# 低レイノルズ数領域における NACA0012 翼面上の流れ場の可視化

Visualization of Flow Field on the Surface of a NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers.

○北條郁也<sup>1</sup>, 宇佐美皓平<sup>1</sup>, 大竹智久<sup>2</sup>, 村松旦典<sup>2</sup> \*Fumiya Hojo<sup>1</sup>, Kohei Usami<sup>1</sup>, Tomohisa Ohtake<sup>2</sup>, Akinori Muramatsu<sup>2</sup>

For the purpose of the suppression of boundary layer separation on surface of a NACA0012 airfoil, we carried out the visualization of flow field on a wing surface using laser sheet method and smoke wire method. By the results of visualization, when the Reynolds number is 10,000, separated flow appeared without reattachment on the wing surface. On the other hand, when the Reynolds number is 30,000 and 50,000, separated flow reattached and a separation bubble was formed on the wing surface. Reattachment point moved toward to the leading edge as to increase the angle of attack. And two-dimensional vortex structure was confirmed because of increasing of turbulent intensity in the separated flow.

1. 緒言

翼面上の剝離流れを抑制する流体制御デバイスの一 つとして、誘電体バリア放電プラズマアクチュエータ (Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator,以下 PA) が注目されている<sup>1)</sup>. PA は可動部のない構造で、プラ ズマを発生させることで翼面に沿った流れを誘起する ことができる.現段階では誘起流れが低速なため、低 レイノルズ数領域( $Re = 10^4 \sim 10^5$ のオーダー)の流れ 場が主な適用対象となっている.低レイノルズ数領域 では高レイノルズ数領域( $Re = 10^6 \sim 10^7$ のオーダー) に比べて、物体周りの流れ場が複雑に変化することが 分かっている.その要因として、翼面上で現れる層流 剝離や、剝離泡の形成が挙げられている<sup>2)</sup>.

本研究では, 翼面上の境界層剝離を制御する最適な PAの形状を決定することを目的として, 剝離制御前の 基本となる流れ場の詳細を調べるため PA を取り付け ていないNACA0012 翼面上の流れ場の可視化を行った. その結果より考察を行ったので報告する.

## 2. 可視化実験装置および方法

可視化実験の概略図を Fig.1 に示す.実験では,船橋 校舎3号館1階に設置された吹き出し口寸法0.3 m× 0.3 mの回流型風洞を使用した.測定部にNACA0012 翼型(翼弦長 *c*=150 mm, 翼幅 *b*=300 mm)を設置し, 翼弦長を基準としてレイノルズ数を10,000,30,000, 50,000 と設定した.可視化はレーザーシート光源を用 いた手法とスモークワイヤ法で行い,それぞれハイス ピードカメラ (FASTCAM SA-X2,(株)Photron 製)とデ ジタルカメラで撮影した.レーザーシート光源を用い た手法では,フォグジェネレータ (SMOKE STREAM Jr (SM400),(株)サウンドハウス製)を用いて風洞内に 煙を充満させ、シート状のレーザー光を流れ場と平行 になるように照射して、翼断面まわりの流れ場の可視 化をする.スモークワイヤ法では、レイノルズ数を 30,000として、ワイヤーを最前縁から上流 10 mm の位 置に設置し、 $\alpha = 0,5,10,15$  deg.での可視化画像を翼 上面方向及び断面方向から撮影した.上面方向は断面 方向とは異なり、スパン方向の流れ場の可視化を行う ことができる.トレーサーには流動パラフィンを、ワ イヤーには線径 0.08 mm のニクロム線を 2 本より合 わせたものを使用した.





1:日大理工・学部・航空宇宙 2:日大理工・教員・航空宇宙

#### 3. 実験結果および考察

Fig.2 に翼断面方向からの可視化画像を示す. α = 0 deg.では、各レイノルズ数において後縁付近で層流 剝離していることが分かった.  $\alpha = 5,10$  deg. では, Re = 10,000 のとき,前縁付近で剝離した流れは翼面 上に再付着せず渦を発生させた. Re = 30,000 及び 50,000 では,前縁付近で層流剝離した流れは翼面上 で再付着し,再付着位置は迎角の増加に合わせて変化 した.  $\alpha = 5$  deg.では翼弦長の 80% 付近,  $\alpha = 10$  deg. では 50% 付近と,再付着位置は後縁側から前縁方向 へと移動していることが分かった. そのため翼面上で 観察された剝離泡は, short bubble であると判断できる. 各レイノルズ数ともに  $\alpha = 15$  deg.では, short bubble の burst が起こり、全面的な剝離に移行している なお、 Re = 30,000 のときに形成される剝離泡が Re = 50,000 と比べて厚いため、剝離泡付近の流れ場の観 測に適している. これ以降は Re = 30,000 を用いて 議論を進める.

Fig. 3 に Re = 30,000 における翼上面方向からの 可視化画像を示す.  $\alpha = 0$  deg.において,後流では周 期的な二次元渦構造が現れている.  $\alpha = 5,10$  deg.では,  $\alpha = 0$  deg.と比較して二次元渦の発生位置がそれぞれ 前縁から 70% 位置,45% 位置へと,迎角の増加に伴い 上流へ移動している.Fig.2 と Fig.3 より,この渦の発生 位置は再付着位置の翼弦長の 5~10% 上流で発生して いることが分かる.Fig.3 より  $\alpha = 15$  deg.では,前縁 で明確な二次元渦構造を確認できなかったが,前縁か ら 50% 位置付近から大規模な乱流遷移が確認できた.

## 4. 結論

可視化実験を行ったことにより、各レイノルズ数に おいての剝離位置、再付着点位置は迎角が増加するこ とで前縁側へと移動し、Re = 10,000のときは、 $\alpha =$ 10 deg.Re = 30,000及びRe = 50,000のときは  $\alpha = 15$  deg.付近から再付着せずに burst した.Re =30,000においては、翼上面方向から剝離泡を含む流 れ場の構造を確認することが出来た.さらに $\alpha =$ 0,5,10 deg.において、再付着点の下流に形成される渦 構造に若干のスパン方向への流れの変動が見られるが、 再付着点上流には三次元流れへの変化は観測されなか った. 今後、翼模型に設置した PAの作動で翼面上の境 界層剝離の抑制に最適な条件を調査するため、同様な 方法で翼面上の流れ場の可視化を行い、PA が作動時と 非作動時での流れ場の比較を行っていく.







Fig.3 Visualization of flow field on the wing surface (Re = 30,000)

# 参考文献

1) 深潟康二 他: "プラズマアクチュエータの基礎と研 究動向", ながれ 29(2010), pp.243-250.

2) 李家賢一: "翼型上に生ずる層流剝離泡",ながれ
22(2003), pp.15-22.