www.ni.com/white-paper/4095/>.
- [3] Using LabVIEW Real-Time Communication Wizard. <http://www.ni.com/white-paper/4676/>.
- [4] Allan, B. G., Juang, J.-N., Raney, D. L., Seifert, A., Pack, L. G., and Brown, D. E. (2000) Closed-loop Separation Control Using Oscillatory Flow Excitation. *ICASE Report No.2000-32*.
- [5] Almutairi, J. and AlQadi, I. (2013) Large-Eddy Simulation of Natural Low-Frequency Oscillations of Separating – Reattaching Flow Near Stall Conditions. *AIAA Journal*, **51**(4) : 981–991.
- [6] Ariyur, K. B. and Krstić, M. (2004) Slope seeking : a generalization of extremum seeking. *International Journal of Adaptive Control and Signal processing*, **18** : 1–22.
- [7] Audier, P., Hong, D., and Leroy, A. (2012) Unsteady Forcing of a Post-stall Flow Over a NACA 0012 Airfoil by Surface DBD Actuator. *AIAA Paper 2012-3052*.
- [8] Ausseur, J., Pinier, J., and Glauser, M. (2006) Flow Separation Control Using a Convection Based POD Approach. *AIAA Paper 2006-3017*.
- [9] Ausseur, J. M. and Pinier, J. (2005) Towards Closed-Loop Feedback Control of the Flow over NACA-4412 Airfoil. *AIAA Paper 2005-0343*.
- [10] Ausseur, J. M., Pinier, J. T., Glauser, M. N., Higuchi, H., and Carlson, H. (2005) Controller Development for Closed-Loop Feedback Control of Flows. *AIAA Paper 2005-5264*.
- [11] Ausseur, J. M., Pinier, J. T., Glauser, M. N., Higuchi, H., and Carlson, H. (2006) Experimental Development of a Reduced-Order Model for Flow Separation Control. *AIAA Paper 2006-1251*.
- [12] Banaszuk, A., Ariyur, K. B., Krstić, M., and Jacobson, C. (2004) An adaptive algorithm for control of combustion instability. *Automatica*, **40** : 1965–1972.
- [13] Beaudoin, J.-F., Cadot, O., Aider, J.-L., and Wesfreid, J.-E. (2006) Drag reduction of a bluff body using adaptive control methods. *Physics of Fluids*, **18** : 085107.
- [14] Becker, R., Garwon, M., Gutknecht, C., Bärwolff, G., and King, R. (2002) Robust control of a backward-facing step (in german). *Automatisierungstechnik*, **50**(2) : 79–86.
- [15] Becker, R., Garwon, M., Gutknecht, C., Bärwolff, G., and King, R. (2005) Robust control of separated shear flows in simulation and experiment. *Journal of Process Control*, **15**(6) : 691–700.
- [16] Becker, R., Garwon, M., and King, R. (2003) Development of model-based sensors and their use for closed-loop control of separated shear flows. *Proceedings of the 2003 European Control Conference*, Cambridge.
- [17] Becker, R., King, R., Petz, R., and Nitsche, W. (2007) Adaptive Closed-Loop Separation Control on a High-Lift Configuration Using Extremum Seeking. *AIAA Journal*, **45**(6) : 1382–1392.
- [18] Benard, N., Cattafesta, L. N., Moreau, E., Griffin, J., and Bonnet, J. P. (2011) On the benefits of hysteresis effects for closed-loop separation control using plasma actuation. *Physics of Fluids*, **23** : 083601.

- [19] Benard, N., Moreau, E., Griffin, J., and Cattafesta III, L. N. (2010) Slope seeking for autonomous lift improvement by plasma surface discharge. *Experiments in Fluids*, **48** : 791–808.
- [20] Braud, C. and Dymont, A. (2012) Model of an impulsive subsonic jet actuator for flow control applications. *Physics of Fluids*, **24** : 047102.
- [21] Brion, V., Sipp, D., and Jacquin, L. (2007) Optimal amplification of the Crow instability. *Physics of Fluids*, **19** : 111703.
- [22] Carnevale, D., Astolfi, A., Centioli, C., Podda, S., Vitale, V., and Zaccarian, L. (2009) A new extremum seeking technique and its application to maximize RF heating on FTU. *Fusion Engineering and Design*, **84** : 554–558.
- [23] Cerchie, D., Halfon, E., Hammerich, A., Han, G., Taubert, L., Trouve, L., Varghese, P., and Wygnanski, I. (2006) Some Circulation and Separation Control Experiments. Joslin, R., Jones, G., and Lu, F. (eds.), *Applications of Circulation Control Technologies, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 214*, chap. 5, pp. 113–166, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [24] Chabert, T., Dandois, J., Garnier, E., and Jacquin, L. (2013) Experimental detection of a periodically forced turbulent boundary layer separation. *Experiments in Fluids*, **54** : 1430.
- [25] Chen, C., Seele, R., and Wygnanski, I. (2012) Separation and Circulation Control on an Elliptical Airfoil by Steady Blowing. *AIAA Journal*, **50**(10) : 2235–2247.
- [26] Chun, K. B. and Sung, H. J. (1996) Control of turbulent separated flow over a backward-facing step by local forcing. *Experiments in Fluids*, **21** : 417–426.
- [27] Corriou, J.-P. (2012) *Commande des procédés*. Tec & Doc, Lavoisier, Paris, 3rd edn.
- [28] Critzos, C. C., Heyson, H. H., and Boswinkle, R. W. (1955) Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Airfoil Section at Angles of Attack from 0 to 180deg. *Technical note 3361, National Advisory Committee for Aeronautics*.
- [29] Dandois, J. and Pamart, P.-Y. (2013) NARX Modeling and Extremum-Seeking Control of a Separation. *Aerospace Lab*, **6**.
- [30] Darabi, A. and Wygnanski, I. (2004) Active management of naturally separated flow over a solid surface. Part 1. The forced reattachment process. *Journal of Fluid Mechanics*, **510** : 105–129.
- [31] Darabi, A. and Wygnanski, I. (2004) Active management of naturally separated flow over a solid surface. Part 2. The separation process. *Journal of Fluid Mechanics*, **510** : 131–144.
- [32] Demerlé, M. (2007), Introduction à la commande floue. Cours Supélec.
- [33] DeSalvo, M., Whalen, E., and Glezer, A. (2011) High-lift Enhancement using Active Flow Control. *AIAA Paper 2011-3355*.
- [34] DeSalvo, M., Whalen, E., Glezer, A., and Company, T. B. (2012) High-lift Enhancement using Active Flow Control. *AIAA Paper 2012-3245*.
- [35] DeSalvo, M., Whalen, M., and Glezer, A. (2010) Enhancement of a High-lift Airfoil using Low-Power Actuators. *AIAA Paper 2010-4248*.
- [36] DeSalvo, M., Whalen, M., and Glezer, A. (2010) High-lift Enhancement using Fluidic Actuation. *AIAA Paper 2010-0863*.
- [37] Deschênes, J.-S. (2012) Demodulation Considerations in Extremum Seeking Control Loops. *Proceedings of the 2012 American Control Conference*, pp. 3389–3395, Montréal, Canada.
- [38] Drakunov, S., Ozguner, U., Dix, P., and Ashrafi, B. (1995) ABS Control Using Optimum Search via Sliding Modes. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, **3**(1) : 79–85.
- [39] Festo (2006) Solenoid valves MH2 / MH3 / MH4 , fast-switching valves. Tech. rep.
- [40] Fiedler, H. (1998) Control of Free Turbulent Shear Flows. Gad-el Hak, M., Pollard, A., and Bonnet, J. (eds.), *Flow Control : Fundamentals and Practises*, pp. 335–429, Springer-Verlag, Berlin.

