

# 低レイノルズ数領域での異なるキャンバーを持つ薄円弧翼型の空力特性

大竹智久<sup>1)</sup>, 晝間洋樹<sup>2)</sup>, 村松旦典<sup>1)</sup>, 本橋龍郎<sup>1)</sup>

1) 日本大学理工学部, 2) いすゞ自動車(株)

## Aerodynamic Characteristics of Thin Circular Arc Airfoil with Different Camber Ratio at Low Reynolds Numbers

by

Tomohisa Ohtake, Hiroki Hiruma, Akinori Muramatsu and Tatsuo Motohashi

### ABSTRACT

We carried out aerodynamic forces measurements of thin circular arc airfoils in order to clarify influence of camber ratio of the airfoil into aerodynamic characteristics at low Reynolds numbers. The measurements were performed with three cases of chord based Reynolds number of 30,000, 40,000 and 50,000, and two types of wing model which applied 6% and 12% cambered thin circular arc airfoils to cross section of the wing model were used. The results of aerodynamic characteristics of 6% cambered airfoil show a small discontinuity in lift and pitching moment characteristics at all Reynolds numbers, and dependency of Reynolds number changing could not confirm in the aerodynamic characteristics. The aerodynamics of 12% cambered airfoil, in contrast, show remarkable discontinuity and hysteresis which result from abrupt increases in lift characteristics and abrupt decreases in drag and pitching moment characteristics. Magnitude of this discontinuity in lift coefficient shows about from 0.4 to 0.5, in drag coefficient shows about 0.05, and pitching moment coefficient shows about from 0.01 to 0.03 with increasing of Reynolds number from 30,000 to 50,000. And, range of angle of attack in which the hysteresis of aerodynamics appeared also changes with Reynolds numbers too. These changes of aerodynamic characteristics might be come from flow field around the airfoil, laminar separation of boundary layer or separation bubble, due to change of camber ratio of the airfoil.

### 1. はじめに

多用途を目的とする超小型航空機(MAV; Micro Air Vehicles)では, 翼弦長を基準とするレイノルズ数が $10^4$ から $10^5$ のオーダーとなる. このような低レイノルズ数領域では, 一般的な航空機で用いられるような比較的翼厚が厚い翼型の空力特性が低下することが知られている<sup>1)</sup>. 例えば大竹ら<sup>2)</sup>は, NACA0012 翼型について風洞実験を行い, レイノルズ数の低下に伴い迎え角 $\alpha$ が $0 \text{ deg}$ 付近の低い範囲において, 揚力係数の変化に強い非線形性が現れることや, 最大揚力係数・揚抗比も低下することを示している. また, 岡本<sup>3)</sup>は $10^3$ から $10^4$ のオーダーにおける様々な翼型についての風洞実験結果から, 低レイノルズ数領域では翼厚の薄い翼型の方が厚翼よりも良好な揚抗比が得られることを示している. その中でも薄い平板にキャンバーを付けた薄円弧翼型の空力性能は, 翼厚の薄い翼型の中で良好な部類に入っているが, 空力特性の変化に対するキャンバーの依存性については明らかにされていない.

このような低レイノルズ数領域における翼型の空力特性の変化には, 翼面上に現れる層流剥離や剥離泡などの特徴的な流れ場が影響を与えていると考えられるが, その詳細に関しては未だ不明瞭な点が多い. 薄円弧翼型まわりの流れ場と空力特性の関連性を調査する一環として晝間ら<sup>4)</sup>は, 過去に2次元数値計算を用いた $Re = 40,000$ における薄円弧翼型まわりの流れ場の解析を行った. その計算結果からは, 薄円弧翼型のキャンバーの変化に伴い揚力係数および抗力係数の特性に不連続な変化が現れることが確認された. しかし, 翼型まわりの2次元数値計算を行う場合には, 高い迎え角で翼面上に大規模な境界層の剥離が生じた場合, 計算結果と実験結果のそれぞれから得られる空力特性の値に大きな差異が現れてしまう<sup>5)</sup>. 本研究では, 晝間らの数値計算結果において確認された薄円弧翼型の空力特性について, キャンバーの変化に伴い現れた特徴的な変化が実際の流れ場においても現れるかどうかを確かめることと, 薄円弧翼型の空力特性に対してキャンバーがどのような影響を与えるかを確かめるため, 風洞実験により空気力の直接測定を行った. その結果から得られた空力特性の変化について報告する.

