超小型飛行機のレイノルズ数領域における 4%キャンバー翼型および NACA0012 翼型の空力特性^{*1}

Aerodynamic Characteristics of 4% Cambered-Plate and NACA0012 Airfoil at the Reynolds Numbers Region for Micro Air Vehicles

手塚 亜聖^{*2}・砂田 保人^{*3}・李家賢^{—*3}
Asei TEZUKA, Yasuto SUNADA and Kenichi RINOIE

Key Words: Micro Air Vehicle, Laminar Separation Bubble, Low Reynolds Number

Abstract: In the Reynolds number region lower than approximately 1.0×10^5 , which corresponds to the Reynolds number region of a Micro Air Vehicle, thinner and sharper leading edge airfoil performs better than thicker and blunter one. This research focuses on the difference in flowfields which are clarified by means of streamline calculation and surface pressure distribution measurement. Numerical studies were performed to the blunt type NACA0012 airfoil and both numerical and experimental studies were performed to the thinner type 4% cambered-plate airfoil. The performance of the NACA0012 airfoil is deteriorated with decreasing Reynolds number, whereas that of the 4% circular arc cambered-plate airfoil is not affected. The deterioration of the NACA0012 airfoil performance is mainly due to the laminar boundary layer separation near the trailing edge; such phenomena are not essential to the performance in the cambered-plate airfoil results. This paper also demonstrates that the flow separation at the trailing edge can be estimated from the temporal amplification factor of the oscillatory mode which is calculated by the global linear stability analysis.

1. はじめに

科学技術の進歩により、電子部品などの小型化が進んだ結果、数十 cm 程度の超小型の飛行機を飛行させることが可能になった。超小型無人航空機 (MAV) は、低コストで機動性の高い観測・監視システムとして、地球や火星などにおける利用が期待されている。MAV を空気力学的側面から見ると、航空機を小型化したことによって、レイノルズ数 (Re 数) が小さくなり粘性の影響が大きくなる。 Re 数が 1.0×10^5 程度以下の低 Re 数の場合、高 Re 数の場合と比較して、揚抗比が低下することが知られている¹⁾。低 Re 数にて、薄翼であるキャンバー翼型と、それに比べて厚翼である一般的な NACA 翼型を比較した場合、低迎角における揚力係数は、厚翼の方がはるかに小さい。

Mueller ら²⁾ は、厚翼である NACA663-018 翼型の実験を行い、 Re 数の減少と共に低迎角での揚力傾斜が小さくなり、空力性能が悪化することを報告している。スモークワイヤ法で流れの可視化を行い、揚力傾斜が小さくなる条件では翼面上の境界層が後縁付近で剥離していることを観察し、このことが空力性能の悪化に寄与していると Mueller らは考察した。

上記の翼型ほどの厚翼ではないが NACA0012 翼型についても、低迎角にて揚力傾斜が小さくなり空力特性が悪化することが、Laitone^{3, 4)} や大竹ら⁵⁾ による揚力係数測定実験にて報告されている。特筆すべき事項として、大竹ら⁵⁾ は、 $Re \sim 5 \times 10^4$ 付近にて、低迎角の揚力傾斜が負となる結果を示している。また、迎角 $\alpha \geq 5^\circ$ にて翼面上で層流剥離した流れが翼の後縁で再付着することを確認している⁶⁾。

薄翼に対しては、Pelletier ら⁷⁾ が、 Re 数が 6×10^4 から 2×10^5 の範囲におけるキャンバー翼型の実験を行っている。薄翼の場合は Re 数の低下と共に揚力係数が微減するが、低迎角での揚力傾斜が急減することではなく、 $Re = 6 \times 10^4$ の結果でも揚力傾斜は正である。岡本⁸⁾ は、円弧翼に対する実験的研究として、ロードセルを用いた力計測と灯油ミストによる可視化を詳細に行っている。揚力傾斜は正であるが、前縁に剥離泡が形成される迎角にて揚力係数が増加すること、更なる迎角の増加と共に再付着点が後退し、完全に剥離する迎角付近に失速角があること、などを指摘している。

