

低 Re 数領域における NACA0012 翼面上の圧力分布

山口裕太¹⁾, 大竹智久²⁾, 村松旦典²⁾

1) 日本大学大学院, 2) 日本大学理工学部

Pressure Distribution on a NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers

by

Yuta YAMAGUCHI, Tomohisa OHATAKE, Akinori MURAMATSU

ABSTRACT

The pressure distribution on a NACA0012 airfoil was measured in order to clarify the flow field around the airfoil in the low-Reynolds-number region from 10,000 to 50,000. In the present study, a wind tunnel and a NACA0012 wing model with 70 static pressure ports were used for the measurements. The pressure on the airfoil surface was measured by a micro-pressure sensor. Based on the obtained pressure distributions, we confirmed in detail the behavior of the separation bubble and observed the change of a short bubble into a long bubble. As the angle of attack was increased, the non-linearity of the aerodynamic characteristics was affected by both changes in the separation point and the length of the separation bubble. We confirmed that the behavior of the separation bubble is affected by flow field phenomena that depend on the Reynolds number.

1. はじめに

近年、災害支援や環境観測などを目的とした MAVs (Micro Air Vehicles) や UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) の活躍が広がっている。これらの航空機は低速を飛行するため、翼弦長を基準とするレイノルズ数が 10,000 から 100,000 程度となる。このような低レイノルズ数領域では、高レイノルズ数領域とは違う空力特性を示す。例えば、低迎角での翼型の揚力係数の非線形的な変化および最大揚力係数の低下がある^[1]。このような低レイノルズ数特有の空力特性の低下の要因として翼面上に形成される剥離泡が知られている。剥離泡とは翼表面上の剥離点と再付着点の間の領域のことである^[2]。そして剥離泡は圧力分布から Long bubble と Short bubble の2つの種類に分類することができる (Fig. 1)^[3]。このことから、圧力分布を計測することにより剥離泡の形成と挙動を捉えることは、低レイノルズ数領域における空力特性と流れ場の関係を明らかにすることに有効である。しかし、低レイノルズ数領域では風速が小さいため、風洞実験での空気力や圧力分布を計測するのは難しい。そのため低レイノルズ数領域で実験データは高レイノルズ数領域に比べ少ないのが現状である。

本研究では低レイノルズ数領域での翼まわりの流れ場と翼の空力特性の関連性を調べるためレイノルズ数が 10,000 から 50,000 において NACA0012 翼面上の圧力分布を計測した。圧力分布の結果から、低レイノルズ数領域において剥離泡の挙動が空力特性に影響を与えることがわかった。

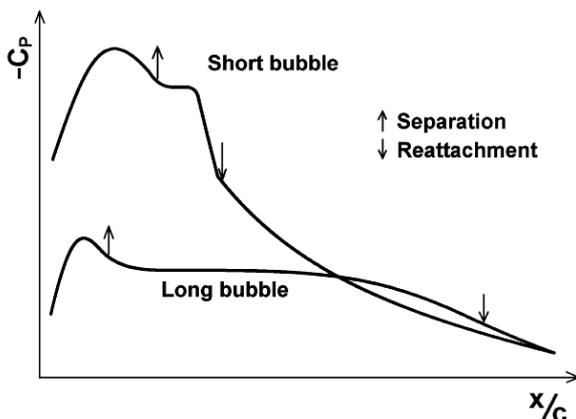


Fig. 1 Pressure distribution of short and long bubble^[3]

2. 実験装置および方法

本実験で使用した風洞は垂直回流型風洞であり、吹き出し口寸法は 0.3 m × 0.3 m、縮流比は 13.4 である。測定部はアクリル製の固定壁であり、測定部の長さは 0.8 m、主流中の残留乱れは主流速度 $U = 5 \text{ m/s}$ において 0.1% 以下である。レイノルズ数は 10,000 から 50,000 の間で 10,000 ずつ設定し、その時の風速は 2.0 m/s から 10.3 m/s である。迎角はターンテーブルにより 0 度から 15 度の間で 1 度ずつ変化させた。