### 2. 実験装置. 方法

Fig.1に本研究に用いた薄円弧翼型の概略図を示す. 翼型のキャンバーは $h/c$ で表され, 6%および12%の2種類のキャンバーを持つ翼型を使用した. 前縁部と後縁部は半円形状としている. 翼模型はそれぞれ翼弦長 $c = 120 \text{ mm}$ , 翼幅 $b = 300 \text{ mm}$ となるように, アルミ合金製の薄板( $t = 1.2 \text{ mm}$ , 翼厚比 $t/c$ は1%)を円弧状に曲げ加工している. これらの翼模型は, 本学科が所有する $0.3 \text{ m} \times 0.3 \text{ m}$ の吹き出し口寸法を持つ回流型風洞(Fig.2)の固定壁測定部内に設置された3分力天秤に取り付け, 翼模型に作用する空気力を測定する. 計測システムの概略図をFig.3に示す. 測定レイノルズ数は晝間ら<sup>4)</sup>の計算結果である $Re = 40,000$ を基準とし, レイノルズ数の依存性を確認するため $Re = 30,000$ および $50,000$ でも測定を行った. 迎え角 $\alpha$ の範囲は, 各レイノルズ数とも $-20 \text{ deg}$ から $20 \text{ deg}$ である.

### 3. 結果・考察

#### 3-1) 6%円弧翼型の空力特性

Fig.4に, 6%キャンバーでの $Re = 40,000$ における揚力係数, 抗力係数, 縦揺れモーメント係数および揚抗比の変化を示す. 測定では, 迎え角をマイナスからプラス方向へ $0.2 \text{ deg}$ ごとに变化させた場合(正方向), 同じく迎え角をプラスからマイナス方向へ变化させた場合(負方向)の静特性の測定を行った. その結果, 6%キャンバーでは正方向と負方向の各測定結果に大きな差異が確認されなかったため, 迎え角を正方向へ变化させた際の結果を示している. 揚力係数は, 迎え角 $3 \text{ deg}$ 付近で揚力傾斜が増加し, 揚力曲線に不連続な変化が現れることが観察できる. この現象は, 翼面上に形成された剥離泡がその位置を翼型の下面側から上面側へとシフトすることに伴い現れる空力特性の変化であると予測され<sup>4)</sup>, 円弧翼型特有の空力特性の変化だと考えられる. それ以外の箇所では, 揚力傾斜がほぼ一定値を示し, 迎え角が $-5 \text{ deg}$ 付近と $10 \text{ deg}$ 付近から揚力傾斜が緩やかに減少していることから, 後縁失速が起こっていると考えられる. 抗力係数は一般的に下に凸となる放物線状の変化を示している. 最小抗力係数 $C_{d \min}$ は迎え角 $2 \text{ deg}$ で $0.0276$ となる. 揚力係数で不連続性が現れた迎え角付近では, 抗力曲線中に大きな変化は現

れていないが、3.5 deg 付近で微小な抗力係数の減少が確認できる。縦揺れモーメント係数は迎え角 7 deg 付近から常にマイナスの値を示し、迎え角 20 deg に至るまで緩やかな増減を繰り返している。なお、縦揺れモーメント係数においては、迎え角 3.2 deg 付近で明確な不連続性の出現が観察できる。

風洞実験結果から得られた揚抗比は、迎え角約 3.6 deg で最大揚抗比 30.8 を示す。これは、大竹ら<sup>2)</sup>による NACA0012 の風洞実験結果において  $Re = 40,000$  での結果から得られる最大揚抗比 13.0 の約 2.4 倍となり、低レイノルズ数領域で薄円弧翼型が良好な空力特性となることを裏付けている。

### 3-2) 12%円弧翼型の空力特性

Fig.5 に、12%キャンパーでの  $Re = 40,000$  における空力特性の変化を示す。図中に示した凡例の違いは、◆が迎え角を正方向に変化させた場合、■が迎え角を負方向に変化させた場合の測定結果を示している。

