Flow Field around Airfoil and Aerodynamics Forces
in Low Reynolds Number Air Flow

○ 学 上田 賢 (関大院) 正 大場 謙吉 (関大工)
正 田地川 勉 (関大工)

Ken UEDA, Graduate School of Kansai University, 3-3-35, Yamate-cho, Suita, Osaka
Kenkichi OHBA, Kansai University
Tsutomu TAJIKAWA, Kansai University

Recently, the performance of airfoils operating at chord Reynolds numbers below 10^6 is becoming more important because of the developments Remotely Piloted Vehicles, sailplanes and Mars Airplane. In this study aerodynamic characteristics of a flat plate airfoil operating at a chord Reynolds numbers range of $Re=2.0 \times 10^4 \sim 5.0 \times 10^4$ was examined in a low-speed wind tunnel. A flow visualization was made at a $Re=2.0 \times 10^4$. The lift and drag forces on the airfoil were measured by a three component force balance. Smoke was used to visualize the flow patterns around the airfoil. The result of this research indicates that reduction of flat plate thickness improved the performance of airfoils.

Key Words: Low Reynolds number, Flat plate, Aerodynamic force, Wind tunnel

1. はじめに

従来、一般旅客機など高レイノルズ数($Re > 10^6$)気流中で飛行する翼型に対する研究は数多く行われてきた。近年RPV(Remotely Piloted Vehicle)、セイルプレーン、火星探査用飛行機など中間レイノルズ数($Re=2.0 \times 10^4 \sim 1.0 \times 10^5$)気流中で飛行するものに対する関心の高まりから、その領域で高性能を発揮する翼型が求められている。一般に、翼性能は翼弦長を代表長さとするレイノルズ数に強く依存することが知られており、レイノルズ数が低くなると慣性力よりも粘性力が支配的となるため、層流はく離、乱流はく離、乱流への遷移、再付着といった高レイノルズ数気流中とは異なる複雑な現象が発生する。このため、高レイノルズ数気流中で最適な翼型も中間レイノルズ数気流中においては最適な翼型とはいえない。これまでの研究で中間レイノルズ数においてはNACA翼よりも平板翼の方が良い翼性能を示すことがわかった。そこで本研究では更なる翼性能の向上を求めて翼厚1mmの平板翼の揚力、抗力の測定及び可視化実験を行った。

し、翼の上下から照らすことで翼周りの流れ場を可視化し毎秒9000コマのハイスピードビデオカメラで撮影を行った。また、レイノルズ数は以下の式より求めた。

$$Re = \frac{U \lambda}{\nu}$$

U: Freestream velocity [m/s]

λ : Airfoil's chord [m]

ν : Kinematic viscosity [m^2/s]

Fig.1 Airfoil.

2. 実験装置及び実験方法

Fig.1に本実験で用いた翼、及び比較対象にNACA0012翼の断面を示す。実験では迎え角(α)を-5度から28度まで1度ずつ変化させたときの揚力、抗力を測定した。

実験に用いた風洞は整流胴にハニカムの整流格子と4枚のメッシュを持ち、縮流比は9、テストセクションは400×400×1000mmとなっている。流体力測定はFig.2のようにストレインゲージ式3分力検出器に取り付けた翼の流れに対し平行に設置し、流れを発生させたときに得られた揚力、抗力はアンプによって増幅されデジタルメモリーレコーダによって記録した。

可視化実験はFig.3のように煙発生装置を用いて発生させた煙を風洞縮流部の手前に設置したノズルより風洞内に流し、ハロゲンランプの光をスリットを通すことでシート状に

Fig.2 Experimental setup of Aerodynamic force measurements.

Fig.3 Experimental setup of Flow Visualization.

3. 実験結果

3-1. 流体力測定の結果

Fig.4 に $Re=2.0 \times 10^4$ のときの揚力、抗力の測定結果を示す。グラフはそれぞれ迎角 (α) に対する揚力係数 (C_L) 及び抗力係数 (C_D) の変化を示している。Fig.4a) より揚力係数は NACA 翼よりも平板翼の方が高い値を示し、また平板翼でもより薄い平板翼の方が高い値を示していた。抗力係数では NACA 翼と翼厚 4.2mm の平板翼ではほぼ同じ値であったのに対し、1mm の平板翼では全迎角において小さい値を示し、翼として良い性能を示していた。

a) Lift coefficient v.s. attack angle

b) Drag coefficient v.s. attack angle

Fig.4 Characteristic curve of experimental models ($Re=2.0 \times 10^4$).

a) Thickness 1mm

b) Thickness 4.2mm

Fig.5 Flow visualization ($Re=2.0 \times 10^4$).

3-2. 可視化実験の結果

Fig.5 に可視化実験の結果を示す。Fig.5a) は翼厚 1mm での可視化画像であり Fig.5b) は翼厚 4.2mm のときの可視化画像である。これらの画像より翼厚 1mm では迎角が 5° 、 6° では一度翼前縁ではく離れた流れは再び翼上面に付着しようとしているが迎角が 7° 以降ではほぼ完全にはく離している。この迎角の 6° から 7° の間では Fig.4a) より揚力傾斜の減少が見られるが、これはこの流れのはく離により揚力傾斜が減少したものと考えられる。一方では、翼厚 4.2mm の場合では流れのはく離は 3° から 4° にかけて見られた。これらの結果より、翼厚の薄い翼ほど流れが上面に付着しやすくなるものと考えられる。

4. まとめ

- ・流体力測定の結果より
翼厚を薄くすることで揚力は高く、抗力は低くなり性能が向上した。
- ・可視化実験の結果より
揚力傾斜が変化している迎角で流れのはく離していると思われる現象が確認され、このはく離は翼厚が薄い翼ほど高い迎角で起こっていた。

謝辞

本実験に協力頂いた関西大学機械システム工学科 4 年生の車野君に感謝します。

参考文献

- (1) Sunada, S., Sakaguchi, A. and Kawachi, K. (1997): Airfoil characteristics at low Reynolds number. Journal of fluids engineering. ASME. Vol.119. No.1. pp.129-135
- (2) 森田、大場他；機構論 No.01-1('01) pp303-304