2. 1 翼模型

NACA0012 翼模型は光造形によって作成され、圧力測定のための静圧孔が開けられている。翼弦長 75 mm、翼幅 300 mm であり、翼模型には片面 35 点、両面合わせて 70 点の静圧孔がある。静圧孔の直径は 0.5 mm で翼端から 120 mm の位置に翼弦方向に並べられている。前縁から 3 点は間隔が狭く干渉するため、翼幅方向にずらしている。測定された圧力は模型内を通り出力される (Fig. 2)。

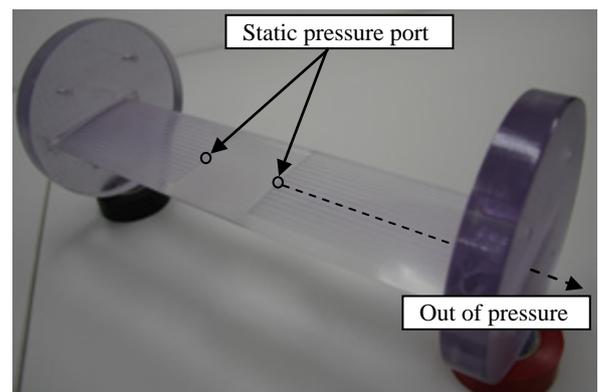


Fig. 2 NACA0012 airfoil model

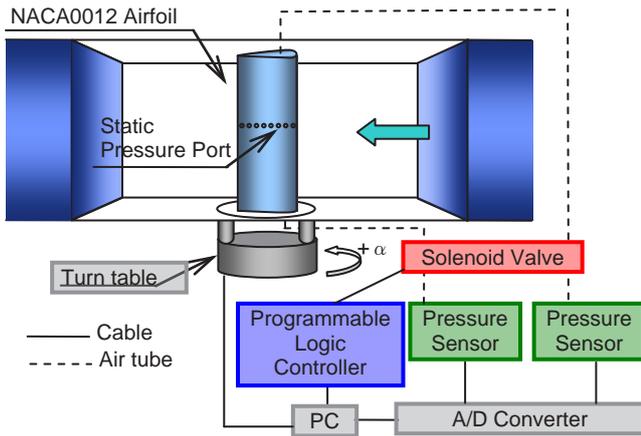


Fig. 3 Pressure measurements system

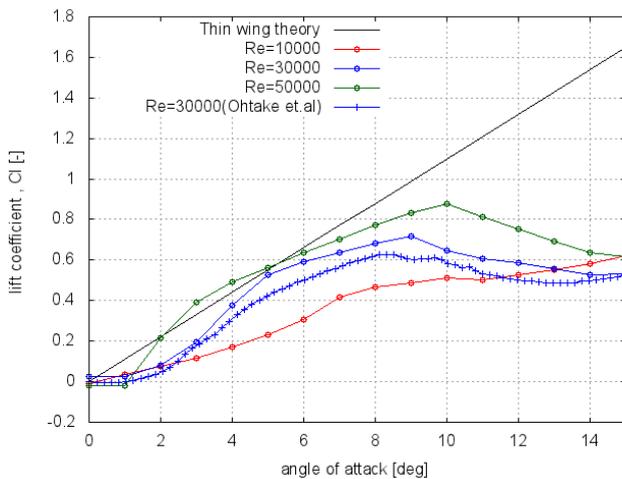


Fig. 4 Lift coefficient of NACA0012

Table. 1 Specifications of pressure sensor

Range	±125 [Pa]	Resolution	±0.14 [% F.S]
Hysteresis	0.10 [%FS]	Repeatability	±0.02 [%FS]
Linearity	±0.10 [%FS]	Output	DC±2.5 [V]

2. 2 圧力測定装置

圧力測定のための装置概略図を Fig. 3 に示す。圧力センサは Setra 社製 Model239 を使用し、諸元を Table. 1 に示した。翼模型から出力された 35 点の圧力はソレノイドバルブ (SMC 社製 070-5MC) によって任意の点に選択され圧力センサに送られる。ソレノイドバルブはプログラマブルロジックコントローラ (PLC) (OMRON 社製 CP1E-N400DR-A) によって制御されている。圧力センサから出力された電圧は A/D コンバータによって PC に記録される。サンプリング周波数は 1 kHz でサンプリング数は 30 k とした。

