

K3-75

低レイノルズ数における平板翼の圧力分布測定の試み

Measurement of pressure distributions on a flat plate airfoil in low Reynolds number region

小野琢也¹, ○山口裕太¹, 山田裕太郎¹, 大竹智久², 本橋龍郎²Takuya Ono¹, ○Yuta Yamaguchii¹, Yutaro Yamada¹, Tomohisa Ohtake², Tatsuo Motohashi²

Abstract: Measurement of pressure distributions on a flat plate airfoil were performed using a wind tunnel to examine relationship between flow field and aerodynamics characteristic in low Reynolds number region. Validity of pressure coefficients is also confirmed measurement result. Feature of laminar separation bubble on the pressure distribution is observed at an angle of attack of 0 deg, by comparing lift coefficient which calculated by the pressure distribution with the thin airfoil theory, the lift coefficient of 5 deg is differ from the theoretical value at Reynolds number of 20,000 and 70,000.

1. 緒言

UAV(Unmanned Air Vehicel) や MAV(Micro Air Vehicle) などは, 従来人間が入り込めなかった災害現場などや環境観測などの幅広い分野で活躍が期待されている. これらの航空機の翼弦長を基準とするレイノルズ数は $10^4 \sim 10^5$ 程度と旅客機などのレイノルズ数とは大きく異なる. この様な低レイノルズ数領域での流れ場は, $Re = 10^6 \sim 10^7$ 程度の高レイノルズ数領域における流れ場とは違いが現れる. 特に翼上面に形成される剥離泡の挙動は翼周りの流れ場や翼の失速特性に大きな影響を与えることが知られている^[1]が, その詳細を捉えることは難しく, 未だに解明されていない点が多い.

本研究では, 低レイノルズ数における翼面上の圧力測定を目標とし, 低レイノルズ数で見られる流れ場や空力特性の理解に役立てることを目的とする. その一環で平板翼を使用し, $Re = 2.0 \times 10^4, 4.0 \times 10^4, 7.0 \times 10^4$ で圧力分布の測定を行ったので報告する.

2. 実験装置および方法

2.1 実験装置

測定には, 船橋校舎 10 号館地下に設置された $0.5 \text{ m} \times 0.5 \text{ m}$ の垂直回流式風洞を使用し, 測定部に翼厚比 1.8%, 翼弦長 100 mm の平板翼を取り付けた. 平板翼は手塚らの文献^[2]を参考に外径 1.8 mm, 内径 1.2 mm の真鍮パイプを平面となるように並べ, 上下表面を整形・研磨している. 前縁と後縁は切り落として垂直になるようにした. 圧力測定用の静圧孔 (直径 0.5 mm) は, 翼幅方向の中央位置に翼弦方向に一行になるように翼上面のみに 28 点 (3.6 mm 間隔) 開けた (Figure1). 真鍮パイプの片側をふさぐことでもう一方のパイプ端部から模型表面の静圧をチューブにより取

り出す. その圧力は多点切替バルブを経由して圧力センサ (Honeywell 社製 163PC01D75) に繋いだ.

2.2 実験方法

測定時のレイノルズ数は $Re = 2.0 \times 10^4, 4.0 \times 10^4, 7.0 \times 10^4$ とした. この時の一様流速度は 3.0 m/s, 6.0 m/s, 10.0 m/s である. 迎角の変化は, -10° から 10° まで 5° 刻みに変化させて圧力測定を行った. ただし, 翼面上の静圧孔が片面のみに設定しているため, 迎角がマイナスのときの圧力は迎角がプラスの時の下面側の圧力分布に相当するように扱う.

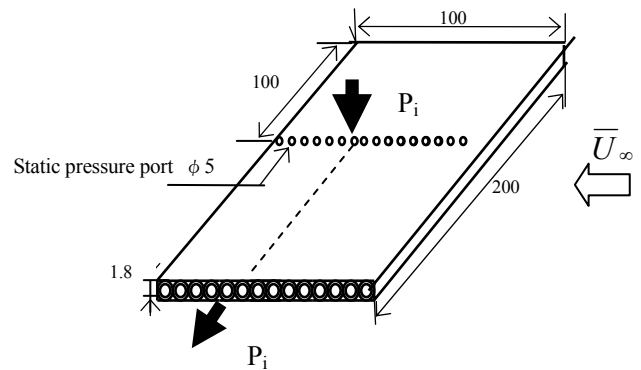


Figure 1. Flat plate airfoil

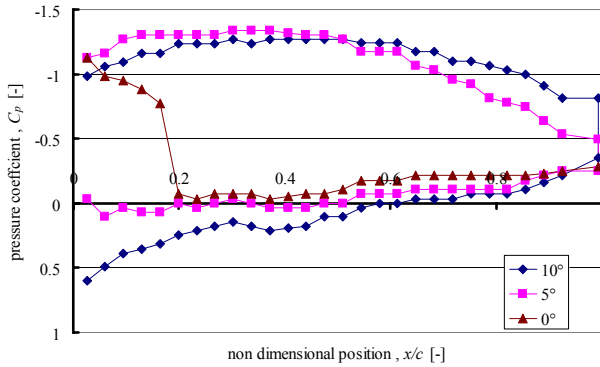
3. 実験結果

Figure 2 の a,b,c に $Re = 2.0 \times 10^4, 4.0 \times 10^4, 7.0 \times 10^4$ における迎角 $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ での圧力係数の変化のグラフを示す. また, Figure 3 は圧力分布の積分から算出された揚力係数を示し, 測定装置の妥当性を検証するため薄翼理論と比較した.