揚力係数の変化からは、正方向に迎え角を変化させた場合、迎え角が 9 deg 付近で揚力係数が 0.4 ほど急峻に増加し揚力

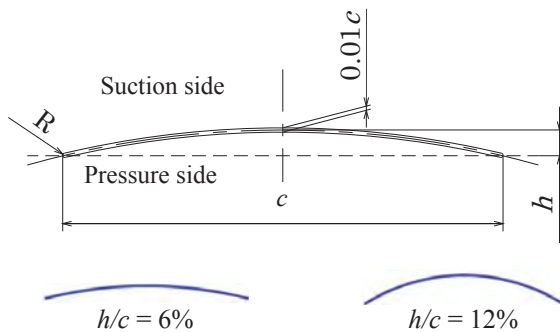


Fig.1 Schematic diagram of thin circular arc airfoil.

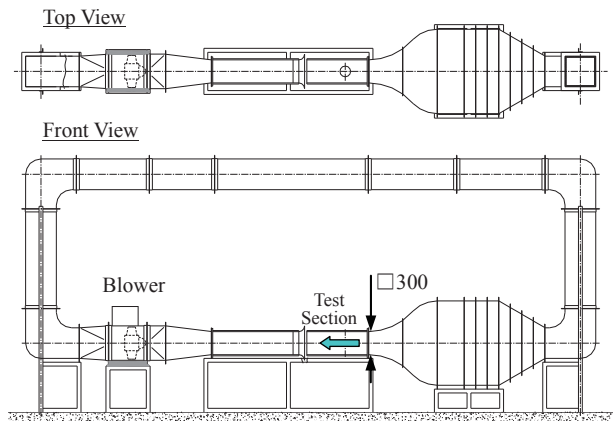


Fig.2 0.3 x 0.3 m small wind tunnel.

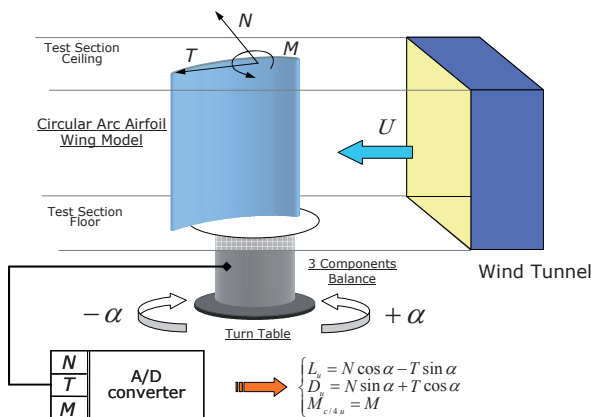


Fig.3 Aerodynamic forces measurements system.

曲線が不連続となることが確認できる。不連続性の出現は 6%キャンパーにも確認できるが、12%キャンパーでは迎え角の変化に対して揚力係数の増加量がより大きく現れ、揚力係数の不連続性がより顕著に現れている。また、負方向に迎え角を変化させた場合にも迎え角 7 deg 付近で急峻な揚力係数の減少が現れることが確認できる。このことから、12%キャンパーでは数度ほどの迎え角の範囲で揚力係数の変化にヒステリシスが生じていることが分かる。

次に抗力係数の変化を見てみると、揚力係数と同様に迎え角 7 deg 付近から 8 deg 付近の範囲で抗力係数の変化に不連続な変化を伴うヒステリシスが生じていることが確認できる。特筆すべき点は、抗力係数が大幅に減少することである。正方向に迎え角を変化させた際には、迎え角 8.6 deg で抗力係数は約 0.05 減少し  $C_{d\min} = 0.0732$  を示す。このときの抗力係数の減少率は約 43%となる。その後、迎え角の増加とともに抗力係数は放物線状の増加を示す。負方向に迎え角を変化させた際には、抗力係数は迎え角の低下とともに減少し、その減少は迎え角が約 7 deg に至るまで継続することで  $C_{d\min} = 0.0686$  を示す。その後、抗力係数が急増することにより抗力係数のヒステリシスが解消する。このときの抗力係数の増加量は約 0.04 となり、ヒステリシス解消後の抗力係数の値に対する割合は約 38%となる。

