低 Re 数領域での NACA0012 翼まわりの流れ場^{*1}

第 1 報 翼後流の特性

Flow Field around NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers Part 1 Characteristics of Airfoil Wake

大 竹 智 久^{*2}・本 橋 龍 郎^{*2}

Tomohisa OHTAKE and Tatsuo MOTOHASHI

Key Words: NACA0012 Airfoil, Low Reynolds Number, Wake Flow

Abstract: Measurements of velocity distributions immediately behind the trailing edge of NACA0012 airfoil at low Reynolds numbers were carried out to disclose the relation between the aerodynamic characteristics described in the previous report and the flow fields around the airfoil. A dead-air region due to laminar separation, which spoils the linear growth of lift, is created near the trailing edge of the airfoil at low angles of attack. A laminar separation bubble is observed in the boundary layer on the upper surface at intermediate angles of attack and the existence of the bubble might be responsible for the constant slope of the lift curve. Blunt decrease in lift peculiar to the stall of airfoils at low Reynolds numbers is characterized by the gradual expansion of turbulent separated region.

記 号 の 説 明

α : 揚力傾斜
 α : 迎角
 AR : アスペクト比 ($AR = b^2/S$)
 b : 翼幅
 c : 翼弦長
 f : 速度変動周波数
 H : 形状係数 ($H = \delta^*/\theta$)
 δ^* : 境界層の排除厚さ
 θ : 境界層の運動量厚さ
 Re : 翼弦長を基準としたレイノルズ数
 S : 翼面積
 St : ストローハル数 ($St = (fc \sin \alpha)/U$)
 U : 一様流速度
 u : 各測定位置における時間平均速度
 u' : 各測定位置における速度変動の実効値

1. は じ め に

翼弦長を基準としたレイノルズ数(以下 Re 数)が、 $10^4 \sim 10^5$ の領域では、翼に作用する空気力に特徴的な変化が現れることが知られている¹⁾。筆者らは、この Re 数領域を他の領域と区別するために‘低 Re 数領域’と定義し、風洞実験による空気力の測定を行った²⁾。測定結果より、低 Re 数領域の様々な空力特性が明らかになった。低 Re 数領域に

おける空気力の測定例としては、岡本³⁾ が各種翼型を用いて Re 数が 10^4 以下での翼特性について、Yonemoto ら^{4, 5)} が 3 次元平面形状をもった翼型の Re 数 $10^4 \sim 10^5$ のオーダーでの翼特性について報告を行っている。しかし、特徴的な空力特性が発生するメカニズムと翼まわりの流れ場との関連性については、十分な考察がなされていない。また、筆者らの前報での記述に関しても推量の域を出ていないと考えられる。したがって、空力特性と流れ場の関係を明確にする必要があると思われる。そのため、翼まわりの流れ場の測定を行い、空力特性と翼まわりの流れ場の関係に対する確かな知見を得ることを目的として実験を行った。

流れ場の測定は、二つの領域に分けて行われた。第一の領域は、翼後縁直後の後流である。この領域の速度測定の利点は、後縁の直後以外は比較的容易に測定を行うことができ、測定精度もある程度保証できることにある。しかし、後流内の速度分布からだけでは、翼面上の境界層の剥離などの現象に対する詳細なメカニズムを把握できないことが欠点である。

第二の測定領域は、翼面上の境界層内である。境界層内の速度測定は、翼表面に近い低速の領域を対象とするため、誤差を含む可能性のあることは否めない。しかし、剥離等の現象に対する知見を得るためには是非必要な測定であると考えられる。

本報告では、翼後流での速度分布の測定結果を示し、前報で報告した NACA0012 翼の空力特性との関係について考察を行う。なお、境界層内の速度分布の測定結果を用いた考察については、第 2 報で取り上げる予定である。

^{*1} © 2009 日本航空宇宙学会
平成 21 年 4 月 1 日原稿受理
^{*2} 日本大学理工学部

2. 実験装置・方法

2.1 風洞装置 本研究におけるすべての測定には、日本大学理工学部航空宇宙工学科に設置された回流型小型風洞を使用した。風洞吹き出し口は $0.3 \times 0.3 \text{ m}$ 、縮流比は 13.4 である。測定部はアクリル製の固定壁で、主流の残留乱れは $U = 5 \text{ m/s}$ において約 0.1% 以下である。

