

Étude du décrochage profond et application à l'anticipation des risques particuliers dans les phases de vol à haute incidence

Laurent HÉTRU, Sébastien KOLB, Olivier MONTAGNIER, Thierry M.FAURE

Centre de Recherche de l'Armée de l'Air-BA 701 Salon de Provence-13661 SALON AIR

1 Introduction

Aux hautes incidences, les problématiques de décrochage ou « stall » sont les plus fréquentes. Ce phénomène est dû principalement à des pertes d'efficacité (déficits de portance) des surfaces portantes de l'avion suite à des décollements de couches limite. Ces phases de vol décroché sont chaotiques. Les paramètres aérodynamiques et de l'écoulement y sont fortement instationnaires et mal décrits (coefficient de portance et de traînée, pression et vitesse). Toutefois le décrochage « simple » de la voilure principale de l'aéronef est un phénomène observé depuis longtemps. Il reste nuisible pour la sécurité de l'appareil mais peut facilement se résoudre tant que ce dernier reste manœuvrable. En effet, la sortie en « piqué » est la façon idéale de traiter le problème. Ainsi garder une manœuvrabilité (capacité à modifier l'attitude d'un avion) élevée en toutes circonstances est, de ce fait, un point particulièrement sensible. Le « décrochage profond » ou « deep-stall » est un cas de décrochage dans lequel la manœuvrabilité de l'avion est extrêmement réduite. Il s'agit d'un état d'équilibre stable à haute incidence dans lequel l'aéronef se retrouve dans une attitude à haute incidence (au delà de l'incidence de décrochage), en affichant une vitesse verticale fortement négative (figure 1). On dit que l'avion se trouve en décrochage profond lorsque ce dernier affiche

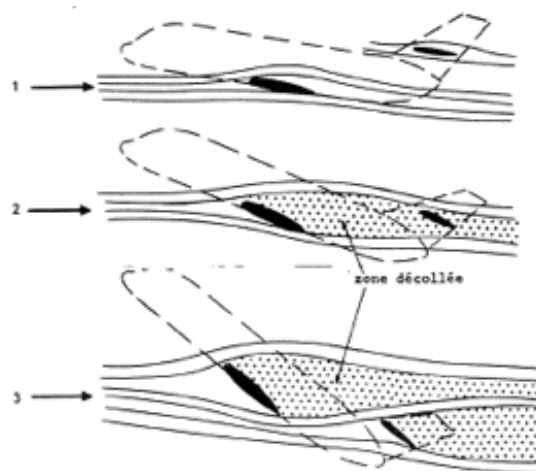


FIGURE 1 – Schéma d'entrée d'un aéronef en décrochage profond [1].

une dynamique en tangage $\alpha = f(t)$ convergente vers une position à incidence élevée α grand,

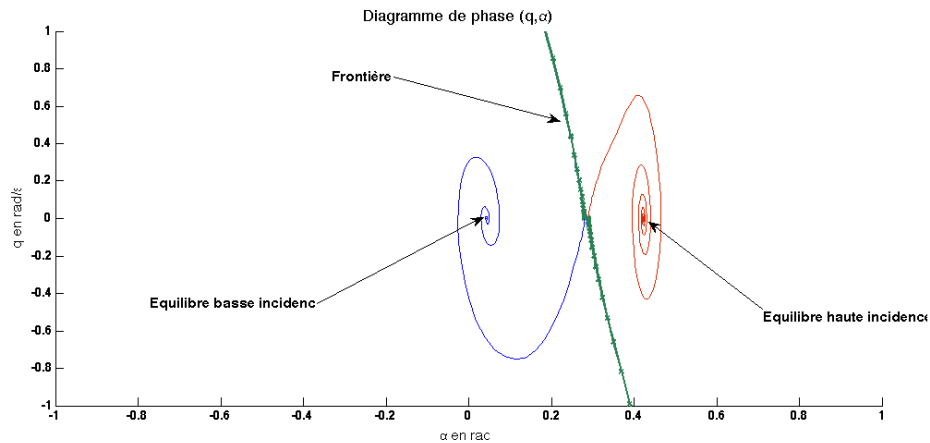
FIGURE 2 – Portrait de phase (q, α) d'un aéronef modèle longitudinal.