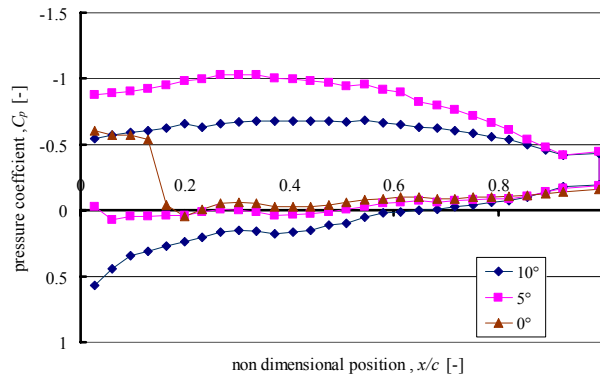
Figure 2 の圧力分布から, 各レイノルズ数において 0° の時には前縁から 20% 辺りに圧力の急激な変化が見られた. 5° と 10° に関しては 50% 辺りまで圧力が平行している. また各レイノルズ数の圧力分布を比べ

るとレイノルズ数の影響が見られる. しかし 2008 年の卒業論文^[3]によると圧力係数はレイノルズ数に大きく影響がないとされている.

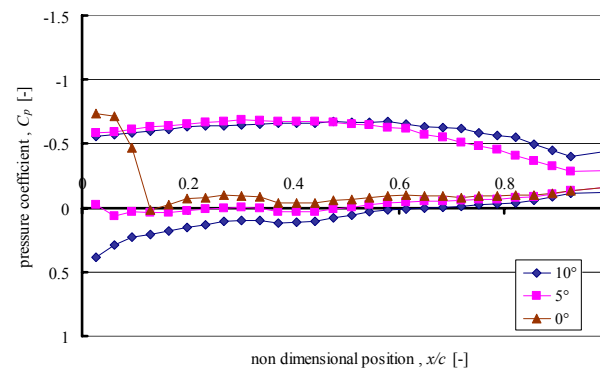
翼の前縁部分と後縁部分に静圧孔があいてないためによどみ点の圧力が測れておらず, 前縁と後縁の精度は十分ではないと考えられる. 計測の精度に関しては, 対象の圧力が低いいため電圧が低く精度よく計測されたとはいえない.



a) $Re = 2.0 \times 10^4$



b) $Re = 4.0 \times 10^4$



c) $Re = 7.0 \times 10^4$

Figure2. Pressure distributions on the flat plate airfoil.

Figure 3 から薄翼理論では揚力係数は迎角が上がるにつれて線形的に上がっているが, 今回行った実

験では, 迎角が 5° に比べて 10° の方が 3 つのレイノルズ数すべて揚力係数が低い下がったという結果となった. これは, 剥離泡などの影響により圧力分布が変化し揚力係数が減ったため, 薄翼理論との値と異なると考えられる.

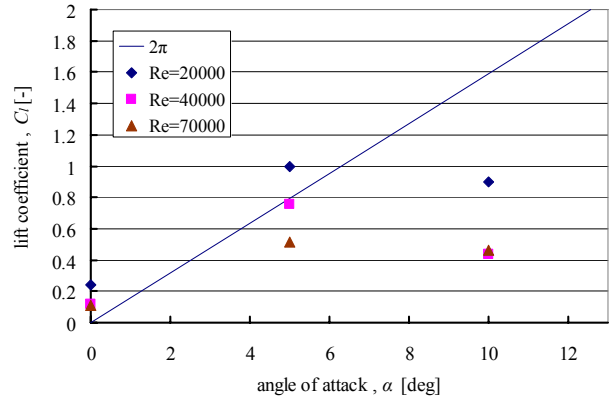


Figure5. Lift coefficient by Reynolds number.

4. まとめ

低レイノルズ数領域において翼面上の圧力分布測定を目標として $Re = 2.0 \times 10^4$, 4.0×10^4 , 7.0×10^4 で変化させて圧力係数の測定を行い以下の結果が得られた.

- 揚力係数に関しては剥離泡が発生するなど低レイノルズ数での測定と考えると妥当であるといえる.
- 圧力分布にはレイノルズ数が関係していると言える
- 自作した平板翼は前縁と後縁に静圧孔があいていないため圧力がうまく測れていない.
- その他の点に関しては十分な結果が得られた.

今後は, 既存の圧力測定用の NACA0012 の翼型および, 自作した平板翼に基づいた作成方法で前縁後縁にも孔をあけた円弧翼を作成し, これの翼模型について圧力測定を行い, 空力特性の解明を進める.

参考文献

- [1] 谷 一郎 : 「Low-speed flows involving bubble separation」, Progress in aeronautical sciences, 5 (1967), p96-97.
- [2] 手塚聖聖・砂田保人・李家賢一 : 「超小型飛行機の Re における 4%キャンバー翼型および NACA0012 翼型の空力特性」 日本航空宇宙論文集, 57 (2009) , p.259-265.
- [3] 斉藤聖・高橋寛・田川寛 : 「低レイノルズ数における平板翼の空力特性」 2008 年度卒業研究要旨集 p.217-220.