2.2 流速測定システム 第 1 図に翼まわりの流速測定システムの概略図を示す。流速の測定には、定温度型熱線流速計 (System 7112-S, 日本カノマックス製) を使用した。本装置は CTA ユニット (Model 1011), リニアライザユニット (Model 1013) および温度補償ユニット (Model 1020) から構成されている。測定用プローブには、I 型プローブ ($\phi 5 \mu\text{m}$ タングステン線, 1.0 mm) を使用している。測定用プローブの移動には、風洞測定部上部に設置されている 3 次元移動装置および各軸に取り付けられたマグネスケール (ソニー製) を使用することで、各軸ともに最小移動量 $5 \mu\text{m}$ でのコントロールが可能である。また、翼模型の迎角は、ターンテーブルを使用し、分解能 0.002° で調整することができる。測定に使用する翼模型は、筆者らが行った空気力の測定²⁾ において使用した翼を用いた。翼型は NACA0012, 翼弦長 $c = 75 \text{ mm}$, アスペクト比 $AR = 4.0$ の諸元を持つ。

2.3 実験方法 筆者らの前報である空気力の測定結果と照らし合わせるため、測定時の Re 数は測定部内の一様流速 U および翼模型の翼弦長 c を基準とした $Re = 1.0 \times 10^4$, 3.0×10^4 , 5.0×10^4 の 3 種類とした。迎角の範囲は、測定を行う各 Re 数において揚力の非線形的な変化が現れる領域を十分に含む $0 \sim 15^\circ$ とした。各迎角における測定プローブの移動は常に一様流に対して垂直方向 (第 1 図中, Y 軸方向) とし、各座標での速度分布を測定する。熱線流速計からの出力は、遮断周波数 4 kHz のローパス・フィルタを通過した後、A/D 変換器 (PCIe-6251, NI 製) および PC により記録し、各測定位置での平均速度 $\bar{u}$, 速度変動 u' を算出した。なお、A/D 変換時のサンプリング周波数は 10 kHz , サンプル数は 1.0×10^5 個である。

第 1 図 流速測定システム概略図

3. 実験結果・考察

翼後縁直後の速度分布 (平均速度分布, 速度変動分布) の測定結果から、翼面上の境界層の特性が Re 数および迎角 α によってどのように変化するか、前報で述べた翼の揚力特性 (前報の第 9 図の一部を第 2 図に再掲) とともに考察する。

第 3, 4, 5 図に Re 数 1.0×10^4 , 3.0×10^4 , および 5.0×10^4 における翼後流の平均速度分布および速度変動分布 (RMS 値) を示す。図中の分布は、すべて翼後縁より 0.5 mm 下流における分布である。また、図中に示した縦軸の原点は、翼後縁中央を示している。

低 Re 数領域における NACA0012 翼の揚力特性は、大まかに 5 つの領域に分けて考えることができる。その中から以下の 3 種類の現象に焦点を当てて測定結果を吟味する。

- ・低迎角における揚力の非線形性と層流剥離領域の生成
- ・中迎角における剥離泡の生成と速度変動の発生
- ・高迎角における揚力の減少と剥離領域の拡大

3.1 低迎角における層流剥離領域の生成 迎角が 0° から数度程度の低い範囲では、揚力が低いまま増大しないことが低 Re 数領域での NACA0012 翼の特徴であることを前報で報告した。また、揚力傾斜は迎角によってその値が変化する非線形性を示し、 Re 数によっては揚力傾斜が負となる場合もある。

過去に筆者らが行ったスモークワイヤ法による流れ場の可視化実験⁶⁾ から、低い迎角範囲 ($\alpha = 0^\circ$ 付近) では翼後縁付近で層流剥離領域が発生し、翼面上に死水領域が形成されていることを確認している。後縁直後の速度分布から、この剥離領域の特性を調べてみる。