- [41] Francis, M., Keesee, J., Lang, J., Sparks, G., and Sisson, G. (1979) Aerodynamic Characteristics of an Unsteady Separated Flow. *AIAA Journal*, **17**(12) : 1332–1339.
- [42] Garwon, M., Darmadi, L. H., Urzunicok, F., and King, R. (2003) Adaptive Control of Separated Flows. *Proceedings of the 2003 European Control Conference*, Cambridge, England.
- [43] Gelb, A. (1986) *Applied Optimal Estimation*. MIT Press, Cambridge, MA.
- [44] Gelbert, G., Moeck, J. P., Paschereit, C. O., and King, R. (2012) Advanced algorithms for gradient estimation in one- and two-parameter extremum seeking controllers. *Journal of Process Control*, **22**(4) : 700–709.
- [45] Greenblatt, D. and Wygnanski, I. J. (2000) The control of flow separation by periodic excitation. *Progress in Aerospace Sciences*, **36** : 487–545.
- [46] Guay, M., Dochain, D., and Perrier, M. (2004) Adaptive extremum seeking control of continuous stirred tank bioreactors with unknown growth kinetics. *Automatica*, **40** : 881–888.
- [47] Haucke, F. and Nitsche, W. (2011) Active Flow Control on the Flap of a 2D High-Lift Wing Section at  $Re = 1.10^6$ . *AIAA Paper 2011-3359*.
- [48] Haucke, F. and Nitsche, W. (2013) Active Separation Control on a 2D High-Lift Wing Section Towards High Reynolds Number Application. *AIAA Paper 2013-2514*.
- [49] Henning, L., Becker, R., Feuerbach, G., Muminovic, R., King, R., Brunn, A., and Nitsche, W. (2008) Extensions of adaptive slope-seeking for active flow control. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I : Journal of Systems and Control Engineering*, **222**(5) : 309–322.
- [50] Henning, L. and King, R. (2007) Robust Multivariable Closed-Loop Control of a Turbulent Backward-Facing Step Flow. *Journal of Aircraft*, **44**(1) : 201–208.
- [51] Hoerner, S. F. and Borst, H. (1975) *Fluid-Dynamic Lift*. Mrs Liselotte A. Hoerner, Brick Town, NJ.
- [52] Hsiao, F., Liang, P., and Huang, C. (1998) High-Incidence Airfoil Aerodynamics Improvement by Leading-Edge Oscillating Flap. *Journal of Aircraft*, **35**(3) : 508–510.
- [53] Hsiao, F., Liu, C., and Shyu, J. (1989) Control of Wall-Separated Flow by Internal Acoustic Excitation. *AIAA Journal*, **28**(8) : 1440–1446.
- [54] Hsiao, F., Shyu, R., and Chang, R. (1994) High Angle-of-Attack Airfoil Performance Improvement by Internal Acoustic Excitation. *AIAA Journal*, **32**(3) : 655–657.
- [55] Hsiao, F., Wang, T., and Zohar, Y. (1993) Flow Separation Control of a 2-D Airfoil by a Leading-Edged Oscillating Flap. *Proceedings of the Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology, vol. 1, Tainan, Taiwan*, pp. 250–256.
- [56] Jacobs, E., Ward, K., and Pinkerton, R. (1933) The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel. *Technical Report No. 460, National Advisory Committee for Aeronautics*.
- [57] Katz, J. (1981) A discrete vortex method for the non-steady separated flow over an airfoil. *Journal of Fluid Mechanics*, **102** : 315–328.
- [58] King, R., Heinz, N., Bauer, M., Grund, T., and Nitsche, W. (2012) Flight and wind tunnel tests of closed-loop active flow control. *AIAA Paper 2012-2801*.
- [59] King, R., Heinz, N., Bauer, M., Grund, T., and Nitsche, W. (2013) Flight and Wind-Tunnel Tests of Closed-Loop Active Flow Control. *Journal of Aircraft*, **50**(5) : 1605–1614.
- [60] Krieger, J. P. and Krstić, M. (2011) Extremum Seeking Based on Atmospheric Turbulence for Aircraft Endurance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **34**(6) : 1876–1885.
- [61] Krieger, J. P. and Krstić, M. (2013) Aircraft Endurance Maximization at Medium Mach Numbers by Extremum Seeking. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, **36**(2) : 390–403.
- [62] Krstić, M. (2000) Performance improvement and limitations in extremum seeking control. *Systems & Control Letters*, **39** : 313–326.

