1008 低レイノルズ数における NACA0012 翼型の伴流測定

Wake flow measurements of NACA0012 airfoil at low Reynolds numbers

○学 井上 直樹 (日大理工院) 正 松本 彰 (日大理工)

Naoki INOUE and Akira MATSUMOTO

College of Science & Technology, Nihon University, 1-8 Kanda, Surugadai, Chiyoda-ku, Tokyo

We investigate the wake flow field produced by NACA0012 wing section using hot-wire anemometer at low Reynolds number, and compare the mean velocity profiles at chord Reynolds number 1000 to those at chord Reynolds number of 2000. The discontinuous point appears in the mean velocity profiles of cross-flow direction at high angle of attack at chord Reynolds number of 1000, but it does not appear at chord Reynolds number of 2000. This is because the leading-edge separation occurs. Moreover, we measure the fluctuation velocity profiles and the vortex shedding phenomena. As a result, we found that the fluctuation velocity is composed of the relatively high amplitude and low-frequency components, and Roshko numbers are almost the same as that of the circular cylinder at an appropriate Reynolds number regime.

Key Words: Wake measurement, Wing section, Low Reynolds number

1. はじめに

近年、低レイノルズ数における翼の研究が盛んに行われている。そこで、我々は昨年度から I 型熱線プローブを用いて、コードレイノルズ数 $Rec=1000$ において NACA0012 翼型の伴流構造を調べている。1) 今年度は単一傾斜熱線プローブを用いてより詳しく伴流を測定し、 $Rec=1000$ と 2000 での実験結果の比較を行うと共に、迎角による渦発生周波数の変化を調べた。

2. 実験装置および実験方法

本研究に使用した風洞は吹き出し型で測定部は $250\text{ [mm]} \times 250\text{ [mm]}$ の断面を持ち、長さは 600 [mm] である。測定部入り口から 200 [mm] の断面中心が翼模型の翼端中心となるようにし、座標軸原点とした。そして流れ方向を X 軸、これと垂直にそれぞれ水平方向に Y 軸、鉛直方向に Z 軸とした。また、それぞれの方向の平均速度成分を U、V および W とした。

速度分布測定には単一傾斜熱線プローブ (傾斜角 45° 、直径 $5\text{ [}\mu\text{m]}$ のタングステン線) と、I 型熱線プローブ (直径 $2.5\text{ [}\mu\text{m]}$ のタングステン線) を使用した。また、供試翼は翼弦長 $c=50\text{ [mm]}$ 、最大翼厚 $t=6\text{ [mm]}$ 、および半翼幅 125 [mm] の NACA0012 である。

Fig.1 Mean velocity distributions of free stream direction in the wake of the wing ($X/c=0.6$, $Y/c=1.5$)

3. 実験結果および考察

Fig.1 は $X/c=0.6, Y/c=1.5$ における、迎角 α の変化に対する U/U_o の Z 方向分布である。 $Y/c=1.5$ は昨年度までの研究で、翼端渦の影響をほとんど受けない事が分かっている位置である。丸印で示したのが $Rec=1000$ の結果、一点鎖線で示したのが $Rec=2000$ の結果である。 Rec にかかわらず、 α の増加に伴い U/U_o 分布の最大欠損部は徐々に扁平になる。さらに、 $\alpha=13^\circ$ まではほぼ対称の分布を示し、二次元円柱のような鈍頭物体に近い特性を示す。しかし、 $\alpha \geq 15^\circ$ になると対称性はくずれ、扁平部分が翼上面側に偏ってくる。また、 $Rec=2000$ の方が 1000 の時よりも、速度欠損の最大値が小さくなる。

この U/U_o 分布に対応して、Fig.2 に示す W/U_o 分布は $\alpha \leq 13^\circ$ では $Z/t=0$ を中心としてほぼ点対称形となる。これは翼上面では上から下への流れが、翼下面ではその逆の流れが存在することを示している。ここでは示していないが、 $X/c=1.0, Y/c=1.5$ でも同様の結果を得ている。しかし $\alpha \geq 15^\circ$ となると、 $Rec=1000$ では W/U_o 分布に破線で示した不連続点が現れる。この不連続点は前縁剥離に対応していると考えられる。しかしながら $Rec=2000$ では同じ迎角でも不連続点は現れない。

Fig.2 Mean velocity distributions of cross-flow direction in the wake of the wing ($X/c=0.6$, $Y/c=1.5$)

