ステレオ PIV による翼端渦流れの三次元渦構造の計測

Measurement of three - dimensional vortical structures in airfoil tip flow
by using stereo PIV method

○正 鈴木康方 (日大) 非 杉江正峻 非 水谷翔太 正 加藤千幸 (東大)
正 伊藤慎一郎 (工学院大) 正 金野祥久 (工学院大)

Yasumasa SUZUKI, Nihon University, 1-8-14 Kanda Surugadai, Chiyoda-ku, Tokyo 101-8308

Masataka SUGIE

Shota MIZUTANI

Chisachi KATO, the University of Tokyo, 4-6-1 Komaba, Meguro-ku, Tokyo 153-8505

Shinichiro ITO, Kogakuin University, 2665-1 Nakanomachi, Hachioji-shi, Tokyo 192-0015

Akihisa KONNO, Kogakuin University, 2665-1 Nakanomachi, Hachioji-shi, Tokyo 192-0015

In this paper, three components of flow velocity around NACA0012 airfoil in some two dimensional sections are measured by using the stereo PIV method in order to clarify three dimensional vertical structures and unsteady behavior of airfoil tip flows. The Reynolds number based on the chord length of the airfoil and uniform flow velocity is 1.33×10^5 , and the airfoil is under the high lift condition. The results shows primary vortex on the suction surface and secondary vortex on the airfoil tip are high fluctuated.

Key Words: Airfoil Noise, Tip Vortex, Flow Measurements, PIV,

1. はじめに

プロペラファンや風車翼では、翼端流れから発生する空力騒音が問題となることがある。翼端周り流れから発生する空力騒音の基礎研究として Brooks ら⁽¹⁾や鈴木ら⁽²⁾が単独翼を用いた風洞試験により翼端渦から発生する空力騒音の特性や流れ場について実験的に調べている。鈴木らは翼端流れから発生する空力騒音が翼弦長 C と主流速度 U に基づく Strouhal 数 $St=12.5 \sim 40$ の周波数帯に寄与する可能性を指摘している。また、主要な音源の一部と考えられる翼端周りの流れを熱線流速計により計測し、Winglet による翼端渦の制御による空力音への影響が調べられている。今村ら⁽³⁾は LES (Large eddy simulation) と RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes) のハイブリッドによる単独翼の翼端渦の解析により、翼端渦が翼面上の上面側渦と翼端面側渦とで構成され、それらが下流側で合流する流れが騒音に寄与する可能性があるとしている。大西ら⁽⁴⁾、八塚⁽⁵⁾は壁面平均静圧と表面圧力変動の計測により検証を行った上での LES による流体解析とそれをもとにした Lighthill テンソルを音源とした音の伝播解析を行った。これにより、今村らの解析と同様に 1 次渦と 2 次渦がみられ、これらは前縁で同一の起源を持っていることが明らかにされた。また、翼端渦単体の空力音への寄与が計算された。本研究ではステレオ PIV (Particle image velocimetry) を用いて 2 次元 3 成分の流れ場計測を行い、翼端周り流れの構造や非定常挙動を明らかにすることを試みる。

2. 実験装置および方法

実験には工学院大学所有の吹き出し型小型低速風洞を用いた。吹き出し口寸法は $380 \text{ mm} \times 380 \text{ mm}$ であり、風速範囲は $2 \sim 30 \text{ m/s}$ 、風速の非一様性と主流の乱れ度はそれぞれ、1.5% 以内、1% 以内である。模型には翼弦長 100 mm 、スパン長 200 mm の NACA0012 翼を用いた。風洞測定部の模型および PIV 計測システムの設置状況を図 1 に示す。翼模型は縦に設置され、地面板直下の 3 分力計に片持ち式で接続されている。この 3 分力計は翼模型の揚力、抗力、ピッチングモーメントが計測可能であり、各分力の計測レンジは、 50 N 、 50 N 、 5 Nm 、ヒステリシス誤差は各分力とも 0.01% フルスケールである。PIV 計測用の光源には最大出力 50 W のダブルパルス式半導体励起 YAG レーザーのシート光を用い、風洞の主流

と直角に照射した。このシート光を挟んで 2 台の CMOS カメラを設置し、翼端部と翼負圧面側の、主流に対して直角な断面内の速度 3 成分を計測した。トレーサには DOS (dioctyl Sebacate) オイルを用い、風洞の吸い込み口より気流中に散布した。粒子の平均直径は $1 \mu\text{m}$ である。

PIV 計測システムのブロックダイアグラムを図 2 に示す。実験で使用したカメラの解像度は $512 \text{ pixel} \times 512 \text{ pixel}$ であり、レーザーパルス間隔は $25 \mu\text{s}$ 、計測時間は 1 s 、同一試験条件の取得画像データは 2000 枚である。撮影範囲は $180 \text{ mm} \times 180 \text{ mm}$ である。カメラのレンズは焦点距離 50 mm F 値 1.2 と、焦点距離 85 mm F 値 1.4 の 2 種類の対物レンズを用いた。カメラはシャイムフラグ条件を満たすよう、設置されている。

