



**HAL**  
open science

## Contrôle fluïdique du décollement sur un profil d'aile

Julien Favier, Sébastien Bourgois, Emmanuel Sommier, Jean Tensi, Azeddine Kourta

► **To cite this version:**

Julien Favier, Sébastien Bourgois, Emmanuel Sommier, Jean Tensi, Azeddine Kourta. Contrôle fluïdique du décollement sur un profil d'aile. 17e Congrès Français de Mécanique (CFM 2005), Aug 2005, Troyes, France. hal-04225416

**HAL Id: hal-04225416**

**<https://hal.science/hal-04225416>**

Submitted on 2 Oct 2023

**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.

## Contrôle fluidique du décollement sur un profil d'aile

Julien Favier\*, Sébastien Bourgois<sup>+◇</sup>, Emmanuel Sommier<sup>+</sup>, Jean Tensi<sup>+</sup> & Azeddine Kourta\*

\*Institut de Mécanique des Fluides de Toulouse, Allée du professeur Camille Soula, 31400 Toulouse  
<sup>+</sup> Laboratoire d'Études Aérodynamiques, 1, Avenue Clément Ader, 86961 Futuroscope Chasseneuil Cedex  
<sup>◇</sup> SNECMA Moteurs  
favier@imft.fr

### Résumé :

*Le but de cette étude est le contrôle actif du décollement de la couche limite autour d'un profil symétrique ONERA D. Les actionneurs testés à cet effet sont des microjets à soufflage continu. Les moyens d'investigation utilisés sont des pesées aérodynamiques, des mesures de pressions statiques autour du profil à mi-envergure et des visualisations pariétales. Les résultats montrent que le contrôle mis en œuvre permet une amélioration notable des performances aérodynamiques, en terme d'augmentation de portance. Une expérience supplémentaire est réalisée à l'aide de micro-cylindres afin de caractériser l'effet de la vorticité longitudinale en fer à cheval sur le phénomène de décollement.*

### Abstract :

*The purpose of this paper is to present a method to actively control separation on a symmetrical ONERA D airfoil using fluidic actuators. The control is based on normal continuous blowing using microjets. To show the effects of control, flow visualisations at the wall are performed, aerodynamic coefficients and static pressures are measured around the airfoil at midspan. The results show that control turns the flow from separated to attached state while lift is enhanced. An experimental study is also performed with small cylinders to qualify the effects of the horseshoe longitudinal vorticity system on a separated boundary layer.*

### Mots-clefs :

**contrôle du décollement ; actionneurs fluidiques**

## 1 Introduction

Actuellement, le contrôle des écoulements trouve des applications nombreuses et variées dans l'aéronautique car l'aptitude à modifier la dynamique d'un fluide permet d'obtenir une amélioration des performances aérodynamiques. En particulier, contrôler le phénomène de décollement de couche limite autour d'un profil va permettre d'améliorer la portance, de réduire le bruit et la traînée générée sur les engins aéronautiques, ce qui représente des enjeux économiques et technologiques évidents. Par ailleurs le défi scientifique est considérable et de nombreuses études ont été menées sur le plan expérimental pour tester différents actionneurs capables de contrôler le décollement [1, 2, 3]. Dans cette étude, on se propose de contrôler expérimentalement le décollement de la couche limite sur un profil d'aile symétrique ONERA D à l'aide d'un actionneur fluidique actif afin d'améliorer ses performances, notamment sa portance.

## 2 Protocole expérimental

La maquette du profil ONERA D de 35 cm de corde et 1 m d'envergure est montée entre plaques de garde dans la veine d'essai de la soufflerie "B ton" du LEA-ENSMA de Poitiers. C'est une soufflerie à recirculation dont la veine d'essai a pour dimensions  $2.4 \times 2.6 \times 6 \text{ m}^3$ . Un

système de contrôle du décollement par microjets a été installé à l'intérieur du profil ONERA D, grâce à un capot d'extrados amovible (Fig. 1). Le dispositif nécessaire au fonctionnement des actionneurs a été installé sous le capot, dans la région proche du bord d'attaque.