数値的研究として、高木⁹⁾ は火星飛行機を想定し、宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部で開発された UPACS^{10, 11)} を用いて、薄翼である NACA4402 翼型周り低 Re 数流れを数値的に解析している。ほとんど非圧縮性流れと言える $M_\infty = 0.1$ の場合に注目すると、 $Re \sim 10^3$ 付近でも揚力傾斜が正であり、低 Re 数でも揚力傾斜が悪化しない結果となっている。

なお、高木⁹⁾ が指摘しているように、数値計算データは

^{*1} © 2009 日本航空宇宙学会

平成 18 年 4 月 5 日、日本航空宇宙学会第 37 期年会講演会において一部発表。平成 21 年 1 月 26 日原稿受理

^{*2} 早稲田大学理工学術院基幹理工学部機械科学・航空学科

^{*3} 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

この2つの目的を解明するために、実験データがほとんど無いキャンバー翼型に対し、表面圧力分布計測実験及びオイルフロー法による翼型表面流れの可視化実験を行うと共に、4%キャンバー翼型とNACA0012翼型周り流れの数値計算を行った。NACA0012翼型における層流剝離泡の初期速度変動の発生は非対称自由剪断流のHelmholtz型不安定に基づいていることが指摘されている¹⁶⁾が、厚翼の空力性能の悪化/回復の原因と考えられている、後縁付近の層流境界層に速度変動が生じるか否かといった現象に対しても、線形モデルで記述できると予想される。そこで、流れの全体線形安定解析に基づくモード解析手法¹⁷⁾を行い、低迎角での後縁剝離が再付着する現象に対し更に考察を加えた。

一般に、翼型の表面圧力測定では、翼型内部に配管を施す必要があり、その配管は風洞外部へ導かれる。今回は、模型が薄翼であるため模型内部に空間がない。そこで、 $\phi 1.2$ のパイプ（後縁付近の 4 本のみ $\phi 1.0$ ）を翼弦方向に並べて半田付けしたものの表面を削り、厚さ 1 mm の 4% キャンバー翼型を製作した（第 1 図）。工作寸法精度は ± 0.1 mm 以内で仕上げられていることが確認されている。模型は円弧キャンバー翼であり、翼弦長 $c = 100$ mm、翼幅 $b = 300$ mm、翼厚は翼弦長の 1% である。模型の前後縁の形状は、それぞれ、直径 $D = 1.0$ mm および $D = 0.7$ mm の円形である。翼弦長に基づく Re 数は、 3.1×10^4 , 6.2×10^4 , 9.3×10^4 の 3 種類である。前縁、後縁、ならびに上下面に、24 およ

$$v_t + uv_x + vv_y = -p_y + (v_{xx} + v_{yy})/Re \quad (3)$$

なお、NACA0012 翼型の後縁の厚さは 0 ではなく少し厚みがあるが、翼型性能を実験的あるいは数値的に調べる場合、模型製作上もしくは格子生成上の理由により、後縁の厚さは適宜修正されている。本論文では後縁付近の剝離現

(a) 後縁厚さ約 0.02c

(b) 後縁厚さ約 0.002c

第2図 後縁付近における格子形状の違い

象が議論されるため、後縁厚さが異なる2種類の格子—後縁厚さがコード長の2%程度の格子(第2図(a))と0.2%程度の格子(第2図(b))—を用いて数値計算を行った。

3. 4%キャンバー翼型の結果

3.1 翼表面圧力係数の測定結果 迎角 α を 0° から 12° まで変化させて翼表面圧力係数 C_p を測定した。 $Re = 3.1 \times 10^4$ の結果を第3図に示す。なお、 x_c 軸は前縁を原点とした翼弦方向の軸である。

$\alpha = 1^\circ$ (破線, $\square$) から $\alpha = 3^\circ$ (破線, ∇) の結果(第3図(a))では、上面前縁付近に負圧のピークがあり、それより下流側では急激に圧力が回復する。迎角の増加に従い、上面のピーク圧は単調に減少し、下面側の圧力は単調に増加する。

$\alpha = 4^\circ$ (一点破線, $\blacksquare$) の結果(第3図(b))では、上面側に $-C_p = 1.0$ と平坦な負圧領域が見られる。 $0.12 < x/c < 0.20$ で圧力が急激に上昇し、 $x/c > 0.20$ では、 $\alpha = 3^\circ$ とほぼ同じ圧力になる。