figure 2. La notion de décrochage profond apparait en 1963 suite à l'accident d'un prototype du BAC 1-11 tuant son équipage. Le décrochage profond ainsi que les problématiques liées aux vols à hautes incidences sur les avions à empennage en « T » (« T-Tail ») sont abordées, dès 1965 dans les travaux de [2], [3] et en 1966 dans [4]. Il est démontré que les aéronefs équipés d'empennage en « T » offrent une manœuvrabilité longitudinale plus importante qu'une conception classique d'empennage en position basse. [2] précise qu'un empennage en position haute sur la dérive n'évolue pas dans le sillage de la voilure principale (à angles d'attaques modérés). Ainsi, l'angle ϵ de déviation de l'écoulement sur l'empennage est faible et la pression dynamique amont est équivalente à celle de la voilure. De plus, la position haute des surfaces portantes ajoute un bras de levier important et donc améliore l'efficacité mécanique des gouvernes de profondeur. Ces observations s'illustrent dans le nombre important d'aéronefs conçus autour de cette configuration. Les études menées par [2] et [3] décrivent le comportement longitudinal de plusieurs types d'aéronefs aux hautes incidences. Ces résultats expérimentaux analysent l'influence de critères de conception (hauteur de l'empennage, largeur de l'empennage, position des nacelles des moteurs, profil du fuselage, etc..) en tant que critères propices à l'apparition du décrochage profond. Les coefficients aérodynamiques de moment de tangage sont fournis pour chacune des configurations. Les travaux de [4] formalisent les interactions aérodynamiques entre l'empennage en T et la voilure aux hautes incidences. L'angle de déflexion ainsi que la pression dynamique de l'écoulement sur l'empennage joue un rôle majeur dans la manœuvrabilité de l'aéronef c'est-à-dire la forme de la courbe $C_m(\alpha)$. Les effets 3D (allongement de la voilure et flèche) semblent aussi avoir de l'influence sur le coefficient de moment en tangage ([2], [4]). Sous les mêmes conditions que précédemment, [5] présente des conclusions sur la dynamique du mouvement de décrochage profond. Sous diverses conditions initiales, les évolutions temporelles des composantes du vecteur d'état de l'aéronef en longitudinal sont décrites. Ainsi pour un type de données aérodynamiques (C_m , C_z , C_x , etc.), l'entrée en décrochage profond semble dépendre de la phase transitoire précédent l'équilibre longitudinal.

2 Description de l'expérience modèle

Nous avons décidé de concevoir une expérience modèle en soufflerie. Cette dernière permet une simplification de la réalité en ne gardant que les facteurs importants pour la description du phénomène de décrochage profond. Ainsi, nous focaliserons notre étude sur la caractérisation de

deux profil 2D en tandem. Une étude aérodynamique numérique (CFD) et expérimentale (PIV) a pour but de mettre en évidence l'influence du masquage des deux profils sur l'écoulement. L'étude dynamique aura pour but de simuler des phases de vol à hautes incidences longitudinales et d'établir des critères sur l'apparition probable du décrochage profond. Nous utiliserons les souffleries de l'École de l'Air. Ce sont des souffleries à retour, la vitesse maximale de l'écoulement dans la section d'essai est de 30 m/s. La figure 3 représente une vue d'artiste de la veine d'essai, avec le montage de deux profils.