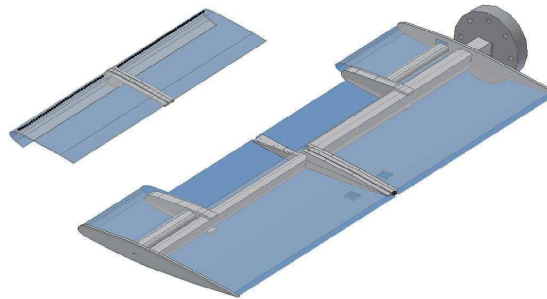


FIG. 1 – Maquette du profil avec capot d'extrados amovible

Le principe du contrôle est de produire un soufflage continu par l'intermédiaire de microtrous usinés dans le profil, au niveau de la zone de décollement. Cette technique a été développée en collaboration avec F.S. Alvi qui a effectué de nombreuses études sur ce type d'actionneur [4] et qui a contribué à son implémentation et à son étude sur le profil ONERA D. A cet effet, la partie de l'extrados amovible a été percée de trous de 0.4 mm de diamètre placés à 10 mm du bord d'attaque le long de l'envergure et juste avant le point de décollement de la couche limite sur ce profil (soit une ligne de 82 microjets espacés de 5 mm le long d'une ligne parallèle au bord d'attaque). Par l'intermédiaire de ces trous, le soufflage se fait perpendiculairement à la corde et la vitesse des jets est sonique. La vitesse est importante en raison de la section très petite des microjets et seulement 2 bars d'air comprimé sont nécessaires pour obtenir un tel soufflage. L'air comprimé qui arrive à l'intérieur du profil est dirigé vers deux chambres de tranquillisation situées sous la zone du bord d'attaque sur les parties gauche et droite de l'envergure, et il est ensuite éjecté à la vitesse du son par les microjets.

### 3 Caractérisation détaillée de la vitesse de contrôle

Afin de caractériser précisément cet actionneur, il faut établir la relation entre la pression d'air comprimé et la vitesse d'éjection du fluide des microjets. L'arrivée d'air comprimé est séparée en deux moitiés allant chacune vers une chambre de tranquillisation. La pression d'entrée est mesurée à l'aide d'un manodétendeur et la pression statique dans les chambres de tranquillisation est mesurée en quatre points de l'envergure pour tester l'homogénéité du contrôle dans la chambre (Fig. 2). Dans cette configuration, l'orifice cylindrique des microjets joue le rôle de col entre l'écoulement de la chambre et l'écoulement extérieur. Ce col sera sonique pour une valeur suffisante de  $P_0 - P_\infty$ . L'écoulement étant supposé isentropique dans l'orifice cylindrique, les tables donnent pour un écoulement sonique  $M = 1$ ,  $\frac{P_j}{P_0} = 0.5283$ . Jusqu'au blocage sonique, la pression  $P_j$  est égale à la pression  $P_e$  de l'écoulement potentiel au voisinage de l'orifice et pour avoir une vitesse d'éjection sonique, il faut  $P_0 \geq \frac{P_e}{0.5283}$ . La pression  $P_e$  varie selon l'incidence et est connue grâce aux distributions de  $C_p$  mesurées par les prises de pression statique. Il faut que  $P_0 \geq 1.84$  bar pour une vitesse d'éjection sonique. Le débit  $\dot{m}$  est donné par  $\dot{m} = \rho_j S_j V_j = \frac{P_j}{RT_j} S_j M \sqrt{\gamma RT_j} = P_j S_j M \sqrt{\frac{\gamma}{RT_j}}$ . La quantité de

mouvement s'écrit donc  $\dot{m}V_j = P_j S_j M^2 \gamma$  d'où :

$$V_j = \frac{1}{\dot{m}} P_e S_j M^2 \gamma$$

Les valeurs de  $P_e$  et  $M$  sont déterminées à partir de tables isentropiques et le débit  $\dot{m}$  est calculé grâce à un débitmètre selon le principe schématisé sur la figure 2. Une fois que la vitesse est sonique, elle ne peut plus augmenter car un divergent est nécessaire pour passer en écoulement supersonique. On a donc un effet de blocage sonique très intéressant pour cette configuration expérimentale car il va permettre de fixer la vitesse de contrôle pour une pression d'entrée suffisante correspondant à une pression de 1.84 bar dans la chambre de tranquillisation.