まず、 Re 数 1.0×10^4 を例に議論する。迎角 0° から 4° までの速度変動分布 (第 3 図 (a), (b), (c)) から、速度変動の大きさは一様流速度のおよそ 0.2% であり、その存在も後縁付近に限られている。したがって、剥離した境界層が層流のまま後流へ流出したものと考えられる。翼面上の境界層が層流境界層の場合、翼後縁に生じる境界層の厚さ δ は $\delta = 5.0 c / \sqrt{Re}$ で予測され、 Re 数 1.0×10^4 では約 3.8 mm である。このことは翼後縁直後の平均速度分布からも確認できる。また、翼後縁付近の翼面上では弱い圧力上

第 2 図 低 Re 数領域における NACA0012 翼の揚力特性

昇が存在するが、平均速度分布と Blasius 分布との差異はほとんどない。測定された平均速度分布から分かる迎角 0° での後流の幅 (片側のみ) は、後縁での境界層厚さに比べて広く、境界層が翼面上で剥離したことを示している (第 6 図)。これらの分布から Re 数 1.0×10^4 では層流境界層が約 1.4 mm 上方に移動していることが認められる。翼弦線から 1.4 mm 上方の翼面から境界層が剥離すると考えると剥離点位置は前縁から $0.86c$ であると推定できる。 Re 数 3.0×10^4 および 5.0×10^4 においても後縁での後流の幅は境界層を上方にそれぞれ約 0.8 mm, 0.5 mm に移動したものと考えられる。

これらの実験事実から、後流中のこの低速領域が剥離領域であることが分かる。すなわち、翼面上の境界層が後縁付近で“層流剥離”していることが、平均速度分布および速度変動分布の吟味から結論付けられる。また、第 3 図 (a), (b) に示されるように、この剥離領域の大きさが迎角にあまり影響されないことは、低迎角では揚力の迎角依存性が弱いことを意味している。つまり、層流剥離領域の存在が、翼の低迎角における揚力の非線形性の発生要因であると考えられる。 Re 数 3.0×10^4 および 5.0×10^4 においても同様な剥離領域の存在が速度分布の検討からも推測される。 Re 数 3.0×10^4 では迎角 2° 付近まで前述と同様の速度分布が観測される (第 4 図 (a), (b))。 Re 数 5.0×10^4 においても、迎角 0.5° 付近までは速度分布から判断すると層流剥離領域が存在していると考えられる。

このように Re 数の増加とともに層流剥離領域の存在する迎角範囲が減少していくことは、高 Re 数ではこの領域が消失することを示唆している。例えば翼面上で層流剥離が発生するよりも早く、層流境界層が不安定となり乱流へ遷移することが考えられる。層流境界層の自然遷移位置は、徳川ら⁷⁾ によって予測する方法が提案されている。本実験で用いられた風洞の騒音レベル (SPL) は未知であるが、気流中の残留乱れから剥離位置を予測すると、 Re 数が約 1.0×10^5 程度であると予測できる。したがって、高い Re 数では、後縁付近で乱流化した境界層は剥離が抑えられ、後流の剥離領域が消滅すると思われる。このことは中根⁸⁾ の実験結果から、迎角 0° 、 Re 数が 1.0×10^5 を超えると翼後縁において乱流境界層が形成される様子が示されている点からも推測できる。

3.2 剥離泡の生成と速度変動の発生 迎角を数度からさらに増加させていくと、翼面上に剥離泡が形成されることは筆者らの既報で指摘している⁶⁾。後流の速度分布の吟味から剥離泡の発生等について考察する。

まず Re 数 1.0×10^4 での速度分布を吟味する。翼面上の境界層内に剥離泡が存在するためには、翼表面から剥離した境界層が翼後縁に達する前に翼面上に乱れを伴った流れとして再付着することが必要となる。その結果、後縁直後に見られる後流の平均速度分布は、翼面上から速度分布が直線的に増大する層流型あるいは乱流型の境界層分布になると考えられる。迎角 4° での平均速度分布 (第 3 図 (c)) には、翼面近傍で W 型の速度分布が観測される。この分