- [63] Krstić, M. and Wang, H.-H. (2000) Stability of extremum seeking feedback for general nonlinear dynamic systems. *Automatica*, **36** : 595–601.
- [64] Lee, B., Kim, M., Choi, B., Kim, C., Kim, H. J., and Jung, K. (2013) Closed-loop Active Flow Control of Stall Separation using Synthetic Jets. *AIAA Paper 2013-2925*.
- [65] Lombardi, A. J., Bowles, P. O., and Corke, T. C. (2012) Closed-Loop Dynamic Stall Control Using a Plasma Actuator. *AIAA Paper 2012-0918*.
- [66] Lombardi, A. J., Bowles, P. O., and Corke, T. C. (2013) Closed-Loop Dynamic Stall Control Using a Plasma Actuator. *AIAA Journal*, **51**(5) : 1130–1141.
- [67] Mangalam, A. and Moes, T. (2004) Real-Time Unsteady Loads Measurements Using Hot-Film Sensors. *Technical report TM-2004-212854*, NASA.
- [68] Meijering, A. and Schroder, W. (2001) Experimental Analysis of Separated Transitional Transonic Airfoil Flow. *AIAA Paper 2001-2987*.
- [69] Miranda, S., Vlachos, P. P., Telionis, D. P., and Corporation, A. (2005) Flow Control of a Sharp-Edged Airfoil. *AIAA Journal*, **43**(4) : 716–726.
- [70] Moase, W. H., Manzie, C., and Brear, M. J. (2010) Newton-Like Extremum-Seeking for the Control of Thermoacoustic Instability. *IEEE Transactions on Automatic Control*, **55**(9) : 2094–2105.
- [71] Morari, M. and Zafiriou, E. (1989) *Robust Process Control*. Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ.
- [72] Moura, S. J. and Chang, Y. A. (2010) Asymptotic Convergence through Lyapunov-Based Switching in Extremum Seeking with Application to Photovoltaic Systems. *Proceedings of the 2010 American Control Conference*, Baltimore, MD.
- [73] Nagib, H., Kiedaisch, J., Reinhard, P., and Demanett, B. (2006) Control Techniques for Flows with Large Separated Regions : A New Look at Scaling Parameters. *AIAA Paper 2006-2857*.
- [74] Nagib, H., Kiedaisch, J., Reinhard, P., and Demanett, B. (2007) Active Flow Control for High Lift Airfoils : Separation versus Circulation Control. *AIAA Paper 2007-1119*.
- [75] Nakayama, A., Stack, J., Lin, J., and Valarezo, W. (1993) Surface Hot-film Method for the Measurement of Transition, Separation, and Reattachment Point. *AIAA Paper 1993-2918*.
- [76] Nešić, D., Tan, Y., Manzie, C., Mohammadi, A., and Moase, W. (2012) A Unifying Framework for Analysis and Design of Extremum Seeking Controllers. *Proceedings of the 24th Chinese Control and Decision Conference*, pp. 4274–4285.
- [77] Nešić, D., Tan, Y., Moase, W. H., and Manzie, C. (2010) A Unifying Approach to Extremum Seeking : Adaptive Schemes Based on Estimation of Derivatives. *Proceedings of the 49th IEEE Conference on Decision and Control, Atlanta, GA*, pp. 4625–4630.
- [78] Nishri, B. and Wygnanski, I. (1998) Effects of Periodic Excitation on Turbulent Flow. *AIAA Journal*, **36**(4) : 547–556.
- [79] Pack-Melton, L. G., Yao, C. S., and Seifert, A. (2006) Active Control of Separation from the Flap of a Supercritical Airfoil. *AIAA Journal*, **44**(1) : 34–41.
- [80] Packard, N. and Bons, J. (2012) Closed-Loop Separation Control of Unsteady Flow on an Airfoil at Low Reynolds Number. *AIAA Paper 2012-0754*.
- [81] Pamart, P.-Y. (2011) Contrôle des décollements en boucle fermée. *Thèse de doctorat de l'université Pierre et Marie Curie*.
- [82] Pastoor, M., Henning, L., Noack, B. R., King, R., and Tadmor, G. (2008) Feedback shear layer control for bluff body drag reduction. *Journal of Fluid Mechanics*, **608** : 161–196.
- [83] Petz, R. and Nitsche, W. (2004) Active Separation Control on a High-lift Configuration by a Periodically Pulsating Jet. *Proceedings of the 24th International Congress of the Aeronautical Sciences*.