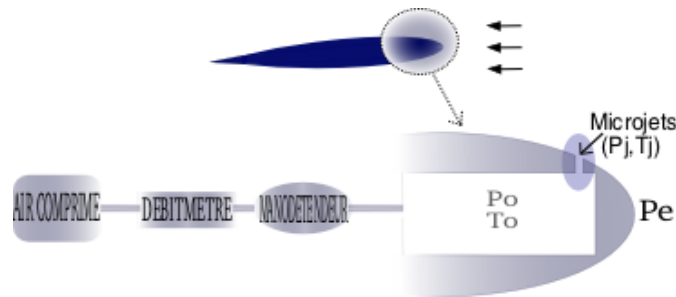
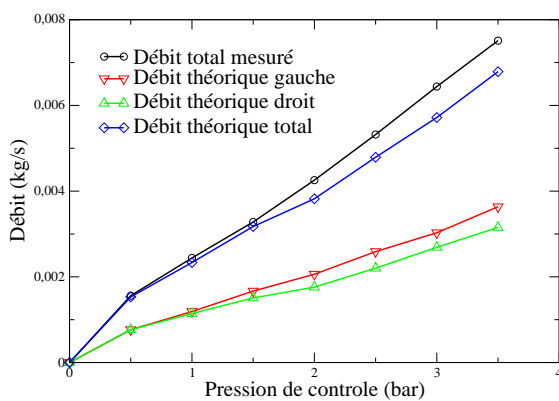
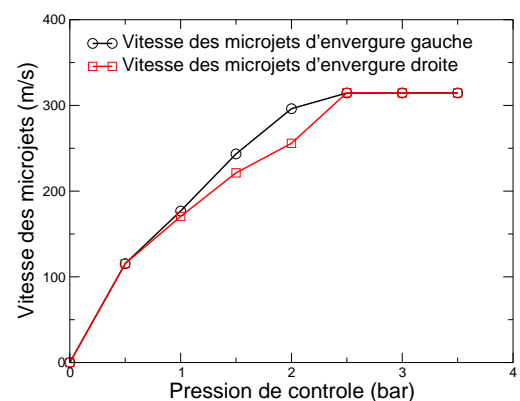


FIG. 2 – Mesures de débit

La figure 3 illustre l'adéquation entre les résultats du calcul de débit ci-dessus et les mesures réalisées au débitmètre. La pression de contrôle se rapporte à la pression absolue moins la pression atmosphérique pour des raisons de simplicité. Les vitesses de sorties des microjets sont alors calculées pour les deux moitiés de la chambre de tranquillisation.



Débits calculés et mesurés



Vitesses de soufflage calculées

FIG. 3 – Caractérisation des vitesses de soufflage des microjets

Ainsi, pour une pression absolue de contrôle égale à 2.5 bar, c'est-à-dire 1.5 bar mesurés au manodétendeur, les vitesses des microjets sont identiques et soniques à droite et à gauche et le contrôle est homogène sur l'envergure du profil.

## 4 Étude expérimentale de l'action des microjets sur le décollement

Les différentes mesures concernent les écoulements sans contrôle et contrôlés par les microjets afin de mettre en évidence l'effet relatif du contrôle. Deux configurations de base sont testées, le cas où la transition de la couche limite est naturelle et le cas où elle est forcée. Plusieurs moyens de faire transitionner la couche limite au bord d'attaque ont été testés. Le choix final s'est porté sur une bande de grains de carborandum calibrés de 0.3 mm de hauteur, placée à 3.5 mm du bord d'attaque.

### 4.1 Résultats du contrôle en transition naturelle

Des visualisations pariétales ont été réalisées afin de localiser les zones décollées et ainsi apprécier l'effet du contrôle sur le décollement. La figure 4 montre l'effet des microjets à soufflage continu générés par une pression de 2 bar (correspondant à une vitesse sonique). On y distingue clairement les zones de couche limite attachée en aval de la zone de contrôle qui représente environ 40% de l'envergure. Conjointement, les coefficients aérodynamiques