布は、 Re 数が 60 以上の円柱後流で観測される 1 対の定在渦⁹⁾ によるものと同様であると考えられるため、翼面上に薄く平らな渦構造が発生していることが推測される。筆者らが行った可視化実験では後縁付近でのこのような微細な構造は観測できなかったが、数値計算結果を吟味してみると、翼後縁付近の流れ場の時間平均結果からは、第 7 図のように後縁付近において上述のような渦構造の存在が示されている。しかし、この渦構造は、後流の不安定性を原因とする時間的に非定常な速度変動によるものと考えられるため、円柱後流に観察されるような空間的に定在する渦構造とは異なる。したがって、この速度変動が観測される領域の下流では、非定常な速度変動による周期的な渦の放出があると考えられる。第 8 図は、迎角 6° 、後縁直後に配置したスモークワイヤを用いた後流の可視化写真である。この結果から、翼の下流中にカルマン渦列が存在することがはっきりと示されている。なお、第 9 図 (a), (b), (c) は、迎角 4° , 6° および 8° での速度変動の最大値が観測される位置における速度変動のスペクトルである。迎角 4° では、カルマン渦の周波数 61 Hz が明確に観測されている。第 2 高調波以上の成分が小さいことが特徴である。この時の St 数は、上記周波数を f とし、 $\alpha = 4^\circ$ 、 $U = 2.0$ m/s (Re 数 1.0×10^4)、 $St = (fc \sin \alpha)/U$ から約 0.16 となることが分かる。さらに迎角を増加させると、高周波成分が急増する。また、カルマン渦の周波数が迎角の増加とともに減少していくことから、翼後流中に渦が周期的に放出されていると考えることができる。この迎角範囲では、揚力は非線形性を示している。

次に Re 数 3.0×10^4 および 5.0×10^4 での速度分布を吟味する。これらの Re 数では、境界層からの渦放出や翼面上での剥離泡の形成が速度分布から予測できる。例えば、 Re 数 3.0×10^4 、迎角 2° の速度分布 (第 4 図 (b)) では、既に後流の中心付近に微小な速度変動が含まれている。この時の上面側での速度変動が最大値となる位置におけるスペクトルを第 10 図 (a) に示す。周波数 277 Hz のスペクトル成分が卓越しており、その第 3 高調波まで観測できる。しかし、迎角を増加させると、およそ迎角 3° から平均速度分布・速度変動分布に変化が現れ、翼の上下面とも後縁での境界層の剥離が観測されなくなる (第 4 図 (c))。すなわち、上下面の境界層は、後縁まで翼面上を剥離せず流れていることを意味している。迎角 6° では速度変動も翼面付近に定在し、速度変動のスペクトルは乱流のそれに近くなる (第 10 図 (c))。これらの実験事実は、翼上面の境界層が層流剥離から剥離泡を伴う流れへと変遷する様子を示しているものと解釈できる。層流剥離のみが発生している時には、剥離せん断層と後流の不安定性に起因する速度変動が後流に現れるため、速度変動のスペクトル分布は特定のピーク周波数を持つ。その後、迎角の増加に伴い後縁付近の境界層内の速度変動が増大し、ある迎角を超えると翼面への境界層の再付着が起こる。この時の境界層の状態は、乱流境界層に近い状態であるため、再付着以前の迎角で観測されたピーク周波数を持つスペクトル分布とは異なり、広帯域

第3図 翼後流の速度分布 ($Re = 1.0 \times 10^4$) 第4図 翼後流の速度分布 ($Re = 3.0 \times 10^4$)

第5図 翼後流の速度分布 ($Re = 5.0 \times 10^4$) 第6図 翼後縁における境界層厚さの変化 ($\alpha = 0.0^\circ$, $Re = 1.0 \times 10^4$, 3.0×10^4 , 5.0×10^4) 第7図 CFDによる翼後縁付近の流線
($Re = 1.0 \times 10^4$, $\alpha = 4.0^\circ$, 時間平均) 第8図 スモークワイヤ法による翼後流の流跡線
($Re = 1.0 \times 10^4$, $\alpha = 6.0^\circ$)

第 9 図 パワースペクトル分布 ($Re = 1.0 \times 10^4$) 第 10 図 パワースペクトル分布 ($Re = 3.0 \times 10^4$)