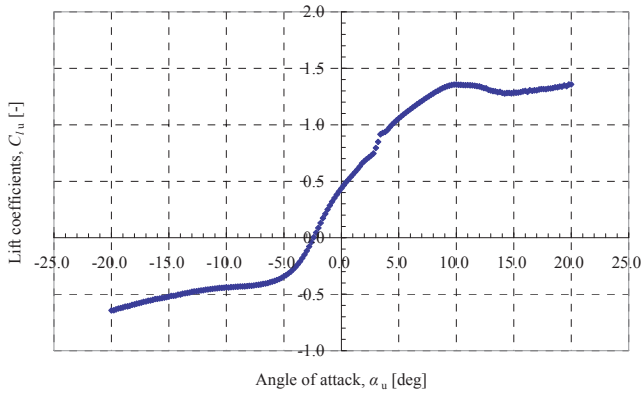
縦揺れモーメント係数の測定結果からは、6%キャンパーでの測定結果と比較して迎え角の変化に対する縦揺れモーメント係数の変化幅が大きく現れていることが分かる。このことは、キャンパーを変化させたことにより翼型まわりの流れ場が変化し、翼面上に形成される剥離泡の大きさや位置などの特性が変化したためだと考えられる。また、揚力係数および抗力係数と同様に、縦揺れモーメント係数の変化に不連続性およびヒステリシスを確認できる。最後に揚抗比の変化であるが、6%キャンパーでは迎え角が -2 deg 付近から線形的な増加を示しているが、12%キャンパーでは迎え角 5 deg 付近で一度ピーク値 10.4 をとる曲線的な変化が現れる。その後、揚力係数曲線および抗力係数曲線に現れる不連続性を原因とした急峻な揚抗比の増加が現れ、 $Re = 40,000$  では最大揚抗比 20.8 に至る。

### 3-3) レイノルズ数の依存性

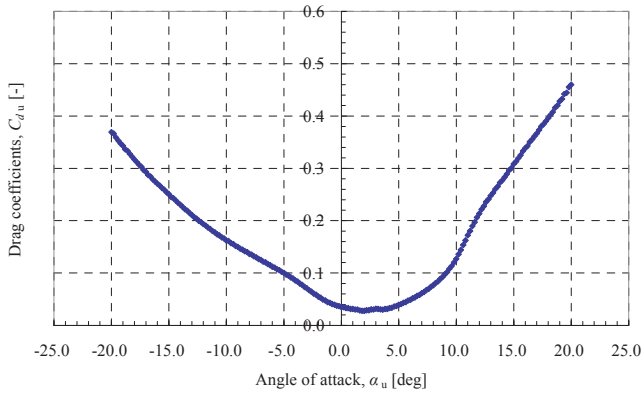
12%キャンパーの場合に確認された各空力特性についての不連続性やヒステリシスが、レイノルズ数の変化に伴いどのような変化を示すのか興味深い点である。Fig.6 にレイノルズ数に対する空力特性の変化を示す。これらの結果から、空力特性に与えるレイノルズ数の影響は、それほど大きな効果は観察されないが、ヒステリシスが現れる迎え角の範囲や不連続性の変化幅、また最大揚抗比の変化に強い影響を与えていることが確認できる。