- [84] Pinier, J. T., Ausseur, J. M., Glauser, M. N., and Higuchi, H. (2007) Proportional Closed-Loop Feedback Control of Flow Separation. *AIAA Journal*, **45**(1) : 181–190.
- [85] Poggie, J., Tilmann, C. P., Flick, P. M., Silkey, J. S., Osbourne, B. a., Ervin, G., Maric, D., Mangalam, S., and Mangalam, A. (2010) Closed-Loop Stall Control System. *Journal of Aircraft*, **47**(5) : 1747–1755.
- [86] Poisson-Quinton, P. (1948) Recherches théoriques et expérimentales sur le contrôle de couches limites. *Congress of Applied Mechanics*, London.
- [87] Poisson-Quinton, P. and Lepage, L. (1961) Survey of French Research on the Control of Boundary Layer and Circulation. Lachmann, G. (ed.), *Boundary Layer and Flow Control, vol. 1*, pp. 21–73, Pergamon.
- [88] Popovic, D., Jankovic, M., Magner, S., and Teel, A. R. (2006) Extremum Seeking Methods for Optimization of Variable Cam Timing Engine Operation. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, **14**(3) : 398–407.
- [89] Rathay, N., Amitay, M., and Whalen, E. (2013) Flow Physics Associated with the Performance Enhancement of a Vertical Tail using Synthetic Jet Actuators. *AIAA Paper 2013-2797*.
- [90] Rathay, N. W., Boucher, M. J., Amitay, M., and Whalen, E. (2012) Performance Enhancement of a Vertical Stabilizer using Synthetic Jet Actuators : No Sideslip. *AIAA Paper 2012-0071*.
- [91] Rathay, N. W., Boucher, M. J., Amitay, M., and Whalen, E. (2012) Performance Enhancement of a Vertical Stabilizer using Synthetic Jet Actuators : Non-zero Sideslip. *AIAA Paper 2012-2657*.
- [92] Rethmel, C., Little, J., Takashima, K., Sinha, A., Adamovich, I., and Samimy, M. (2011) Pulse Driven DBD Plasma Actuators. *AIAA Paper 2011-487*.
- [93] Roos, F. and Kegelman, J. (1986) Control of Coherent Structures in Reattaching Laminar and Turbulent Shear Layers. *AIAA Journal*, **24**(12) : 1956–1963.
- [94] Schatz, M., Thiele, F., Petz, R., and Nitsche, W. (2004) Separation Control by periodic Excitation and its Application to a High Lift Configuration. *AIAA Paper 2004-2507*.
- [95] Seele, R., Graff, E., Gharib, M., Taubert, L., Lin, J., and Wygnanski, I. (2012) Improving Rudder Effectiveness with Sweeping Jet Actuators. *AIAA Paper 2012-3244*.
- [96] Seele, R., Graff, E., Lin, J., and Wygnanski, I. (2013) Performance Enhancement of a Vertical Tail Model with Sweeping Jet Actuators. *AIAA Paper 2013-0411*.
- [97] Seifert, A., Bachar, T., Koss, D., Shepshelovitch, M., and Wygnanski, I. (1993) Oscillatory Blowing : A Tool to Delay Boundary-Layer Separation. *AIAA Journal*, **31**(11) : 2052–2060.
- [98] Seifert, A., Darabi, A., and Wygnanski, I. (1996) Delay of Airfoil Stall by Periodic Excitation. *Journal of Aircraft*, **33**(4) : 691–698.
- [99] Seifert, A., Greenblatt, D., and Wygnanski, I. J. (2004) Active separation control : an overview of Reynolds and Mach numbers effects. *Aerospace Science and Technology*, **8**(7) : 569–582.
- [100] Seifert, A. and Pack, L. (1999) Oscillatory Control of Separation at High Reynolds Numbers. *AIAA Journal*, **37**(9) : 1062–1071.
- [101] Seifert, A. and Pack-Melton, L. (2006) Control and identification of turbulent boundary layer separation. *Proceedings of the IUTAM Symposium on One Hundred Years of Boundary Layer Research*.
- [102] Shaqarin, T. (2011) Contrôle actif en boucle fermée pour le recollement d’une couche limite turbulente épaisse. *Thèse de doctorat de l’université Lille 1*.
- [103] Shaqarin, T., Braud, C., Coudert, S., and Stanislas, M. (2013) Open and closed-loop experiments to identify the separated flow dynamics of a thick turbulent boundary layer. *Experiments in Fluids*, **54** : 1448.
- [104] Simpson, R., Ghodbane, M., and McGrath, B. (1987) Surface pressure fluctuations in a separating turbulent boundary layer. *Journal of Fluid Mechanics*, **177** : 167–186.

- [105] Sinha, A., Kim, K., Kim, J.-h., Serrani, A., and Samimy, M. (2010) Extremizing Feedback Control of a High-Speed and High Reynolds Number Jet. *AIAA Journal*, **48**(2) : 387–399.
- [106] Skogestad, S. and Postlethwaite, I. (1996) *Multivariable Feedback Control - Analysis and Design*. Wiley, New York.
- [107] Stack, J., Mangalam, S., and Kalburgi, V. (1988) The Phase Reversal Phenomenon at Flow Separation and Reattachment. *AIAA Paper 88-0408*.
- [108] Tewes, P., Wygnanski, I., and Washburn, A. E. (2011) Feedback-Controlled Forcefully Attached Flow on a Stalled Airfoil. *Journal of Aircraft*, **48**(3) : 940–951.
- [109] Tian, Y., Cattafesta III, L. N., and Mittal, R. (2006) Adaptive Control of Separated Flow. *AIAA Paper 2006-1401*.
- [110] Tian, Y., Song, Q., and Cattafesta III, L. N. (2006) Adaptive Feedback Control of Flow Separation. *AIAA Paper 2006-3016*.
- [111] Troshin, V. and Seifert, A. (2013) Performance recovery of a thick turbulent airfoil using a distributed closed-loop flow control system. *Experiments in Fluids*, **54** : 1443.
- [112] Wang, H.-H., Yeung, S., and Krstić, M. (2000) Experimental Application of Extremum Seeking on an Axial-Flow Compressor. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, **8**(2) : 300–309.
- [113] Werlé, H. and Gallon, M. (1976) Etude par visualisations hydrodynamiques de divers procédés de contrôle d'écoulements décollés. *La Recherche Aérospatiale*, **75**(2).
- [114] Wick, B. H. (1954) Study of the subsonic forces and moments on an inclined plate of infinite span. *Technical note 3221, National Advisory Committee for Aeronautics*.
- [115] Wiederhold, O., King, R., Noack, B. R., Neuhaus, L., Neise, W., Enghardt, L., and Swoboda, M. (2011) Adaptive Control in an Axial Turbofan : Model-Free Implementation with Short Response Time. *AIAA Journal*, **49**(7) : 1429–1436.
- [116] Williamson, G. A. (2012) Experimental Wind Tunnel Study of Airfoils with Large Flap Deflections at low Reynolds Numbers. *Master Thesis of the University of Illinois at Urbana-Champaign*.
- [117] Wiltse, J. and Glezer, A. (1993) Manipulation of free shear flows using piezoelectric actuators. *Journal of Fluid Mechanics*, **249** : 261–285.
- [118] Wu, J.-Z., Lu, X.-Y., Denny, A., Fan, M., and Wu, J.-M. (1998) Post-stall flow control on an airfoil by local unsteady forcing. *Journal of Fluid Mechanics*, **371** : 21–58.
- [119] Wu, J.-Z., Vakili, A. D., and Wu, J.-M. (1991) Review of the physics of enhancing vortex lift by unsteady excitation. *Progress in Aerospace Sciences*, **28** : 73–131.
- [120] Zakharin, B., Tewes, P., Chen, C., and Wygnanski, I. (2008) The Utility of Hysteresis for Closed-Loop Control Applications that Maintain Attached Flow under Natural Post-Stall Conditions on Airfoils. *AIAA Paper 2008-4078*.
- [121] Zaman, K., McKinzie, D., and Rumsey, C. (1989) A natural low-frequency oscillation of the flow over an airfoil near stalling conditions. *Journal of Fluid Mechanics*, **202** : 403–442.
- [122] Zhang, M., Zhou, Y., and Cheng, L. (2008) Control of Poststall Airfoil Aerodynamics Based on Surface Perturbation. *AIAA Journal*, **46**(10) : 2510–2519.
- [123] Zhou, M., Fernholz, H., Ma, H., Wu, J., and Wu, J. (1993) Vortex Capture by a Two-Dimensional Airfoil with a Small Oscillating Leading-Edge Flap. *AIAA Paper 93-3266*.