迎角が 8° (一点破線, $\blacktriangledown$) までは、同様のパターンを示す。平坦な負圧領域の圧力は迎角の増加に従い減少する傾向にあり、 $\alpha = 8^\circ$ の場合では $-C_p = 1.4$ である。この下流側の圧力回復が見られる範囲は、迎角の増加に従い大きく増加し、 $\alpha = 8^\circ$ の場合、 $0.20 < x/c < 0.50$ となる。翼の下面の圧力分布はほとんど変わらないが、迎角の増大に従い圧力が僅かに増加する傾向が見られる。

(a) $0^\circ \leq \alpha \leq 3^\circ$ (b) $4^\circ \leq \alpha \leq 8^\circ$ (c) $9^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ$ 第3図 4%キャンバー翼圧力係数分布 ($Re = 3.1 \times 10^4$)

$\alpha = 9^\circ$ (二点破線, $\blacklozenge$) の結果(第3図(c))では、平坦な負圧領域にて $-C_p = 1.2$ である。 $x/c > 0.20$ の領域で圧力はなだらかに回復し、 $x/c = 1$ において $-C_p = 0.3$ となる。更に迎角が大きい場合も、同様のパターンを示す。平坦な負圧領域の圧力は、迎角の増加に従い増加する。また、後縁での圧力は、迎角の増加に従い減少する傾向が見られる。そして、 $\alpha = 12^\circ$ (二点破線, $\circ$) では、上面側の圧力係数は $-C_p = 0.6$ 付近と、ほぼ一定の値になる。なお、下面の圧力分布はほとんど変化しない。

以上をまとめると、迎角がある場合の圧力係数分布は模式図として第4図に示される以下の3つのパターンに分類できる。

第4図 圧力係数分布から分類される3つのパターン

1) 前縁に負圧のピークがあり、急激に圧力回復する (Type 1, 第3図(a)に相当)。

2) 前縁から位置 A の範囲に負圧が平坦な領域が存在する。位置 A から位置 B の範囲で圧力が回復する。位置 B より後縁側では圧力の変化が小さくなり、後縁において $C_p \sim 0$ となる (Type 2, 第3図(b)に相当)。

3) 前縁から位置 C の範囲に負圧が平坦な領域が存在する。位置 C から後縁側で圧力が回復するが、完全には回復しないため、後縁において $C_p < 0$ となる (Type 3, 第3図(c)に相当)。

計測データは省略するが、迎角による圧力分布のパターンの分類を行うと、 $Re = 6.2 \times 10^4$ の場合、 $1^\circ \leq \alpha \leq 2^\circ$ が Type 1, $3^\circ \leq \alpha \leq 8^\circ$ が Type 2, $9^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ$ が Type 3 と分類された。また、 $Re = 9.3 \times 10^4$ の場合、 $\alpha = 1^\circ$ が Type 1, $2^\circ \leq \alpha \leq 8^\circ$ が Type 2, $9^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ$ が Type 3 となった。

3.2 オイルフロー法による剥離領域の模式図 筆者らは、 $Re = 6.2 \times 10^4$ において、翼上面をオイルフロー法による可視化を行い文献 12) に示している。そこで示された図と同様に $Re = 3.1 \times 10^4$ における剥離流れの模様を描いた図が第5図である。Type 1 (第5図(a)) では、前縁付近の圧力が急増する範囲にて僅かな剥離領域が見られる。

Type 2 (第5図(b)) における、前縁から第4図 A の位置までの負圧が平坦な領域は、オイルがほとんど移動しない死水領域である。第4図 B の位置は再付着点であり、層流剥離泡が形成されていると考えられる。

Type 3 (第5図(c)) における、前縁から第4図 C の位置までの領域は、死水領域である。その下流に再付着点はなく、翼上面全体が剥離していると考えられる。Type 2 の bubble の再付着線が後縁まで届き、再付着線が消滅することにより、Type 2 から Type 3 へと流れが変化している。