### 3-4) 剥離点・再付着点の変化

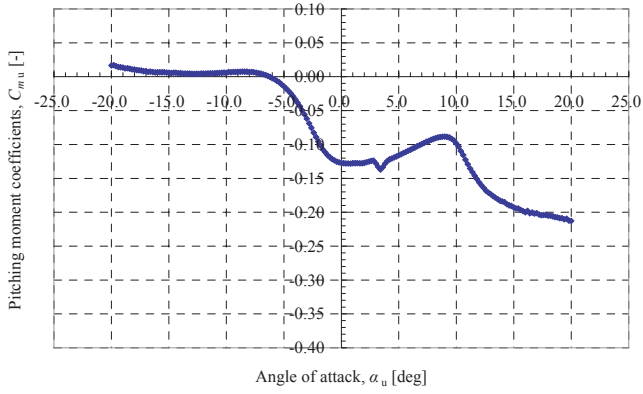
円弧翼型のキャンパーの違いは、翼面上の剥離泡の挙動や翼型まわりの流れ場に対しても密接な関わりを持つと予測できる。その影響は、翼型の空力特性の変化だけではなく、空力特性の不連続性やヒステリシスの発生にも強く関連していると考えられる。Fig.7 に数値計算により得られた 6%および 12%キャンパーにおける翼面上の剥離点および再付着点の変化を示す。各キャンパーとも剥離点は迎え角の変化によらずほぼ前縁付近であるが、上面側・下面側に現れる再付着点はキャンパーの違いにより変化している。また、翼面上に剥離泡が存在しない領域が存在し、この領域の前後で剥離泡の形成位置が翼型の下面側から上面側へと切り替わっていることが確認できる。このときの迎え角は、6%および 12%キャンパーの空力特性に確認された不連続な変化が現れる迎え角と近いので、このような剥離泡の挙動を伴う流れ場の変化が空力特性に強い影響を与えていることが予測できる。