## Annexe A : Matrice de covariance du filtre de Kalman

Le filtre de Kalman utilisé dans le chapitre 5 est implémenté avec les matrices suivantes :

- Matrice de covariance du bruit de *process*

$$Q = \begin{pmatrix} 0,01 & 0 \\ 0 & 400 \end{pmatrix} ;$$

- Matrice de covariance du bruit de mesure

$$R = \begin{pmatrix} 0,01 & 0 \\ 0 & 100 \end{pmatrix} ;$$

- Matrice initiale de covariance de l'erreur d'estimation

$$P_0 = \begin{pmatrix} 0,01 & 0 \\ 0 & 100 \end{pmatrix} .$$

Ce réglage est en fait proposé par Henning *et al.*<sup>49</sup> et est apparu comme approprié à notre application pour l'estimation du gradient de la carte statique à l'aide d'un filtre de Kalman. Aucune étude systématique du réglage de ces matrices n'a été réalisée mais on a constaté que la modification d'une de ces matrices n'a que très peu d'effet sur l'estimation.

## Annexe B : Synthèse des régulateurs à logique floue

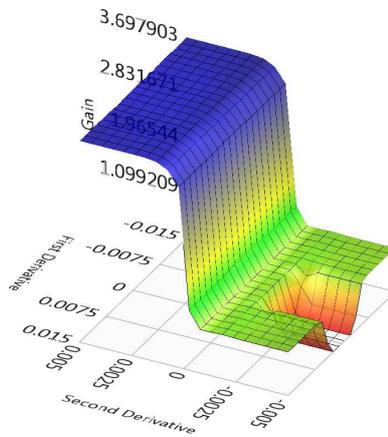
Cette annexe présente les détails de la synthèse de trois des régulateurs à logique floue utilisés dans l'étude. Ces régulateurs sont respectivement les régulateurs *reg0* et *reg1* du chapitre 5 et le régulateur utilisé dans le chapitre 4. Les données sont tirées du rapport édité directement depuis LabVIEW. Ce rapport présente successivement

- les variables d'entrée et de sortie des régulateurs ;
- la méthode de *defuzzification* ;
- les fonctions d'appartenances des variables d'entrée et de sortie ;
- la base de règles.

Sur ce dernier point, il faut noter que c'est, dans tous les cas, l'opérateur « minimum » (préconisé par Mamdani, voir cours de Demerlé<sup>32</sup>) qui est utilisé comme méthode d'inférence, et l'implication est réalisée par un opérateur « minimum » qui correspond à l'opérateur « maximum » du cours de Demerlé<sup>32</sup> (voir le *Toolkit User Manual* concernant la logique floue<sup>1</sup>).

Dans le cas du régulateur *reg0*, la surface de réponse du régulateur est d'abord présentée. Les autres régulateurs utilisés dans le chapitre 5 ont une surface réponse de même forme et seules les valeurs du gain sont modifiées.

Régulateur flou reg0



Input variables

Name	Range	Number of membership functions
First Derivative	-0.015 to 0.015	3
Second Derivative	-0.005 to 0.005	3

Output variables

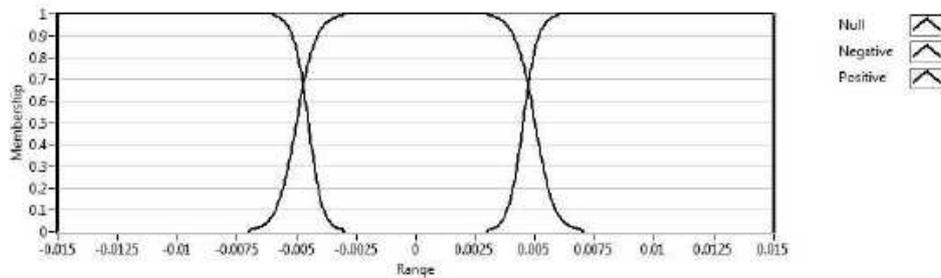
Name	Range	Number of membership functions
Gain	0 to 5	3

Defuzzification method: Center of Area

Input membership functions

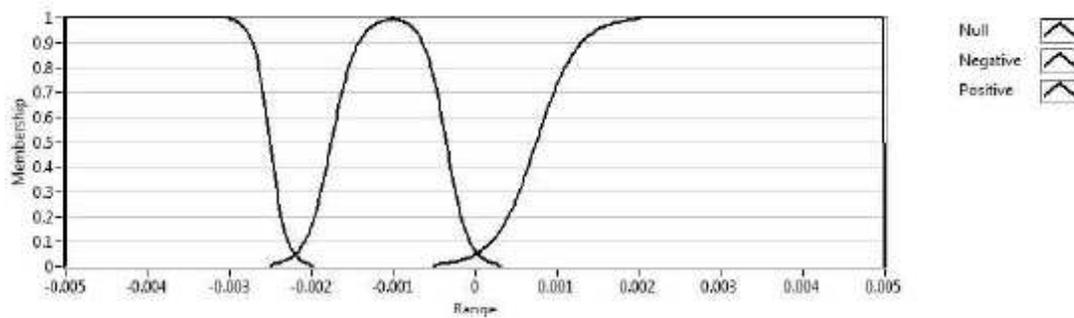
First Derivative

Membership function	Shape	Points
Null	Sigmoid	-0.007 ; -0.003 ; 0.003 ; 0.007
Negative	Sigmoid	-0.015 ; -0.015 ; -0.006 ; -0.003
Positive	Sigmoid	0.003 ; 0.006 ; 0.015 ; 0.015