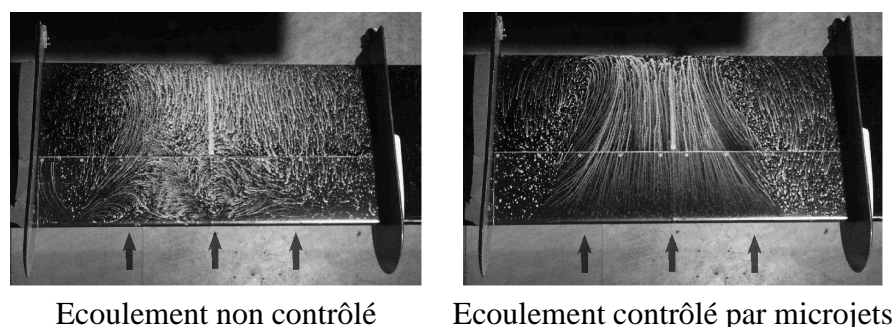


FIG. 4 – Visualisations pariétales pour  $\mathcal{R}_e = 0.93.10^6$  et  $\alpha = 14^\circ$

mesurés mettent en évidence des gains importants en portance au niveau de l'incidence de décrochage, de l'ordre de 25% pour une rangée de microjets disposés sur 40% de l'envergure (Fig. 5). La pression de contrôle n'agit que très peu sur l'efficacité du contrôle en raison de l'effet de blocage sonique à la sortie des microjets à partir de  $P \geq P_{critique} = 1.5$  bar (cf §3), ce qui correspond à un coefficient de soufflage  $C_\mu = \frac{\dot{m}V_j}{\frac{1}{2}\rho_\infty cU_\infty^2}$  de 0.7%.

### 4.2 Résultats du contrôle en transition déclenchée

Dans le cas où la couche limite est rendue artificiellement turbulente par des rugosités, les effets du contrôle sont moins marqués. Le gain en portance est plus faible que dans le cas précédent pour un même coefficient de soufflage  $C_\mu = 0.7\%$ . Les effets les plus importants se manifestent à des incidences élevées, après le décrochage (Fig. 5). Les visualisations pariétales montrent un recollement moins marqué et moins homogène en envergure que dans le cas d'une transition de couche limite non déclenchée. Le gain en portance plus faible peut s'expliquer par le fait que dans le cas turbulent, le point de décollement est retardé et se trouve alors dans une zone où l'action des microjets est moins efficace.

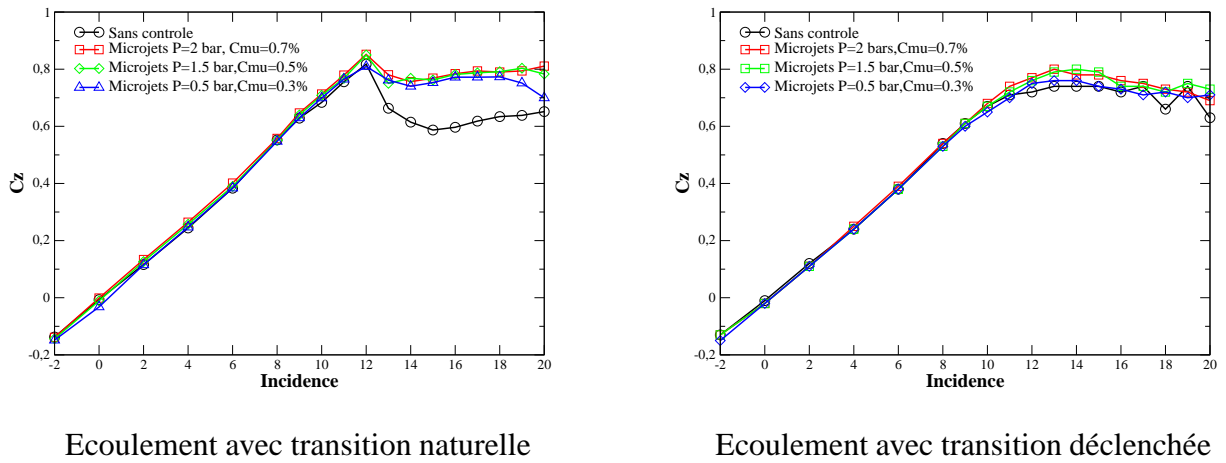


FIG. 5 – Coefficients de portance pour  $\mathcal{R}_e = 0.93.10^6$  et différentes pressions de contrôle