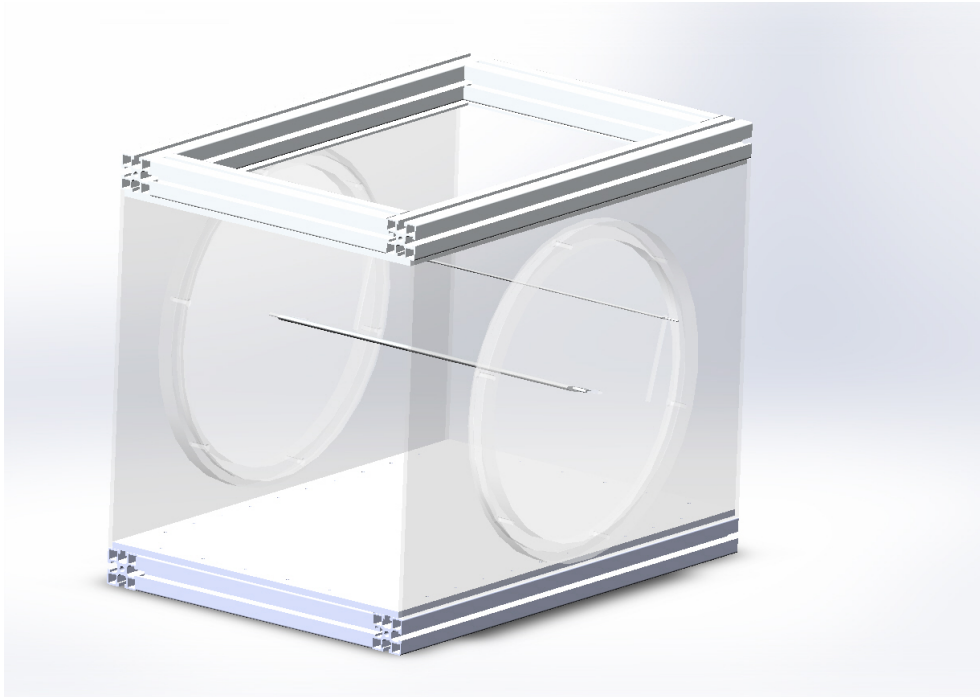


FIGURE 3 – Vue d'artiste de l'expérience.

2.1 Système de mesure des champs de vitesse dans l'écoulement

Les mesures ont pour objectif de déterminer le champ de vitesse autour des profils par vélocimétrie par images de particules (PIV), afin de caractériser les zones d'écoulement attaché et décollé ainsi que le niveau de turbulence en fonction de l'angle d'incidence α . Le système PIV est constitué d'un laser Nd-YAG qui émet une nappe laser d'environ 1 mm d'épaisseur dans la longueur d'onde 532 nm avec une énergie de 135 mJ par impulsion. Les séquences d'images sont enregistrées par une caméra 12 bits de résolution 2048x2048 pixels à la fréquence de 16 Hz. Les champs de vitesse sont obtenus avec une méthode d'intercorrélation et ne sont pas résolus en temps.

2.2 Dimensionnement et effet de blocage

La veine d'air a une section carrée $l = 0,45$ m de coté. Sa longueur est de 0,65 m. Les effets de blocage sont à prendre en compte dans le dimensionnement du dispositif expérimental. En effet, dans les plages d'incidences élevée α , les profils en tandem dans l'écoulement ne doivent pas masquer une trop grande partie de l'écoulement amont, sous réserve d'apparition d'un blocage de l'écoulement

(figure 4).

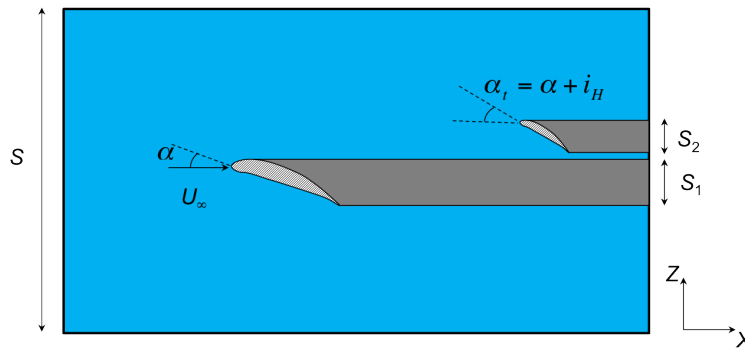


FIGURE 4 – Définition du blocage au sein d'une expérience en soufflerie.