3. 実験結果・考察

測定の妥当性を確かめるためにレイノルズ数 10,000, 30,000, 50,000 の圧力分布から揚力曲線を求め、大竹らによる力の測定^[4]による揚力曲線と比較した。揚力曲線を Fig. 4 に示す。両者の曲線はほぼ一致し測定結果が妥当であるといえる。また、揚力傾斜の違いにより迎角を以下の領域に分類することができる。

- (1) 揚力傾斜がゼロもしくは負(0 ~ 1 deg.)
- (2) 揚力傾斜が急激に増加(2 ~ 5 deg.)
- (3) 揚力傾斜が一定(6 ~ 9 deg.)
- (4) 揚力傾斜が負(10 ~ 14 deg.)
- (5) 揚力傾斜が一定(15deg.)

レイノルズ数 30,000 の圧力分布を Fig. 5 に示し、レイノルズ数による違いを見るためにレイノルズ数 10,000, 30,000, 50,000 の圧力分布を Fig. 6 に示した。ここで圧力係数 C_p は (1) 式で表される。

$$C_p = \frac{P_i - P_s}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad (1)$$

P_i は翼面上の圧力、 P_s は風洞内に設置されたピトー管による静圧である。後縁周りの圧力は静圧孔がないために翼弦長 95% 位置の圧力勾配から予想した。

レイノルズ数 10,000, 30,000, 50,000 の剥離点と再付着点を圧力勾配 (Fig. 7) から求め、Fig. 8 に示した。

3. 1 レイノルズ数 30,000 における圧力分布

低迎角領域では、2 度以下において上下面の後縁付近に層流剥離が見られ、この領域では揚力傾斜がゼロになる。迎角 3 度以上になると上面の圧力分布においてサクシオンピークの後に圧力が平坦な領域が見られた。さらに、迎角 4 度になると再付着点を確認でき、剥離点と再付着点の間に剥離泡が発生したと推測される。迎角を 5 度以上に上げていくと、剥離点と再付着点が前縁へ移動し剥離泡の長さが短く (60% から 25%) になった。これは Short bubble の特性であり、この領域では揚力傾斜が一定になった。迎角 9 度から 11 度では剥離泡の長さは変わらず、負圧が減少した。そのため揚力傾斜が負になり、失速特性が後縁失速を示したと考えられる。迎角 12 度以上で Short bubble が Long bubble へ変わり、迎角 15 度まで圧力分布はほぼ変化せず、揚力傾斜も一定となった。このように Short bubble と Long bubble の形成と挙動が揚力傾斜に影響を与えることがわかった。

3. 2 レイノルズ数による比較

レイノルズ数 10,000 では 30,000 の時と比べて剥離点が迎え角の増加と共にさらに前縁へ移動した。再付着点は後縁付近で見られたが、Short bubble は確認できなかった。しかし、Long bubble は迎角 14 度以上で確認できた。

レイノルズ数 50,000 の時は剥離点と再付着点が圧力分布から確認された。剥離点と再付着点の挙動はレイノルズ数 30,000 の時と似ているが、剥離点から再付着点までの距離が短かった。