3.3 翼表面圧力係数の数値計算結果 実験とはほぼ同一の $Re = 3.0 \times 10^4$ の条件で数値計算を行い得られた翼表面圧力係数を第6図に示す。後流のカルマン渦や層流剥離泡において流れの振動が見られるため、計算結果は非定常性を有する。そこで、Impulsive Start で初期値を与えた計算開始から無次元時間で約 150 から 200 までの平均をとっ

(a) Type 1

(b) Type 2

(c) Type 3

第5図 オイルフロー法に基づく剥離流れの模式図

たものを図示した。 $1^\circ \leq \alpha \leq 2^\circ$ で Type 1, $3^\circ \leq \alpha \leq 7^\circ$ が Type 2 と同様の傾向を示した。

$8^\circ \leq \alpha$ の場合、迎角の増加と共に、後縁の圧力係数が小さくなる点では実験結果と一致している。しかし、実験結果では迎角の増加に従い翼上面の負圧がフラットな分布になるが、計算結果では $\alpha = 11^\circ$ でも下流に向けていったん負圧が高まり、その下流で圧力回復をする分布を示しており、実験結果と計算結果に大きな違いが見られた。定量的に実験と一致しない理由として、2次元計算であることや乱流モデルを使用していないことなどが挙げられる。ただし、このような要因を考慮したとしても、今回の $8^\circ \leq \alpha$ の場合のように流れの3次元性の強い大迎角の計算を定量的に一致させることは難しい問題であると考えられる。

本研究の対象は、低迎角での厚翼と薄翼の違いであり、 Re 数の減少と共に揚力傾斜が急減する現象に考察を加え

第6図 数値計算で得られた圧力係数分布 ($Re = 3.0 \times 10^4$)

第7図 4%キャンバー翼型周り流れの流線

ることである。厚翼の空力性能悪化の原因と考えられている、後縁付近における層流境界層の剥離現象には、流れの3次元性の影響は小さいと考え、考察を進めることとする。

3.4 数値計算で得られた流線 数値計算で得られた流線を第7図に示す。 $\alpha = 1^\circ$ と $\alpha = 5^\circ$ では流れ場の Re 数依存性は見られなかった。そこで、この2つの迎角のうち $Re = 3.1 \times 10^4$ の結果のみを示す。 $\alpha = 1^\circ$ の場合(第7図(a))、翼前縁と後縁に小さな剥離領域が形成されており、Type 1 同様の流れ場である。 $\alpha = 5^\circ$ の場合(第7図(d))、翼前縁から流れが剥離し、下流側で流れが再付着し

ている。流れが再付着する位置 ($x/c \cong 0.38$) は、第6図の圧力回復が収まる位置である。また、圧力係数が平坦な領域の後端で2次剥離線が見られ、死水領域が形成される。Type 2 の特徴に一致する流れ場が得られている。

$\alpha = 2^\circ$ の場合(第7図(b), (c))では流れ場の Re 数依存性が見られる。 $Re = 3.0 \times 10^4$ の条件(第7図(b))ではType 1 の流れとなるのに対し、 $Re = 6.5 \times 10^4$ の条件(第7図(c))ではType 2 の流れとなった。第7図の(b)と(c)では後縁付近における剥離の有無の違いが見られる。しかし、剥離の有無にかかわらず、流れはほぼ翼面に沿っていることから、揚力係数は大きく変化しないと考えられる。

流れ場のパターンがType 1 からType 2 へ切り替わる条件は迎角のみならず Re 数の影響を受けている。 $Re = 3.0 \times 10^4$ では $3^\circ < \alpha < 4^\circ$ にて、 $Re = 6.5 \times 10^4$ では $2^\circ < \alpha < 3^\circ$ 、 $Re = 1.0 \times 10^5$ では $1^\circ < \alpha < 2^\circ$ にてTypeの切り替えが起きるため、 $\alpha = 2^\circ$ の場合において流れ場のパターンに Re 数の影響があらわれていると思われる。

以上のように、数値計算で得られる流線とオイルフロー法に基づく剥離流れは定性的に同一である。 $\alpha \leq 5^\circ$ 程度の低迎角の場合、数値計算結果は妥当なものであると判断される。

4. 翼型による空力性能の違いに対する考察

以降、NACA0012翼型と4%キャンバー翼型との比較を行う。NACA0012翼型は、4%キャンバー翼型と異なり、低迎角にて揚力傾斜が小さく、ある迎角を超えると値が大きく上昇する現象に特に着目し考察する。