Les paramètres à optimiser en vue d'un blocage minimum sont :

- la corde du premier profil c_1 ;
- la corde du second profil c_2 ;
- la distance L_x ;
- la distance L_z .

Le blocage B est le rapport entre la surface bloquée S_b et la section $S = l^2$ de la veine d'air du présent dispositif expérimental.

On considère les deux profils en tandem dans la section (figure 5) .

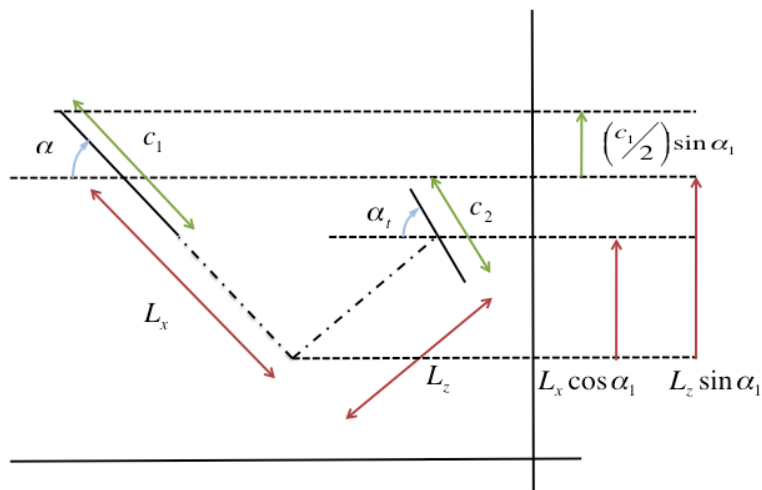


FIGURE 5 – Configuration des profils en tandem au sein du dispositif expérimental.

Plusieurs configurations sont possibles pour le positionnement du profil aval dans l'écoulement (figure 6). En fonction des différentes positions du profil aval, on obtient diverses expressions pour S_b .

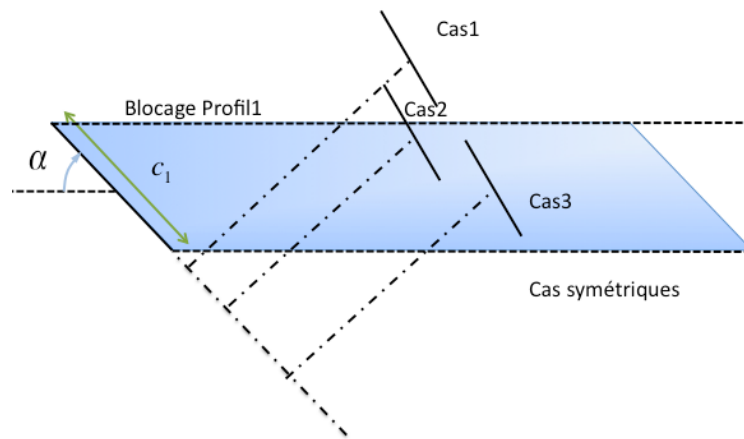


FIGURE 6 – Configurations de blocages possibles.

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Cas 1 :} \\ \text{Cas 2 :} \\ \text{Cas 3 :} \\ \text{Cas 4 :} \\ \text{Cas 5 :} \end{array} \right. \begin{array}{l} S_b = c_1 \sin \alpha - \frac{c_2}{2} \sin \alpha_t \\ S_b = c_1 \sin \alpha + L_x \sin \alpha - L_y \cos \alpha - \frac{c_2}{2} \sin \alpha_t + \frac{c_1}{2} \sin \alpha \\ S_b = c_1 \sin \alpha \\ S_b = c_1 \sin \alpha + L_x \sin \alpha - L_y \cos \alpha + \frac{c_2}{2} \sin \alpha_t - \frac{c_1}{2} \sin \alpha \\ S_b = c_1 \sin \alpha - \frac{c_2}{2} \sin \alpha_t \end{array} \quad (2.1)$$

Le figure 7 présente le taux de blocage pour le jeu de données présenté dans le tableau 1, en fonction de l'angle d'incidence α .