以上より、レイノルズ数の変化が翼面上の流れ場の層流剥離と剥離泡に影響を与え、低レイノルズ数領域における揚力特性の違いに関連している。

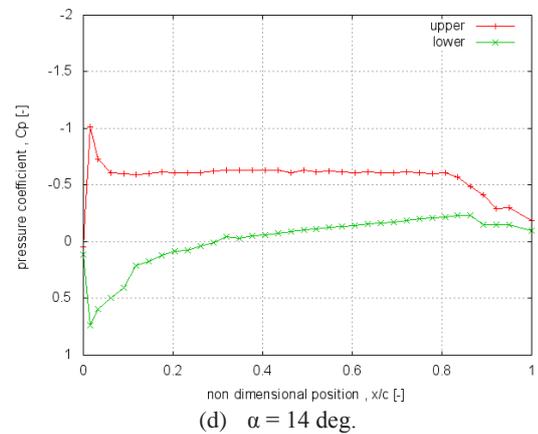
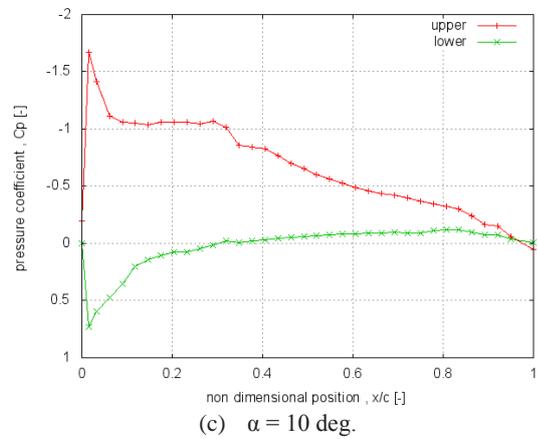
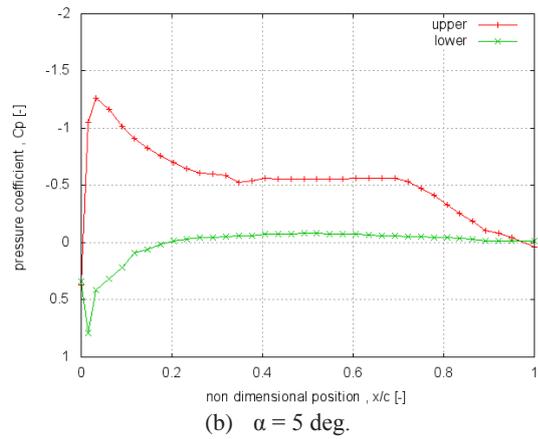
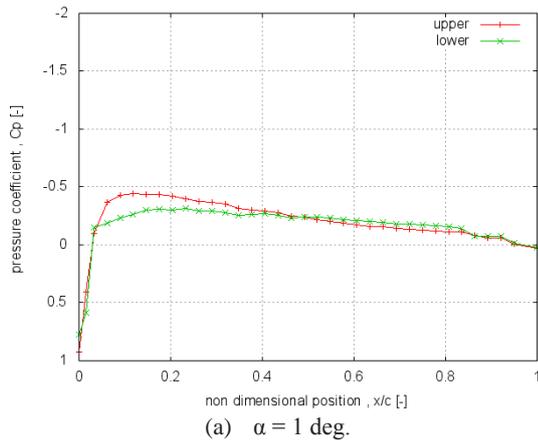


Fig. 5 Pressure distributions of the NACA0012 airfoil (Re = 30,000)