4.1 揚力係数曲線 数値計算で得られた揚力係数を実験結果と比較したものを第8図に示す。4%キャンバー翼型(第8図(a))の実験結果は、3.1節の方法で測定された圧力分布を積分して求めた揚力係数である。風洞壁の影響を修正するため、文献20)の方法により、迎角と揚力係数の補正を行った。数値計算、実験とも、迎角の増加と共に概ね線形的に揚力係数が増加する。Pelletierら⁷⁾による実験も同様の結果を示している。なお、どの結果にも $\alpha \sim 3^\circ$ 前後の迎角にて揚力係数が Re 数に応じて多少変化する領域があるが、このことに関しては4.3節で考察する。

第8図(b)に示されるNACA0012翼型に対しては、後縁の厚みの違う2種類の格子(第1図参照)による結果、Laitone⁴⁾によるアスペクト比6の模型による3次元翼、大竹ら⁵⁾による2次元翼の風洞実験結果を併記した。低 Re 数の場合 ($Re = 3.0 \times 10^4$, 6.5×10^4)、低迎角にて揚力傾斜が非常に小さく、ある迎角で C_l が急増しているといった非線形な空力特性を示す。特に、後縁の翼厚が薄い格子の場合、低迎角での揚力傾斜が負になった。揚力傾斜が負となる現象は大竹ら⁵⁾にも指摘されており、低 Re 数におけるNACA0012翼型の特異な空力特性である。Laitone⁴⁾によるアスペクト比6の翼に対する実験でも低迎角で揚力傾斜が0に近い結果が得られている。また、後縁の厚さが薄い格子と厚い格子を用いた数値計算結果を比較すると、後縁の厚さが薄い場合、揚力傾斜が小さく負となる迎角もあり、

第8図 揚力係数曲線

第9図 数値計算による NACA0012 翼型周りの流線

より高い迎角まで揚力係数が小さい状態が続く傾向にある。このように低迎角で揚力傾斜が0に近くなる現象は、翼後縁形状の影響も受けている。以降の議論においては、揚力係数がより大きく変化する、後縁が薄い格子を用いた結果のみを示すが、どちらの格子に対しても本質的に同等な結果が得られている。

4.2 NACA0012 翼型の流線と揚力係数の関係
NACA0012 翼型に対する数値計算結果の時間平均を求め、流線を作成した結果を第9図に示す。揚力係数の Re 数依存性が大きい $\alpha = 2^\circ$ にて、 $Re = 3.0 \times 10^4$ (第9図(b))では翼上面後縁付近に剥離領域が形成されるが、 $Re = 6.5 \times 10^4$ (第9図(c))では小さな剥離泡が形成されている点で違いが見られる。また、非定常計算の瞬間値を調べると、 $Re = 3.0 \times 10^4$ では剥離領域が振動していないが、 $Re = 6.5 \times 10^4$ では剥離泡が振動している点で異なっている。

揚力係数の Re 数依存性が小さい $\alpha = 0^\circ$ や $\alpha = 5^\circ$ の結果では、流れ場の本質的な違いは見られない。 $\alpha = 0^\circ$ の場合 (第9図(a))、翼後縁に剥離領域が形成され、 $\alpha = 5^\circ$ の場合 (第9図(d))、大きさは異なるものの翼中央付近に層流剥離泡が形成される。なお、第9図(b)のような後縁付近での流れの剥離は、 $Re \geq 1.0 \times 10^5$ の結果では見られなかった。