Tableau1

Paramètres utilisés pour le dispositif expérimental	
Corde 1 ^{er} profil : c_1	50 mm
Corde 2 nd profil : c_2	$\frac{c_1}{2} = 25$ mm
Distance horizontale : L_x	$2c_1 = 100$ mm
Distance verticale : L_z	$c_1 = 50$ mm
Incidence 1 ^{er} profil : α	variable
Incidence 2 nd profil : α_t	$\alpha_t = \alpha + 10^\circ$

La limite de 6% de blocage est présentée comme la limite correcte lors d'une expérience. Au delà le blocage modifie l'écoulement de façon globale et il faut prévoir une correction des mesures [6]. Cependant, cette configuration, nous permet de rester sous la valeur de 6% de blocage dans le domaine des angles d'incidences α que nous voulons explorer ($\alpha < 30^\circ$).

2.3 Dimensionnement par étude dynamique

L'angle d'incidence α de la voilure principale est pertinent pour notre étude. Pour un aéronef, l'évolution temporelle de l'incidence caractérise l'entrée ainsi que l'établissement d'un décrochage

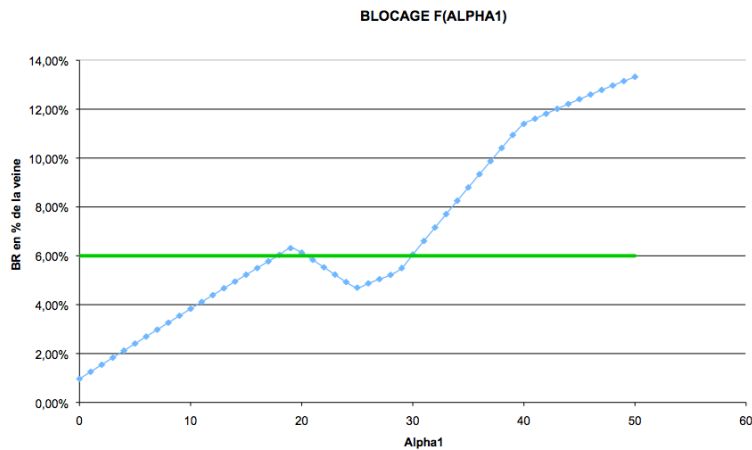


FIGURE 7 – Taux de blocage de la veine d'air en fonction de l'incidence du profil amont.

profond. L'expérience en soufflerie va être pensée pour reproduire la dynamique longitudinale de l'incidence d'un avion évoluant dans l'écoulement amont (figure 8).