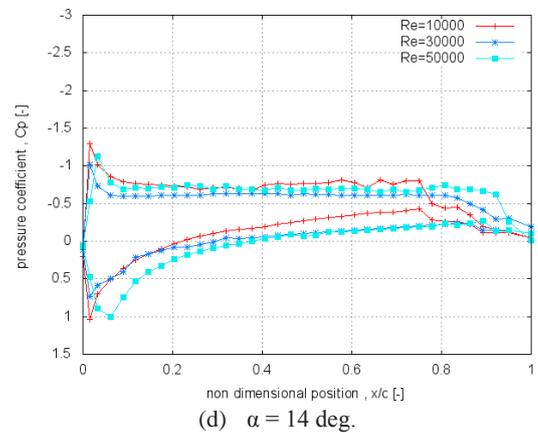
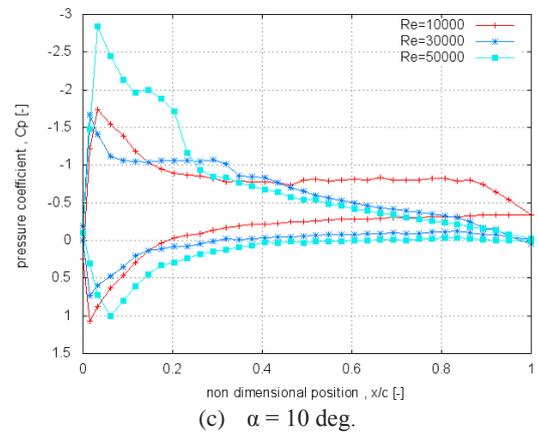
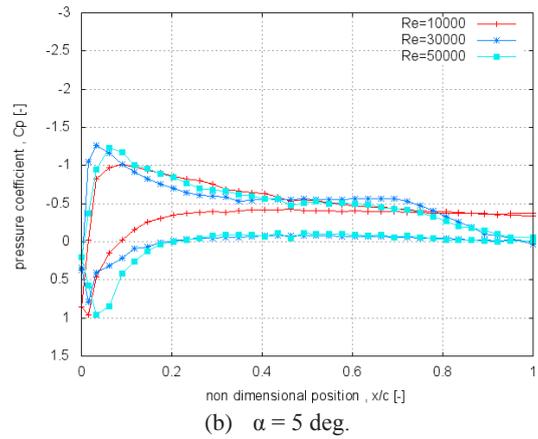
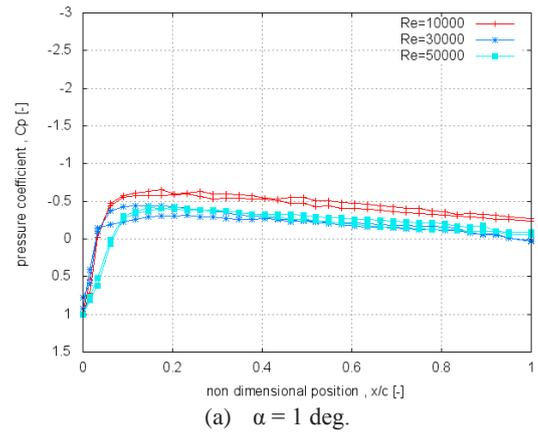
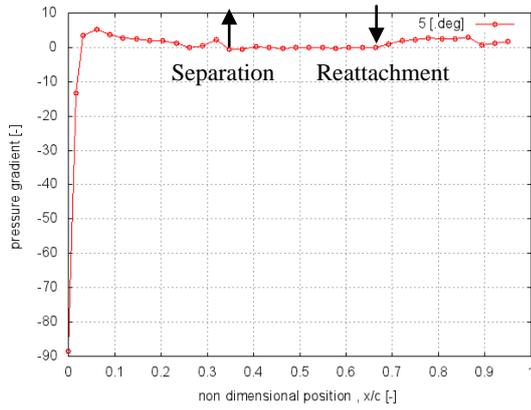
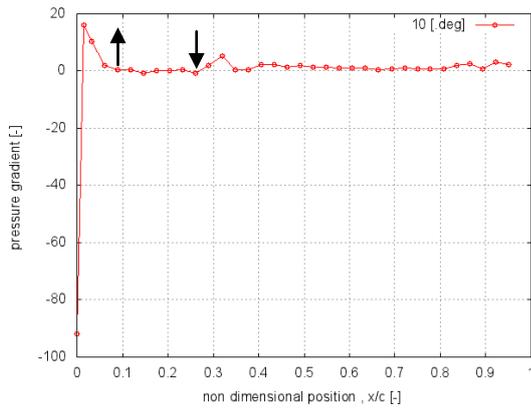


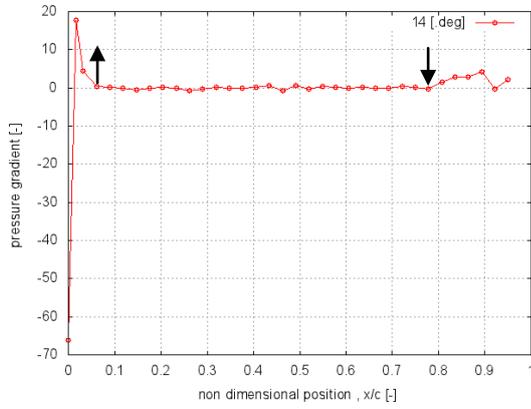
Fig. 6 Pressure distributions of the NACA0012 airfoil for various Reynolds numbers (Re = 10,000, 30,000, 50,000)



(a) $\alpha = 5$ deg.