Second Derivative

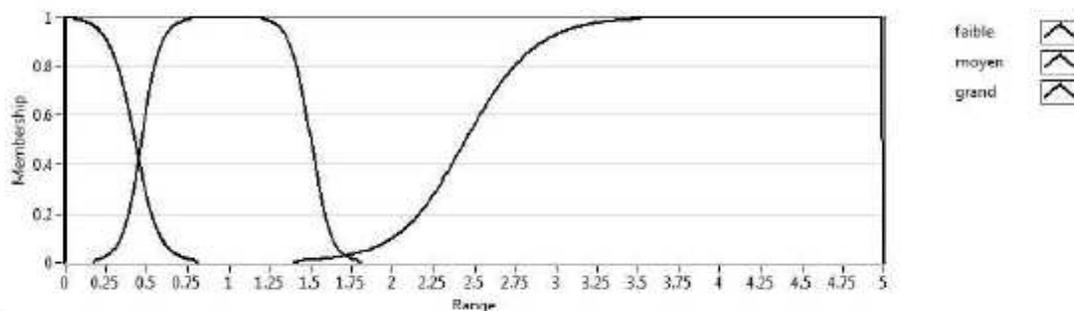
Membership function	Shape	Points
Null	Sigmoid	-0.0025 ; -0.001 ; -0.001 ; 0.0003
Negative	Sigmoid	-0.005 ; -0.005 ; -0.003 ; -0.002
Positive	Sigmoid	-0.0005 ; 0.002 ; 0.005 ; 0.005



### Output membership functions

#### Gain

Membership function	Shape	Points
faible	Sigmoid	0 ; 0 ; 0.05 ; 0.8
moyen	Sigmoid	0.17 ; 0.76 ; 1.2 ; 1.8
grand	Sigmoid	1.4 ; 3.5 ; 5 ; 5



### Rules

1. IF 'First Derivative' IS 'Null' AND 'Second Derivative' IS 'Null' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
2. IF 'First Derivative' IS 'Null' AND 'Second Derivative' IS 'Positive' THEN 'Gain' IS 'grand'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
3. IF 'First Derivative' IS 'Positive' AND 'Second Derivative' IS 'Positive' THEN 'Gain' IS 'grand'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
4. IF 'First Derivative' IS 'Positive' AND 'Second Derivative' IS 'Null' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
5. IF 'First Derivative' IS 'Negative' AND 'Second Derivative' IS 'Positive' THEN 'Gain' IS 'grand'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
6. IF 'First Derivative' IS 'Negative' AND 'Second Derivative' IS 'Null' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
7. IF 'First Derivative' IS 'Positive' AND 'Second Derivative' IS 'Negative' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
8. IF 'First Derivative' IS 'Negative' AND 'Second Derivative' IS 'Negative' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
9. IF 'First Derivative' IS 'Null' AND 'Second Derivative' IS 'Negative' THEN 'Gain' IS 'faible'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00

Régulateur flou reg1

Input variables

Name	Range	Number of membership functions
First Derivative	-0.015 to 0.015	3
Second Derivative	-0.005 to 0.005	3

Output variables

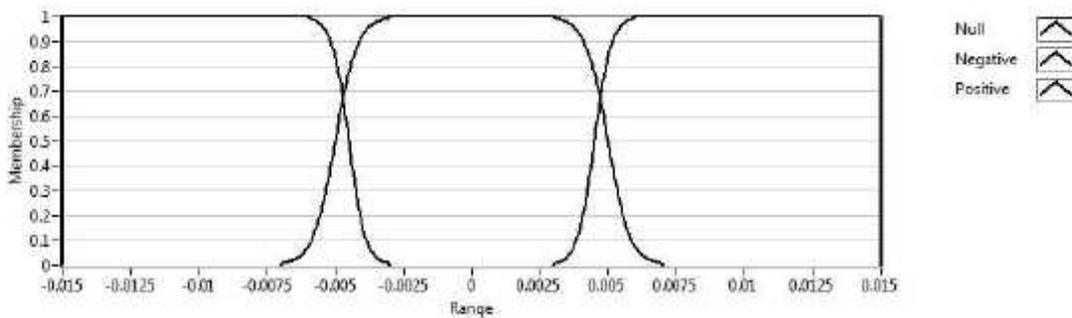
Name	Range	Number of membership functions
Gain	0 to 20	3

Defuzzification method: Center of Area

Input membership functions

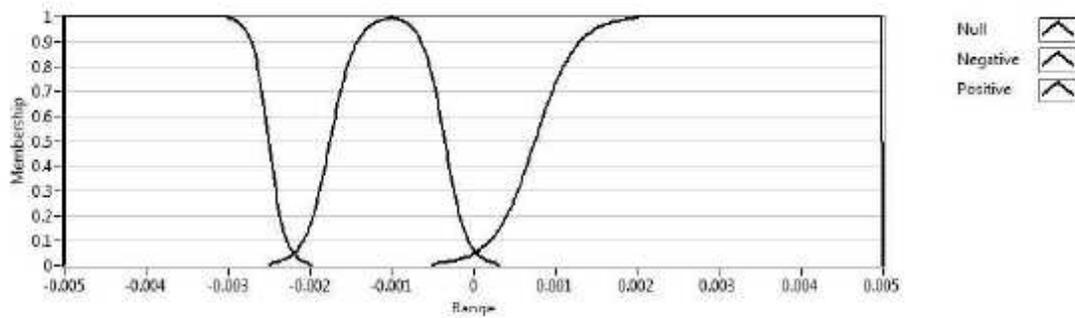
First Derivative

Membership function	Shape	Points
Null	Sigmoid	-0.007 ; -0.003 ; 0.003 ; 0.007
Negative	Sigmoid	-0.015 ; -0.015 ; -0.006 ; -0.003
Positive	Sigmoid	0.003 ; 0.006 ; 0.015 ; 0.015