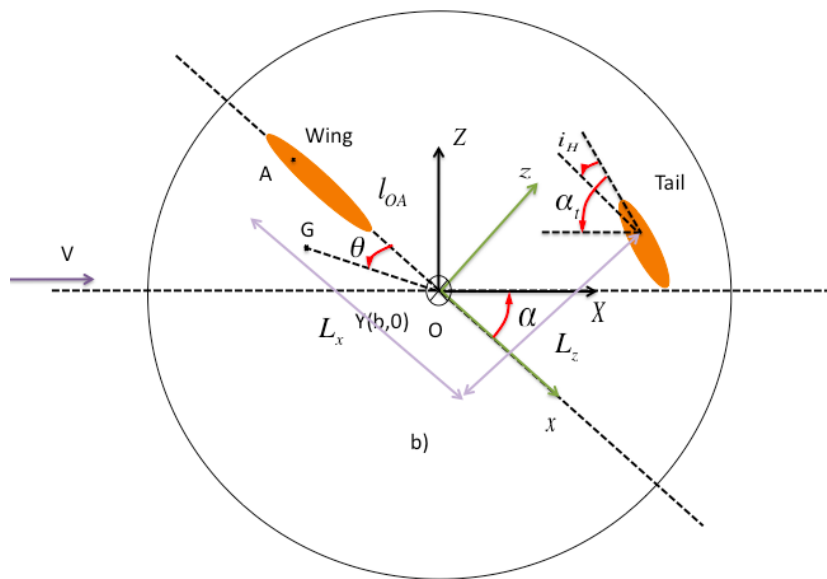


FIGURE 8 – Mise en équation du modèle dynamique.

La résolution du modèle se fait par une méthode d'intégration aux différences finies en temps. Après recherche des paramètres optimaux par simulation successive, nous retenons le jeu de données Tableau 2 en accord avec les résultats déjà optimisés Tableau 1.

La figure 9 présente l'évolution temporelle de l'incidence α . La figure 10 présente la même évolution en prenant en compte un frottement visqueux supplémentaire sous la forme d'un moment $M_{fv} = h \cdot \dot{\alpha} \cdot y$. Nous comparons ces résultats à la figure 11 donnant l'évolution temporelle de l'incidence α dans le cadre d'un modèle longitudinal d'un avion complet. Pour le dispositif expérimental, nous remarquons que les amortissements des oscillations d'incidence sont très différents suivant les

cas amorti ou non-amorti. La figure 9 ne présente pas de convergence dans les 50 secondes de la simulation. Des observations basiques montrent que cette dynamique est très éloignée du mouvement d'oscillation d'incidence d'un aéronef réel (figure 11) [5]. La figure 10 est présente une incidence convergée en 10 s. Bien que présentant une évolution différente, ces résultats sont comparables à la simulation avion (figure 11).

Tableau2

Paramètres utilisés pour le dispositif expérimental	
Masse volumique de l'air ρ	1.224 kg/m ³
Surface voilure S_w	0.0225 m ²
Surface du plan S_t	0.0113 m ²
Vitesse infinie amont : V_{inf}	60 m/s
Distance l_{OA} : A en O	0 m
Distance l_{OG} : G en O	0 m
Calage du plan : i_H	-0.1 rad à cabrer
Inertie suivant l'axe y : I_{yy}	10 kg.m ²
Masse totale : M_{tot}	2 kg

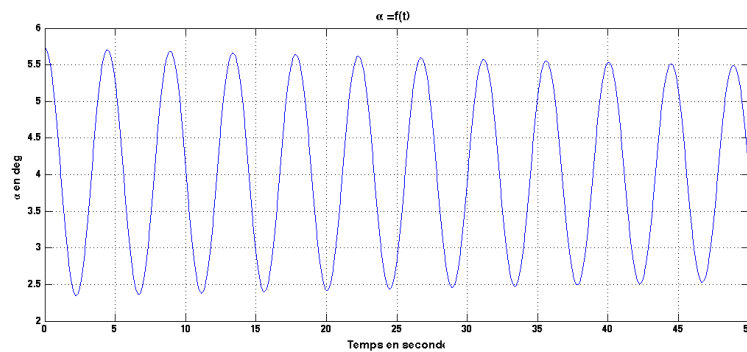


FIGURE 9 – Dynamique du dispositif expérimental.