本数値計算結果は、揚力係数が急増する迎角付近にて、後縁付近の層流境界層の剥離が非定常振動することにより流れが再付着するという、先行研究の考察と一致している。

4.3 4%キャンバー翼型の層流剥離泡と揚力係数の関係 4%キャンバー翼型の揚力傾斜を細かく見ると、揚力係数の Re 数依存性が見られる。実験結果 (第 8 図 (a)) の $Re = 6.2 \times 10^4$ と $Re = 9.3 \times 10^4$ を比較すると、 $\alpha = 1^\circ$ と $\alpha = 3^\circ$ の揚力係数が一致するのにに対し、 $\alpha = 2^\circ$ の揚力係数には違いが見られる。また、 $0^\circ \leq \alpha \leq 1^\circ$ の範囲の揚力傾斜と、 $\alpha \geq 3^\circ$ の揚力傾斜は、ほぼ一致しているが、縦軸の切片の値が異なっている。 $\alpha = 2^\circ$ において、 $Re = 6.2 \times 10^4$ では Type 1 であるのに対し、 $Re = 9.3 \times 10^4$ では、Type 2 であることを考慮すると (第 7 図 (b), (c))、 $\alpha = 2^\circ$ の揚力係数に見られた違いは、流れ場の Type の違いにより現れたと考えられる。なお、円弧翼に剥離泡が形成されることで揚力係数が増加することは、岡本⁸⁾も指摘している。流れ場が Type 1 から Type 2 に変わることにより、揚力係数が $C_l \sim 0.05$ 程度増加する。この値は、揚力係数が $C_l \sim 0.2$ 程度変化する NACA0012 翼型に比べると非常に小さい。

5. NACA0012 翼型周り流れの全体線形安定解析

先行研究及びこれまでの議論にて、NACA0012 翼型の揚力係数が急増する要因は、後縁付近にて層流境界層が不安定化し振動を起こすことと考えられているが、流れが振動を始める条件は流れ場をモード解析することで明らかになると思われる。そこで、後縁付近の層流境界層が振動を始める現象の臨界条件を調べる目的で、流れの全体線形安定解析¹⁷⁾を行った。超臨界状態にて安定解析の基本流をどのように設定するかに関しては議論の余地があるが、本研究では、流れの時間発展計算において流れが振動を始める直前の状態を基本流とした。

固有値解析を行い得られたモードを複素平面にプロットしたものを第 10 図 (a) に示す。図の横軸が示す時間増幅率が最大である Mode A は、縦軸が示す角振動数が非ゼロであるため振動するモードである。このモードの固有ベクトルから得られる擾乱渦度の等値線が示されている第 10 図 (b) から、Mode A は、主に後流のみが振動するモードと言える。Mode A の時間成長率は正であり、このモードが成長することで、翼後流にカルマン渦列が形成されることが考えられる。

一方、Mode B は、後流と共に後縁付近の剥離領域も振動するモード (第 10 図 (c)) である。時間増幅率を示す固有値実部は Re 数の増加と共に増加する結果となった。 $\alpha \leq 2^\circ$ で時間増幅率が負であり、 $\alpha \geq 3^\circ$ で正となることから、後縁付近の剥離流れが振動せず再付着しない状態は、 $\alpha \leq 2^\circ$ の場合でのみ観察されることが言える。

6. 結 論

数値的及び実験的手法により 10 の 5 乗以下の Re 数において、4%キャンバー翼型と NACA0012 翼型の性能を調

第 10 図 NACA0012 翼型周り流れに対する全体線形安定解析結果 ($Re = 3.0 \times 10^4$)

べた。

4%キャンバー翼型の圧力係数分布測定及びオイルフロー法による流れの可視化を行い、3つの Type に分類した。Type 1 では、前縁付近の鋭い負圧のピークに続き急激な圧力回復が見られる狭い範囲にて剥離領域が見られる。Type 2 では、平坦な負圧領域に死水領域が形成され、下流の剥離泡の再付着点にかけて圧力回復する。Type 3 では負圧はフラットな分布となり、翼面全体が剥離する。

迎角の増加と共に流れが Type 1 から Type 2 へ変わることによって揚力係数に対し $C_l \sim 0.05$ 程度の影響をもたらす。Type 1 から Type 2 へ変わる迎角は Re 数の増加と共に減少する傾向が見られた。

NACA0012 翼型の場合、低 Re 数において低迎角の揚力傾斜が小さい、もしくは負となり、ある迎角にて揚力係数が急激に上昇する計算結果が得られた。低迎角では翼後縁付近の流れが剥離しているが、ある迎角にて後縁近くで剥離した境界層が振動し、流れが再付着することで揚力係数が急増する。この結果は、先行研究の考察を支持するものである。