(b) $\alpha = 10$ deg.



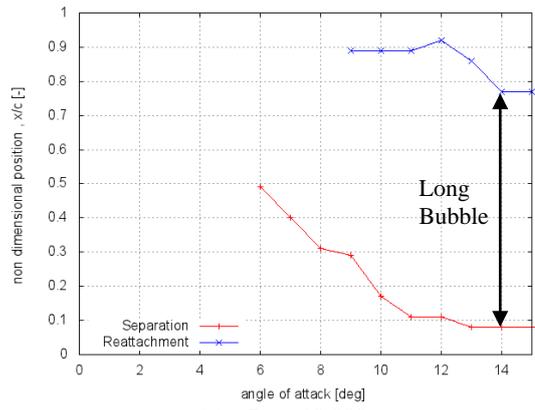
(c) $\alpha = 14$ deg.

Fig.7 Pressure gradient of the NACA0012 airfoil (Re = 30,000)

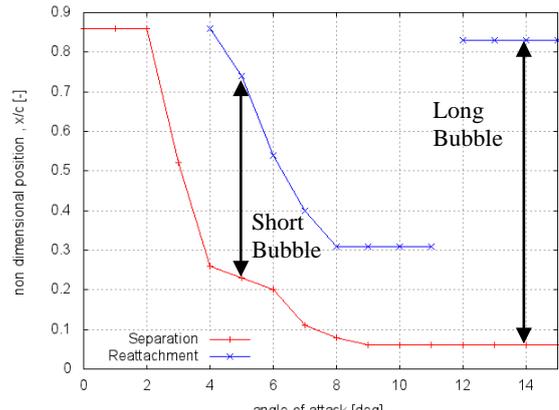
4. まとめ

レイノルズ数 10,000 から 50,000 について剥離泡の挙動を調べるために NACA0012 翼型面上の圧力分布を測定した。そして以下の結果が得られた。

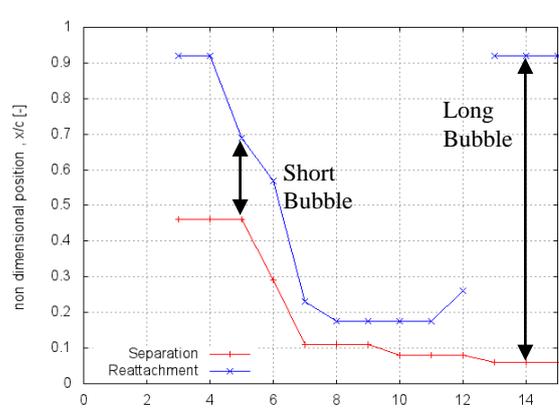
- 低迎角では後縁付近に層流剥離が見られた。
- レイノルズ数が 30,000 と 50,000 について失速前に Short bubble が圧力分布から確認できた。
- レイノルズ数が 30,000 と 50,000 について失速後に Short bubble から Long bubble への変化が圧力分布から確認できた。
- レイノルズ数 10,000 について Short bubble から Long bubble への変化は確認できなかったが、Long bubble は確認できた。



(a) Re = 10,000



(b) Re = 30,000



(c) Re = 50,000

Fig.8 Separation and reattachment point

参考文献

[1] Thomas J Mueller : “ Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications ”, Progress in Astronautics and Aeronautics., Vol. 195, pp. 1-10. (2001)
 [2] Tani, I : “ Low-Speed Flows Involving Bubble Separations ”, Progress in Aeronautical Sciences., Vol.5, pp.70-103. (1964)
 [3] 李家賢一 : “翼型上に生ずる層流剥離泡”, 日本流体力学会誌 ながれ, 22, pp. 15-22. (2003)
 [4] 大竹智久, 他 : “低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性”, 日本航空宇宙学会論文集, 55, pp. 439-445. (2007)