以降に示すのは I 型プローブを用いた実験結果である。Fig.3 は Fig.2 で示した様に、 $Rec=1000, \alpha=15^\circ$ で見られた不連続点前後の位置 A 点、B 点での瞬時速度 U_i の時間変化である。 W/U_0 が大きな B 点では、 U_i の中に振幅の大きな周期的変動が見られるが、 W/U_0 がほぼ 0 となる A 点では B 点に比べて、振幅の小さい不規則な変動となっている。この 2 点間で見られる不連続な特性の違いは前縁剥離によるものだと考えられる。そこで、Fig.2 で不連続点が見られた $Rec=1000, \alpha=15^\circ$ と不連続点が見られない $\alpha=10^\circ$ において、 X を変化させたときの U/U_0 の Z 方向分布を Fig.4 に示す。黒丸で示した $\alpha=15^\circ$ の分布は灰色の丸で示した $\alpha=10^\circ$ の分布に比べ、翼弦長中心位置となる $X/c=0$ で、すでに大きな逆流域が見られる。さらに翼伴流の平均速度分布も $\alpha=10^\circ$ に比べ、 $\alpha=15^\circ$ の方が翼の上面側の速度欠損が大きくなっている。Fig.5 は Fig.4 と同じ測定位置での変動速度 u'/U_0 (u' は変動速度 u の実効値) の Z 方向分布である。 $\alpha=10^\circ$ では翼上面位置となる $X/c=0, X/c=0.4$ で速度の変動はほとんど見られない。これに対して、 $\alpha=15^\circ$ では $X/c=0$ で約 1.2%、 $X/c=0.4$ で約 7% の主流に対する変動を示す。これは先に示した前縁剥離の影響によるものと考えられる。この影響は翼伴流にもおよび、 $\alpha=15^\circ$ の方が $\alpha=10^\circ$ に比べ、そのピーク値、面積共に大きくなっている。特に Fig.2 で不連続点が見られた $X/c=0.6$ の測定位置では、その違いが顕著に現れている。

これらの速度変動は迎角によって異なった卓越周波数を持つことを示す。Fig.6 は $X/c=1.0, Y/c=1.5$ の位置で翼の α を変化させた時、最も規則的な速度変動を示す Z 位置で卓越周波数 f を測定し、これから計算した Roshko 数 Ro である。 $(Ro=fd^2/\nu : d$ は主流方向に垂直な翼の長さ、 ν は動粘性係数) $Rec=1000$ では $\alpha \approx 8^\circ \sim 23^\circ$ 、 $Rec=2000$ では $\alpha \approx 2^\circ \sim 15^\circ$ で卓越した周波数をもつ速度変動が見られた。また、横軸の Red は d を基準にとったレイノルズ数である。 $Red \approx 150 \sim 400$ では NACA0012 の Ro は四角印と点線で示した Huang らの翼伴流の実験値²⁾よりも、実線で示した Roshko による円柱の実験式に近い値をとった。これは上のレイノルズ数の範囲では、翼が 2 次元鈍頭物体である円柱に近い剥離特性を示しているためと考えられる。

4. まとめ

今回の測定で以下の事がわかった。

- (1) $Rec=1000, 2000$ とともに翼伴流の U 成分の Z 方向分布は $\alpha=13^\circ$ 以下ではほぼ対称形となるが、 $\alpha=15^\circ$ 以上では対称形がくずれ、死水領域を示す速度の最大欠損の扁平部分が翼上面側に広がってくる。
- (2) $Rec=1000$ では W 成分の Z 方向分布に $\alpha=15^\circ$ 以上において不連続点が見れるが、 $Rec=2000$ では現れない。
- (3) (1) の $\alpha=15^\circ$ 以上における速度分布が非対称となるのは翼前縁での流れの剥離によるものであることがわかった。
- (4) $Red \approx 150 \sim 400$ では Roshko 数は 2 次元鈍頭物体である円柱の値に近いことが分かった。

参考文献

- 1) 井上直樹・松本彰：日本機械学会九州支部講演論文集、No.018-1(2001), pp145-146
- 2) Rong F. Huang and Han W. Lee : AIAA JOURNAL Vol.38, No.1, January 2000, pp87-94

Fig.3 Time history of instantaneous velocities U_i ($X/c=0.6, Y/c=1.5, Rec=1000$)

Fig.4 Mean velocity distributions in the wake of the wing ($Y/c=1.5, Rec=1000$)

Fig.5 Fluctuating velocity distributions in the wake of the wing ($Y/c=1.5, Rec=1000$)

Fig.6 Roshko number (Vortex shedding parameter) vs. Reynolds number ($X/c=1.0, Y/c=1.5$)