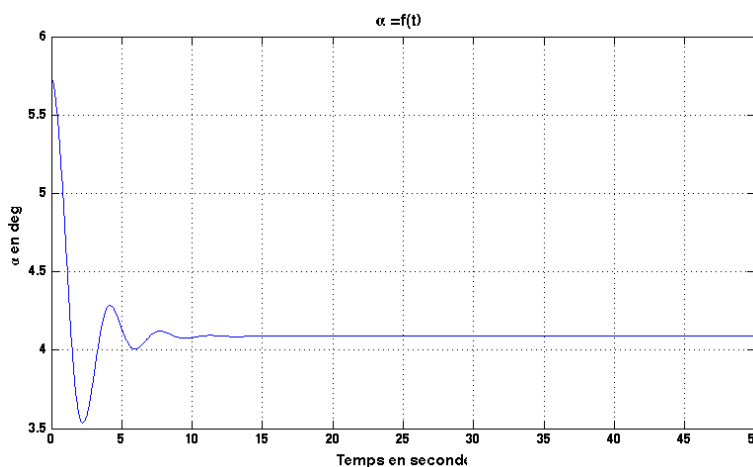


FIGURE 10 – Dynamique du dispositif expérimental : avec frottement visqueux $h=1$.

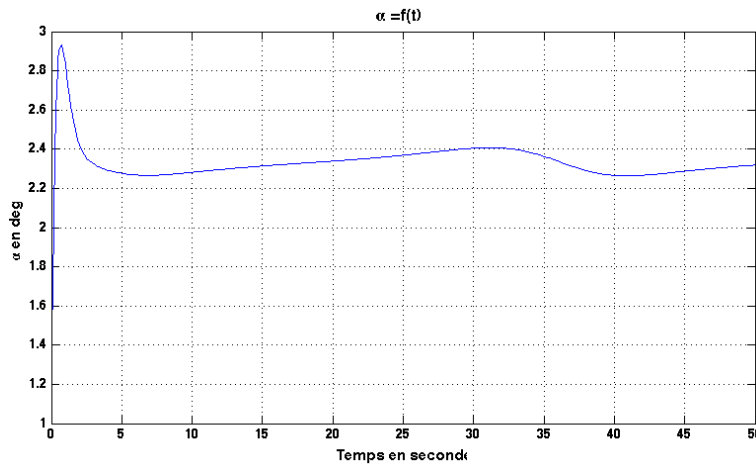


FIGURE 11 – Dynamique d’oscillation d’incidence d’un modèle longitudinal d’un avion complet : configuration identique au dispositif expérimental.

3 Conclusion

L’étude de la conception de l’expérience témoin répondant à cette étude sur le décrochage profond est particulièrement complexe. Les performances limitées des souffleries, les dimensions réduites de la veine expérimentale, ainsi que les pré-requis nécessaires aux mesures PIV sont des contraintes de dimensionnement et de conception non négligeable. La volonté de prolonger l’étude sur un aspect dynamique constitue une difficulté supplémentaire qui pourrait toutefois apporter une grande avancée dans la compréhension du phénomène de décrochage profond. Les outils numériques déjà en place, nous permettent en ce moment de finaliser le projet du dispositif expérimental. La conception est prévue pour l’été 2012. Les premiers résultats sont attendu premier semestre 2013.

Références

- [1] Erlich E. Poisson-Quinton Ph. Analyse de la stabilité et du contrôle d’un avion au dela de sa portance maximale. *Rapport ONERA*, 1967.
- [2] E.J. Ray R.T. Taylor. A systematic study of the factor contributing to post-stall longitudinal stability of t-tail transport configurations. *AIAA Aircraft Design and Technology Meeting*, November 1965.
- [3] E.J. Ray R.T. Taylor. Deep stall aerodynamic characteristics of t-tail aircraft. *NASA conference on aircraft operating problems*, NASA SP-83, 1965.
- [4] L.A. Tolve A.L. Byrnes, W.E. Hensleigh. Effect of horizontal stabilizer vertical location on the design of large transport aircraft. *Journal of Aircraft*, 3(2), 1966.
- [5] J. Collingbourne H.H.B.M. Thomas. Longitudinal motions of aircraft involving high angles of attack. *Ministry of defence reports and memoranda*, 1974.
- [6] C.J Apelt G.S West. The effect of tunnel blockage and aspect ratio on the mean flow past a circular cylinder with reynolds number between 10^4 and 10^6 . *Journal of Fluid Mechanics*, 114 :361–377, 1982.