Second Derivative

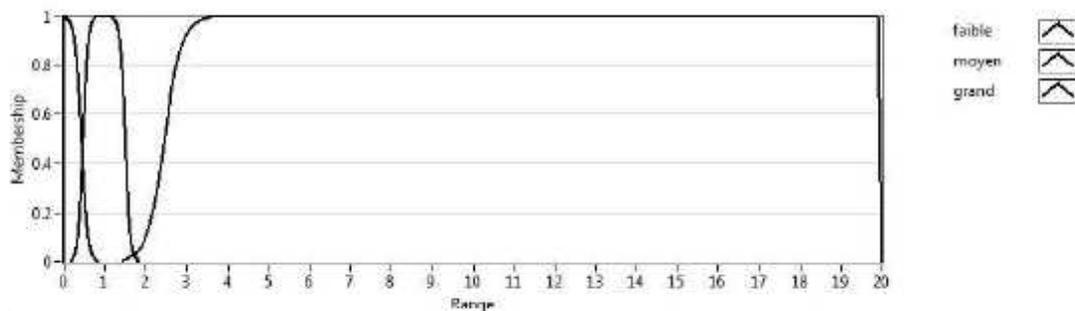
Membership function	Shape	Points
Null	Sigmoid	-0.0025 ; -0.001 ; -0.001 ; 0.0003
Negative	Sigmoid	-0.005 ; -0.005 ; -0.003 ; -0.002
Positive	Sigmoid	-0.0005 ; 0.002 ; 0.005 ; 0.005



### Output membership functions

#### Gain

Membership function	Shape	Points
faible	Sigmoid	0 ; 0 ; 0.05 ; 0.8
moyen	Sigmoid	0.17 ; 0.76 ; 1.2 ; 1.8
grand	Sigmoid	1.4 ; 3.5 ; 20 ; 20



### Rules

- IF 'First Derivative' IS 'Null' AND 'Second Derivative' IS 'Null' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
- IF 'First Derivative' IS 'Null' AND 'Second Derivative' IS 'Positive' THEN 'Gain' IS 'grand'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
- IF 'First Derivative' IS 'Positive' AND 'Second Derivative' IS 'Positive' THEN 'Gain' IS 'grand'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
- IF 'First Derivative' IS 'Positive' AND 'Second Derivative' IS 'Null' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
- IF 'First Derivative' IS 'Negative' AND 'Second Derivative' IS 'Positive' THEN 'Gain' IS 'grand'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
- IF 'First Derivative' IS 'Negative' AND 'Second Derivative' IS 'Null' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
- IF 'First Derivative' IS 'Positive' AND 'Second Derivative' IS 'Negative' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
- IF 'First Derivative' IS 'Negative' AND 'Second Derivative' IS 'Negative' THEN 'Gain' IS 'moyen'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
- IF 'First Derivative' IS 'Null' AND 'Second Derivative' IS 'Negative' THEN 'Gain' IS 'faible'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00

### Régulateur flou du chapitre 4

Comme on peut le deviner sur la définition des fonctions d'appartenance de la variable d'entrée appelée *first derivative* (l'entrée du régulateur à logique floue étant bien  $\xi$ , soit l'estimation du gradient local), la valeur de la pente de référence  $\xi_{ref}$  est de  $-0,02$ . En effet, la fonction d'appartenance *null* est située autour de  $-0,02$ .

#### Input variables

Name	Range	Number of membership functions
First derivative	-0.2 to 0.05	3

#### Output variables

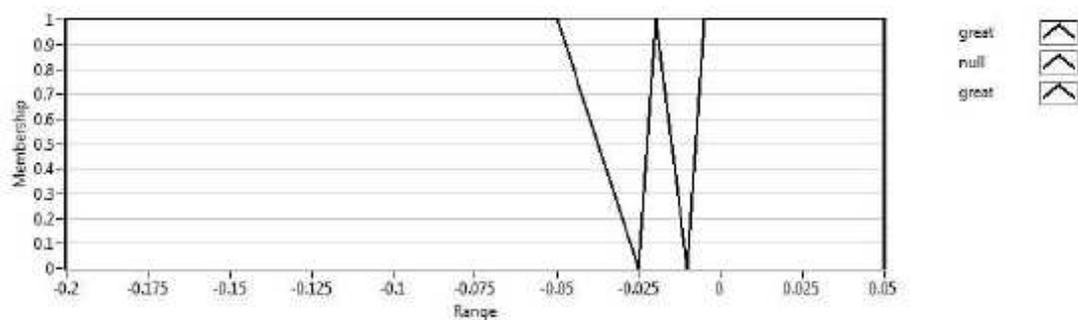
Name	Range	Number of membership functions
Gain	-3 to 0	3

Defuzzification method: Center of Maximum

#### Input membership functions

##### First derivative

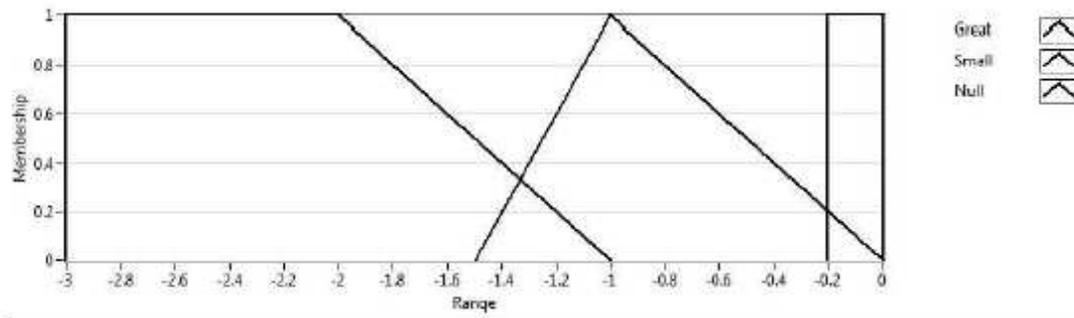
Membership function	Shape	Points
great negative	Trapezoid	-0.2 ; -0.2 ; -0.05 ; -0.025
null	Trapezoid	-0.025 ; -0.02 ; -0.02 ; -0.01
great positive	Trapezoid	-0.01 ; -0.005 ; 0.05 ; 0.05