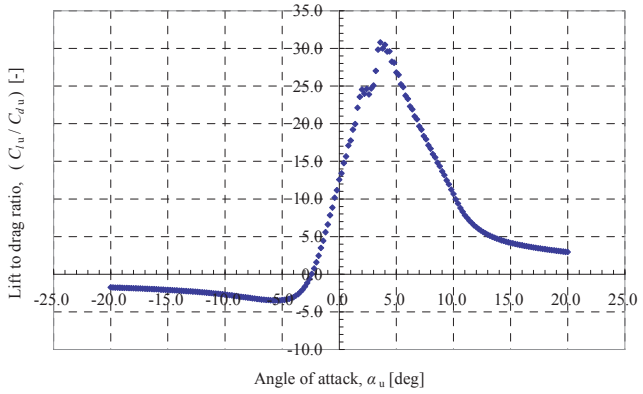
a) Lift coefficient



b) Drag coefficient

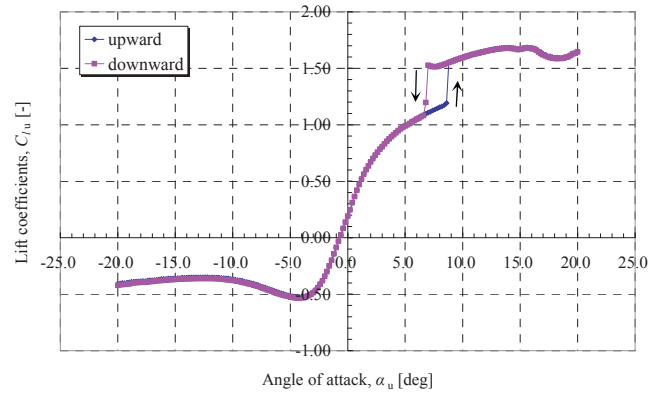


c) Pitching moment coefficient

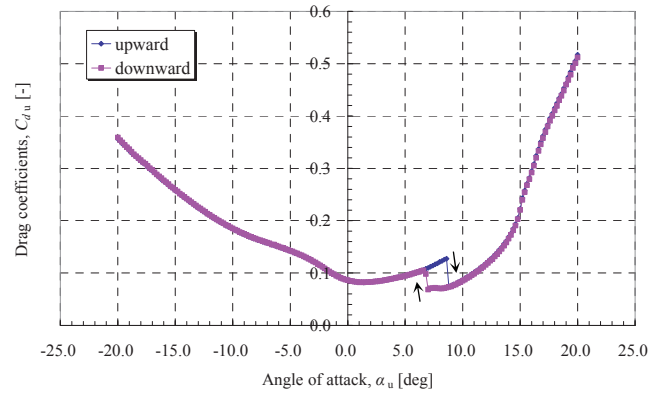


d) Lift to drag ratio

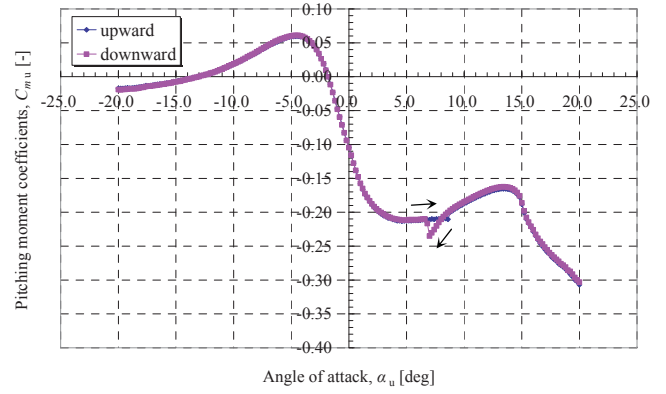
Fig.4 Aerodynamic characteristics of 6% cambered thin circular arc airfoil at  $Re = 40,000$ .



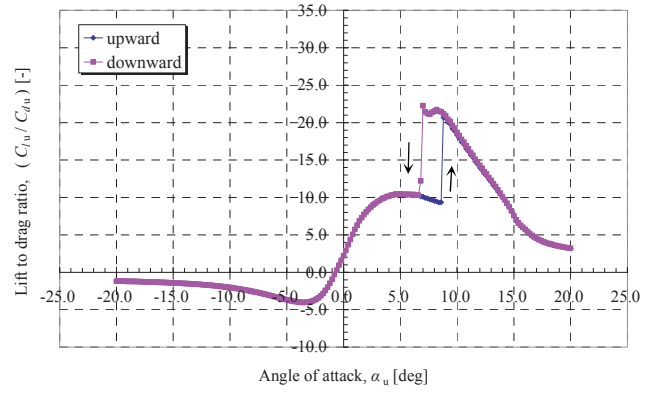
a) Lift coefficient



b) Drag coefficient



c) Pitching moment coefficient



d) Lift to drag ratio

Fig.5 Aerodynamic characteristics of 12% cambered thin circular arc airfoil at  $Re = 40,000$ .