翼面上の後縁付近にて層流境界層が剥離することに考察を加えるため、流れの全体線形安定解析を行い層流境界層が振動するモードの時間増幅率を計算した。剥離領域が振動し再付着する条件は、 $Re = 3.0 \times 10^4$ の場合迎角 $2^\circ < \alpha < 3^\circ$ の範囲にあるが、この条件にて、剥離領域が振動するモードの時間増幅率が負から正へと変化する結果が得られた。

参 考 文 献

- 1) McMasters, J. H. and Henderson, M. L.: Low-Speed Single-Element Airfoil Synthesis, Technical Soaring, **6** (1980), pp. 1–21.
- 2) Mueller, T. J. and Batill, S. M.: Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds-Numbers, AIAA J., **20** (1982), pp. 457–463.
- 3) Laitone, E. V.: Aerodynamic Lift at Reynolds Numbers below 7×10^4 , AIAA J., **34** (1996), pp. 1941–1942.
- 4) Laitone, E. V.: Wind Tunnel Tests of Wings at Reynolds Numbers below 70,000, Exp. Fluids, **23** (1997), pp. 405–409.
- 5) 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, **55** (2007), pp. 439–445.
- 6) 大竹智久, 本橋龍郎, 中江雄亮: 低い速度域における NACA0012 翼の空力特性と剥離泡の挙動について, 第 38 回流体力学講演会講演集, 2006, pp. 49–52.
- 7) Pelletier, A. and Mueller, T. J.: Low Reynolds Number Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio, Thin/Flat/Cambered-Plate Wings, J. Aircraft, **37** (2000), pp. 825–832.
- 8) 岡本正人: 低レイノルズ数における定常・非定常翼型空力特性の実験的研究, 日本大学博士論文, 2005.
- 9) 高木亮治: 低レイノルズ数流れにおける NACA4402 翼の空力特性解析, 日本航空宇宙学会論文集, **54** (2006), pp. 367–373.
- 10) 山本一臣, 榎本俊治, 高木亮治, 山根 敬, 山崎裕之, 山本 武, 藤田直行, 松尾裕一, 岩宮敏幸, 野崎 理, 大西 充, 溝渕泰寛, 牧田光正, 黒滝卓司, 藤原仁志 (航技研 UPACS プロジェクトチーム): 並列計算 CFD プラットフォーム UPACS について, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, 1999, pp. 351–355.
- 11) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S. and Mukai, J.: The Development of the UPACS CFD Environment, Lecture Notes Comput. Sci., **2858** (2003), pp. 307–319.
- 12) Tezuka, A., Sunada, Y. and Rinoie, K.: Surface Pressure Distributions on 4% Circular Arc Airfoil at Low Reynolds Number, J. Aircraft, **45** (2008), pp. 2164–2167.
- 13) Tani, I.: Low-Speed Flows Involving Bubble Separation, Progr. Aeronaut. Sci., **5** (1964), pp. 70–103.
- 14) McCullough, G. B. and Gault, D. E.: Examples of Three Representative Types of Airfoil Section Stall at Low Speed, NACA TN, 1951.
- 15) Mueller, T. J.: Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications, Progr. Astronaut. Aeronaut., **195** (2001), pp. 115–141.
- 16) 李家賢一, 佐藤淳造: 翼型上に生ずる層流剥離泡内部の遷移過程についての実験, 日本航空宇宙学会論文集, **38** (1990), pp. 352–361.
- 17) 手塚亜聖: 線形摂動方程式と近似固有値解法を用いた非圧縮性層流流れに対する安定性解析法, 日本航空宇宙学会論文集, **54** (2006), pp. 39–47.
- 18) Harlow, F. H. and Welch, J. E.: Numerical Calculation of Time-Dependent Viscous Incompressible Flow of Fluid with Free Surface, Phys. Fluids, **8** (1965), pp. 2182–2189.
- 19) Kawamura, T. and Kuwahara, K.: Computation of High Reynolds Number Flow around Circular Cylinder with Surface Roughness, AIAA Paper 1984-0340, 1984.
- 20) Allen, H. J. and Vincenti, W. G.: Wall Interference in a Two-Dimensional-Flow Wind Tunnel, with Consideration of the Effect of Compressibility, NACA Report 782, 1944.