主流速度は 20 m/s (翼弦長と主流速度に基づくレイノルズ数 $Re=1.33 \times 10^5$) であり、翼の迎角は風洞に対する幾何学的角度で 12 度 である。この迎角における揚力係数 C_L の値は 0.684、抗力係数 C_D の値は 0.067 であり、翼は高揚力状態にあり、失速していない。座標系の原点は翼端面の翼前縁の位置であり、主流方向に X 、それと直角で横方向に Y 、鉛直方向に Z をとし、それぞれの方向の速度成分を u, v, w とする。PIV 計測断面の位置は翼前縁から翼弦線上に x をとり、翼弦長 C を用いて、 x/C として表す。

撮影した画像の PIV 解析には西華産業の Koncerto II を使用し、FFT 相関解析法により検査領域サイズは $32 \text{ pixel} \times 32 \text{ pixel}$ 、検査領域の重複率は 50% として解析した。

Fig. 1 General view of stereo PIV setting for airfoil tip flow measurement

Fig. 2 Block diagram of stereo PIV system

Fig. 3 Measured positions

3. 実験結果および考察

YZ 平面内の, u , v , w [m/s]の合成速度の平均速度ベクトルとその大きさの分布および合成速度変動の RMS 値 [m/s]の分布を図 4 に示す. 図中の翼の右側の広範囲の領域は模型によりカメラの視野がさえぎられるため, 粒子画像が撮影されていない領域である. また, 図中の左側が翼の負圧面側, 右側が圧力面側となる. $x/C=0.02$ では翼端部および負圧面で流速変動の大きい領域が分布しているが, $x/C=0.2$ ではこの領域は翼端面と負圧面の翼端近傍付近に集中しているのがわかる. $x/C=0.5$ では平均速度分布にも翼端近傍の負圧面にも翼端渦がみられる. これ以降, $x/C=0.98$ までは後縁に近づくにつれて翼端面での流速変動が小さくなり, 翼端近傍の負圧面付近での流速変動が大きくなる様子がみられる. これは前述の, 翼負圧面上での 1 次渦と翼端面上の 2 次渦が後縁に到達する途中で負圧面側に巻き込み, 合流していること, これらの渦は同一の起源を持ち発生しているという結果と定性的に一致する.

次に, x 軸周りの渦度の分布を図 5 に示す. 図より, 前縁から $x/C=0.2$ までは明確な渦度の高い領域がみられないが, $x/C=0.3$ では翼端面上と翼端近傍の負圧面に渦度の高い領域がみられる. これより後縁に近づくにつれて, 翼端面より負圧面の方が渦度の高い領域が広がる様子がみられ, 上述のように翼端面上の渦が負圧面上の渦と合流することが示唆される. $x/C=2.0$ では平均速度分布と渦度分布より翼端渦の存在が明らかであるが, 速度変動分布よりこの位置での翼端渦は変動せずに安定して生じていることがわかる.

Fig. 4 Velocity distributions in YZ plane (Left: Mean velocity and velocity vector, Right: Velocity fluctuation)

Fig. 5 Vorticity distributions in YZ plane

4. まとめ

翼端渦騒音の音源となり得る翼端周り流れの構造と挙動を明らかにすることを目指し、ステレオ PIV を用いてレイノルズ数 1.33×10^5 の翼端周り流速の 2 次元 3 成分の計測を行い、以下の知見を得た。

- $x/C=0.3$ 付近で翼端近傍の翼面上と翼端面上にそれぞれ渦が明確にみられ、数値解析で述べられていた 1 次渦と 2 次

渦の存在が実験的に示された。

- 翼端周りの流れ構造は、翼前縁から発生した 1 次渦と 2 次渦はともに干渉することなく $X/C=0.5$ 付近まで進み、これより下流の位置では 2 次渦が負圧面側に巻き込み、1 次渦と合流し、一般的な翼端渦を形成することが確認できた。
- 1 次渦と 2 次渦およびそれらが合流して形成された翼端渦は、翼面上で流速変動が大きい。

引用文献

- (1) T. F. Brooks and M. Marcolini, Airfoil tip vortex formation noise, AIAA Journal, 24 (1986), 246-252.
- (2) 鈴木康方ほか, 翼端流れの制御による翼騒音への影響, 機論 B, 75-751 (2009), 555-557.
- (3) 今村太郎ほか, NACA0012 切り落とし翼端から発生する渦の LES 解析, 第 41 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2009 論文集, (2009).
- (4) 大西正朗ほか, 翼端渦の挙動と発生する空力音の数値解析, 生産研究, 62-1 (2010), 10-14.
- (5) 八塚健太郎, 翼端を有する翼周りの流れと発生する騒音に関する数値解析, 日本大学修士論文, (2010).