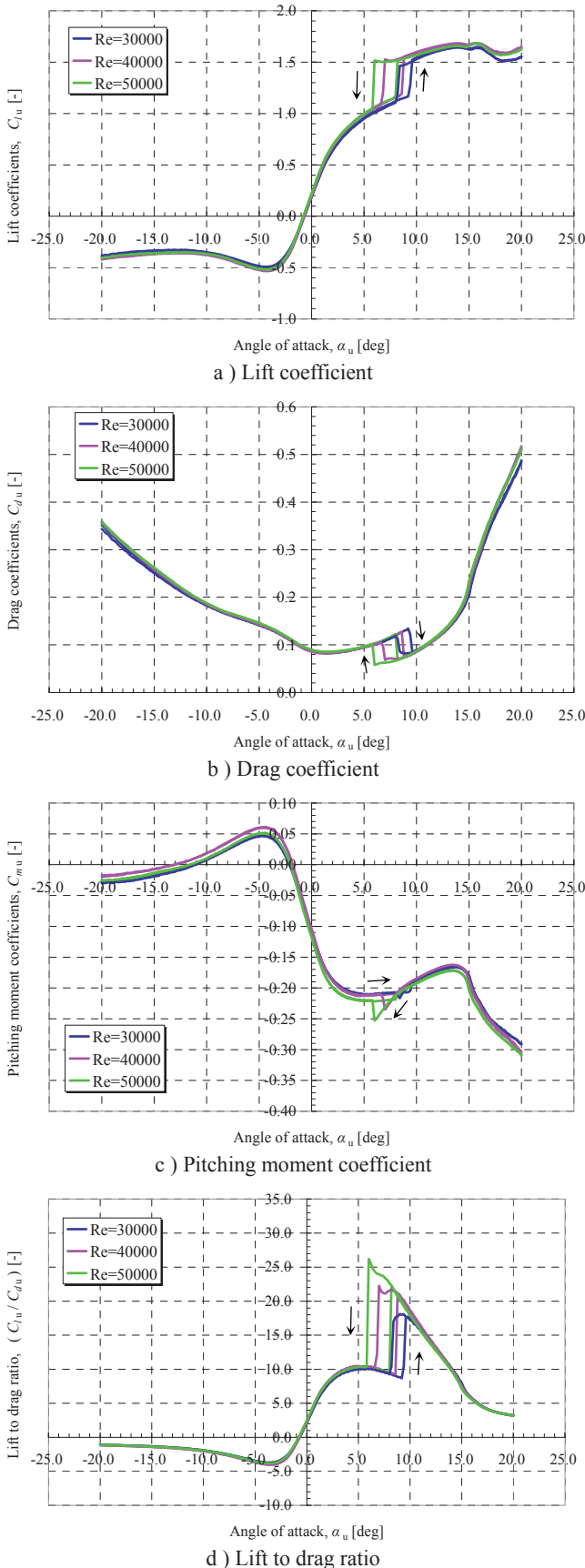


Fig.6 Dependence of aerodynamic characteristics on Reynolds numbers (12% cambered airfoil).

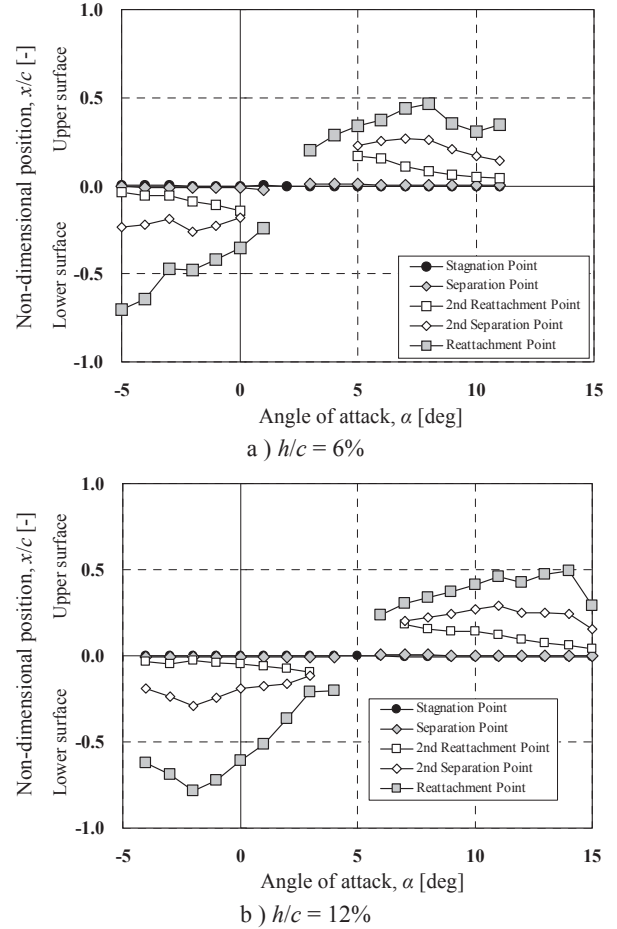


Fig.7 Distributions of separation and reattachment point on the airfoil at  $Re = 40,000$  by 2D-CFD.

#### 4. むすび

本研究では、低レイノルズ数領域で良好な空力特性が得られる薄円弧翼型について、6%と12%の2種類のキャンバーを持つ翼型模型を用いた空気の測定を  $Re = 30,000$ ,  $40,000$  および  $50,000$  について行った。その結果、キャンバーの増加により空力特性が大きく変わり、不連続性やヒステリシスなどの特徴的な変化が顕著に現れることが確認された。また、それらの変化はレイノルズ数の影響を強く受け、その特性を変えていくことも確認された。

今後は、空力特性の変化と翼面上の剥離泡および剥離泡を含む流れ場との関連性を明らかにするため調査を行う。

#### 参考文献

- 1) Mueller, T. J.: Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 195, AIAA, 2001.
- 2) 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎: “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, Vol. 55 (2007), pp.439-445.
- 3) 岡本正人: 低  $Re$  数における定常・非定常翼型空力特性の実験的研究, 日本大学大学院博士論文 (2005).
- 4) 晝間洋樹, 大竹智久, 本橋龍郎: “6%円弧翼を用いた低い  $Re$  数での空力特性と流れ場について”, 第47回飛行機シンポジウム (2009), pp.194-198.
- 5) 中江雄亮, 大竹智久, 村松旦典, 本橋龍郎: “低レイノルズ数領域における翼の空力特性シミュレーション”, 第42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 (2010), pp.753-758.