### 4.3 Effets de la vorticité en fer à cheval sur le recollement

Un microjet dans un écoulement transverse va générer de la vorticité longitudinale de type "fer à cheval" à sa base en proche paroi et une paire de tourbillons contra-rotatifs longitudinaux à ses extrémités [5]. Afin d'appréhender le mécanisme qui permet le recollement de la couche limite, une expérience a été menée pour isoler l'effet de la vorticité en "fer à cheval" générée par le microjet. Pour cela, des petits cylindres de 0.4 mm de diamètre ont été insérés dans les trous des microjets afin de n'avoir que l'effet de la vorticité de type "fer à cheval" et non pas celui de la paire de tourbillons contra-rotatifs. Pour cela, une expérience a été menée avec des tiges cylindriques de 0.4 mm de diamètre insérées dans les orifices des microjets (Fig. 6).



FIG. 6 – "Microcylindres" au bord d'attaque

Les visualisations pariétales montrent que le décollement est supprimé jusqu'à des incidences importantes ( $16^\circ$ ). L'augmentation de la portance est moins importante que dans le cas des microjets (Fig. 7), ce qui montre que l'effet de la vorticité en fer à cheval n'est pas le seul phénomène agissant sur le décollement. La vorticité générée dans le sillage des cylindres n'est pas strictement la même que la vorticité générée par un jet. En effet les mécanismes qui génèrent les rouleaux de vorticité en fer à cheval ne sont pas identiques dans les deux cas, car les conditions aux limites solide du cylindre ont des conséquences différentes de celles associées aux conditions aux limites du jet sonique. Il est aussi possible que la présence des micro-cylindres contribue à faire transitionner la couche limite et la rende ainsi plus résistante au décollement.

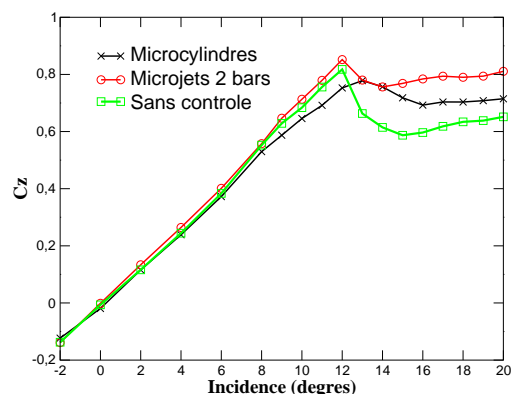


FIG. 7 – Coefficients de portance pour l'écoulement forcé en transition non déclenchée

## 5 Conclusions

- Le contrôle par microjets (non optimisé) se révèle efficace sur une couche limite laminaire et permet des gains en portance de l'ordre de 20% pour un contrôle s'étendant sur 40% de l'envergure du profil. Sur une couche limite turbulente, les effets sont moins importants mais les visualisations pariétales montrent que le recollement est possible même aux grandes incidences.
- La vorticité en fer à cheval longitudinale générée par le microjet permet de faire recoller la couche limite mais d'après les résultats de cette étude, ce n'est pas le seul mécanisme permettant le recollement. La vorticité générée par la paire de tourbillons contra-rotatifs ainsi que l'interaction entre les sillages des microjets font partie des mécanismes à prendre en considération pour expliquer le phénomène de recollement.

Cette étude a été réalisée au Laboratoire d'Etudes Aérodynamiques de Poitiers avec les contributions de J.P. Bonnet et F. S. Alvi de l'Université de Tallahassee, Floride.

## Références

- [1] I. Wygnanski. Boundary layer flow control by periodic addition of momentum. In *4th AIAA Shear flow control conference*, Silvertree hotel Snowmass village, CO, june 29–July 2 1997.
- [2] D.C. McCormick. Boundary layer separation control with directed synthetic jets. *AIAA paper*, 2000–0519, January 2000.
- [3] B.L. Smith and A. Glezer. The formation and evolution of synthetic jets. *Phys. Fluids*, 10(9) :2281–2297, 1998.
- [4] K. A. Phalnikar, F.S. Alvi, and C. Shih. Behavior of free impinging supersonic microjets. *AIAA paper*, 2001-3047, 2001.
- [5] T. F. Fric and A. Roshko. Vortical structure in the wake of a transverse jet. *J. Fluid Mech.*, 279 :1–47, 1994.