の連続スペクトルを示す。また、翼面上の境界層が自然遷移する時の臨界 Re 数は 10^5 のオーダーであるため、 Re 数 3.0×10^4 の場合に観測されるスペクトル分布の変化は、境界層の自然遷移によるものとは考えにくい。つまりこの現象は、翼面上の境界層が層流剥離による渦の発生を伴った周期的な速度変動を持つ流れ場から、剥離泡が境界層内に存在する場合、その下流となる再付着領域において不安定となり特定の周波数成分を持たない速度分布へと変化したために現れたものと考えられる (第 10 図 (b), (c))。後流で観測される流れ場のスペクトル分布は、ピーク周波数を持つ分布からピーク周波数が薄れた広帯域な分布へと変化する。

Re 数 5.0×10^4 の場合でも Re 数 3.0×10^4 と同様の現象が観測される (第 11 図 (a), (b), (c))。さらに、興味深い速度分布が迎角 0.5° (第 5 図 (b)) で観測されている。平均速度分布は翼上面側で最小値をとり、速度変動は下面側で最大値をとっている。この現象は、上面側でのみ境界層が剥離し、下面側では境界層が後縁まで剥離せずに翼面上を流れていることを示している。そのため、迎角がほとんど変化しない状態で下面側の圧力分布における負圧成分が上面側よりも大きくなることにより、揚力傾斜が負の値を

示したと考えられる。さらに迎角を増加させていくと、迎角 3° から 10° の広い範囲において、剥離泡の存在が推測される平均速度分布および速度変動分布が観測される。この迎角範囲では揚力傾斜がほぼ一定になっていることが大きな特徴であり、剥離泡の存在が流れ場および空力特性に何らかの影響をおよぼしていると考えられるが、後流の速度分布のみからではその詳細は不明瞭である。

翼面上の境界層の特性は、後縁直後の平均速度分布から求められる形状係数 H を用いても調べることができる (第 12 図)。図中の二つの直線は、層流境界層 ($H = 2.6$) と乱流境界層 ($H = 1.4$) の代表値を参考のため図示してある。境界層が剥離を伴う場合は、形状係数がいったん増大する。低迎角で増加した形状係数が、迎角を増加するに伴い急激に減少することが分かる。これは、層流剥離した流れが再付着を起こし、翼面上に剥離泡を形成したことを示していると考えられる。再付着した境界層は、 Re 数 1.0×10^4 では層流状態と考えられるが、 Re 数 3.0×10^4 および 5.0×10^4 では乱流境界層に近い状態に発達しているものと考えられる。その後、迎角の増加に対して形状係数はほぼ横ばいとなる。空力特性の観点から考えると、この迎角領域は揚力傾斜が一定の値を示す領域と呼応する。また、 Re 数 1.0×10^4

第11図 パワースペクトル分布 ($Re = 5.0 \times 10^4$)

の場合には、他の Re 数と比べて形状係数が横ばいとなる範囲が狭い。このことは、翼面上に剥離泡が存在するとしても迎角の非常に狭い範囲に限られ、剥離泡下流の境界層は層流状態に近い流れ場と推測される。しかし、剥離泡と揚力傾斜の関係をさらに調べるためには、翼面上の圧力分布の変化などに関する情報が必要になるものと思われる。

3.3 剥離領域の拡大 揚力が極大になる迎角 (8° から 10°) 以上では、翼上面の境界層は大規模な剥離を起こす。

Re 数 1.0×10^4 の場合、迎角 10° では速度変動の最大値は一樣流速の 20% を超え、翼表面近傍には平均速度の大きさが一樣流速の約 14% に達する領域が生成されている (第3図 (f))。迎角とともにこの領域は上方へと拡大していく。速度変動の極大値および極大値をとる位置の迎角に対する変化を第13図および第14図に示す。 Re 数 1.0×10^4 では迎角 4° を超えると急速に速度変動が増大し、迎角 8° で極大値をとる。この迎角で揚力は極大となることは特記に値する。迎角をさらに増大する速度変動は少し減衰し、迎角 10° 以上では微増後ほぼ一定値に落ち着く。この傾向は揚力の変化 (第2図) に類似している。速度変動の極大値をとる位置は、迎角とともに放物線的に翼面から離れていく。