#### Output membership functions

##### Gain

Membership function	Shape	Points
Great	Trapezoid	-3 ; -3 ; -2 ; -1
Small	Triangle	-1.5 ; -1 ; 0
Null	Trapezoid	-0.2 ; -0.2 ; 0 ; 0

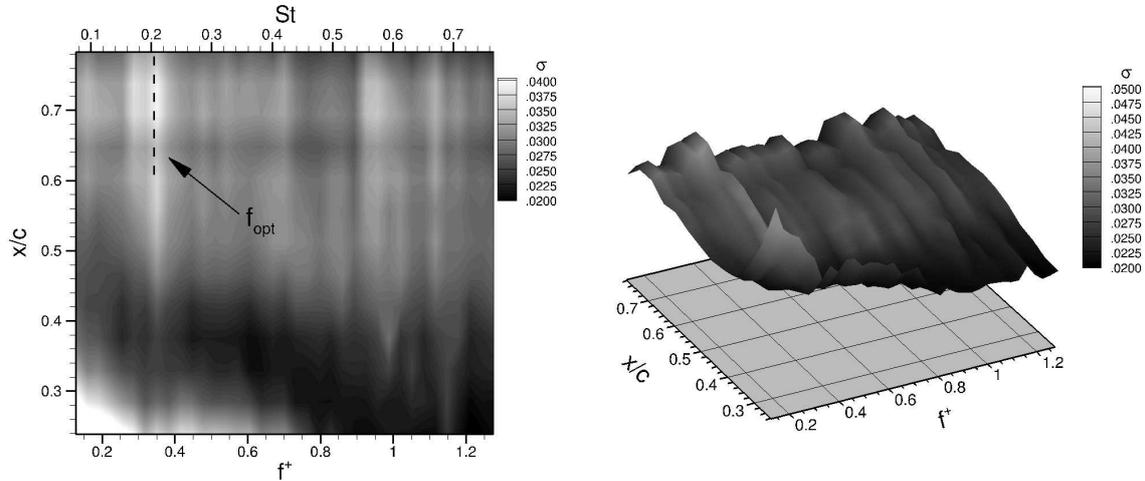


### Rules

1. IF 'First derivative' IS 'great negative' THEN 'Gain' IS 'Small'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
2. IF 'First derivative' IS 'null' THEN 'Gain' IS 'Null'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
3. IF 'First derivative' IS 'great positive' THEN 'Gain' IS 'Great'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00
4. IF 'First derivative' IS 'great negative' THEN 'Gain' IS 'Small'  
connective: AND (Minimum) ; implication: Minimum ; degree of support: 1.00

### Annexe C : Sensibilité en fréquence de forçage sur la valeur rms

La figure 0-28 présente, pour  $\delta = 37^\circ$ , la valeur de l'écart-type  $\sigma$  de la tension des 13 films chauds en fonction de la fréquence de forçage  $f^+$ .



**Fig. 0-28** – Valeur de l'écart-type  $\sigma$  de la tension film chaud en fonction de  $f^+$  et  $x/c$  ( $\delta = 37^\circ$  ;  $\langle c_\mu \rangle = 0,8\%$  ;  $U_\infty = 34,5 \text{ m.s}^{-1}$ ).

On constate que l'augmentation de la valeur moyenne d'un signal film chaud (voir figure 5-7) à la fréquence de forçage optimale s'accompagne logiquement d'une augmentation de la valeur de l'écart-type du même signal. Cette augmentation reste toutefois modérée par rapport aux valeurs de l'écart-type pour les autres fréquences de forçage. On note par ailleurs que la valeur rms est plus élevée aux positions proches du bord d'attaque et pour les basses fréquences de forçage.





Timothée CHABERT

## Contrôle expérimental en boucle fermée du décollement sur un volet

Le décollement de la couche limite sur un volet est responsable de pertes de performances importantes, telles qu'une chute de la portance et une augmentation de la traînée, lors des phases de décollage et d'atterrissage d'un avion. Les aéronefs modernes sont équipés de volets dont le déploiement laisse apparaître une fente qui permet d'augmenter la portance aux faibles vitesses. Les mécanismes de déploiement associés sont lourds et complexes. Dans le but de les simplifier, l'idée consiste à supprimer la fente entre le volet et l'aile, et à la remplacer par un dispositif de contrôle du décollement de type « soufflage pulsé ». Les travaux de thèse proposent l'adaptation temps-réel en boucle fermée des paramètres du soufflage, c'est-à-dire la quantité de mouvement injectée dans l'écoulement et la fréquence de forçage. Les algorithmes de contrôle développés durant l'étude ont permis de répondre à deux objectifs, le premier étant de maintenir l'écoulement attaché lors d'un braquage progressif du volet, et le second de garantir une portance maximale malgré le décollement qui survient inévitablement aux forts angles de braquage lorsque l'apport de quantité de mouvement du contrôle est trop faible. Ces deux objectifs se classent respectivement dans le cadre du *contrôle direct du décollement (flow separation control)* et le cadre du *contrôle des écoulements décollés (separated-flow control)*.

**Mots-clés** : DECOLLEMENT ; VOLET ; FENTE PULSEE ; CONTROLE ; BOUCLE FERMEE

## Experimental closed-loop control of flow separation over a flap

Boundary layer separation from flaps is responsible for large performance losses during take-off and landing phases of an aeroplane flight, including loss of lift and drag increase. On modern aircraft, a slot located between the wing and the flap enables to increase lift at low speed. To manage this slot, flap deployment systems are very complex and heavy. It would be of interest to simplify them and replace the slot by separation control devices whose parameters such as injected momentum and forcing frequency can be adapted in closed-loop and real-time. The present study aims at developing algorithms to control those parameters in order to fulfill two objectives; the first one is to maintain the flow attached when the flap is progressively deflected; the second one is to provide maximum lift despite of massive separation at high flap deflection angles, when the momentum injected into the flow is no more sufficient to reach full reattachment. In the literature, the first objective is related to the framework of *flow separation control*, and the second one to the framework of *separated-flow control*.

**Key words** : FLOW SEPARATION ; FLAP ; PULSED SLOT ; FLOW CONTROL ; CLOSED-LOOP