Re 数 3.0×10^4 および 5.0×10^4 では、速度変動の極大値が急増する迎角が2カ所存在している。最初に観測される急増は揚力傾斜が急増し始める迎角に対応し、2番目に観測される急増は揚力が極大値をとる迎角にほぼ等しい。最初に現れる速度変動の極大値の急増は剥離泡が形成される際に発生する乱れの影響、2番目に現れる急増は翼上面での剥離せん断層の出現によるものと推測できる。また、 Re 数 3.0×10^4 および 5.0×10^4 では、速度変動が極大値となる位置が迎角 9° および 10° で翼上面から急速に離れていく。さらに高迎角ではゆっくり上昇を続ける。これらの剥離せ

ん断層の翼面からの離脱は、揚力の降下を引き起こす。しかし、 Re 数が低い領域では、剥離が開始された迎角でも翼面付近に速度変動が存在し徐々にその領域が上方に広がっていく。その過程により迎角の変化に対して緩やかな揚力の降下が現れることが、 Re 数 1.0×10^5 以上の高い領域で観測される急速な揚力降下を伴う「失速」とは異なった失速特性が現れる理由ではないかと思われる。

剥離後の各 Re 数での速度変動が最大値をとる位置での速度変動のスペクトルは、第 9 図 (c)、第 10 図 (c)、第 11 図 (c) で示したスペクトルとほぼ同じ、乱流に特有な連続スペクトルであるため、剥離した流れが十分に混合されていることが分かる。

4. 結 論

Re 数 1.0×10^4 , 3.0×10^4 および 5.0×10^4 において、熱線風速計を用いた NACA0012 翼の後流速度分布の測定を行い、筆者らが報告した同翼の空力特性との関係を考察した。

1) 迎角が数度以下の低い範囲では、翼面上の境界層が後縁近傍で層流剥離し、死水領域が生成されていることが確認された。死水領域の大きさは Re 数とともに減少し、 Re 数 1.0×10^5 以降では消滅すると予測される。また、死水領域の存在は、揚力の発生を抑え、さらに揚力傾斜の非線形性を誘起していると考えられる。

2) 迎角が数度からおよそ 8° 付近までは、周期的な速度変動が観測され後流中にカルマン渦が存在する流れ場と、翼上面で剥離した領域が後縁付近で閉じて剥離泡が形成され特定の変動周波数成分を持たない流れ場が現れる。揚力傾斜が低く抑えられる迎角範囲は周期的な速度変動が現れる流れ場に対応する。また、揚力傾斜が一定となる迎角範囲は境界層内に剥離泡が存在する状態と考えられる。

3) 高迎角で翼上面の境界層が大規模に剥離すると、後流中に発達した剥離せん断層が観測される。剥離せん断層の下部の翼面付近では、速度変動の強さが一定となる乱流境界層が生成され、翼上面の境界層が全面剥離することによ

り揚力が局所的に最小値を示す。

4) 揚力が極大となる迎角から、揚力の局所的な極小値にいたる迎角範囲では、剥離せん断層中の速度変動の最大値は急激に増大するが、さらに高い迎角では緩慢に減少する。

5) 翼面の境界層が大規模に剥離して生成された剥離せん断層は、揚力が極大となる迎角で急に翼面から離れていく。しかし、翼面近傍には速度変動が存在し、剥離せん断層の翼面からの離脱に伴う、揚力の急減を緩和していると考えられる。

本研究の遂行にあたり、本学博士前期課程 2 年生 吉場裕一君 (現 JR 東日本 (株)) には、大変ご協力いただきました。また、本研究は平成 20 年度日本大学学術研究助成金を受けて行われました。併せて、ここに感謝の意を表します。

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, 2001, AIAA, Reston, pp. 1–10.
- 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, **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) Yonemoto, K., Sato, T., Ochi, H. and Takato, K.: Aerodynamic Characteristics of Wings at Low Reynolds Number Using Variable-Pressure Wind Tunnel, JSASS-KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2007, Paper 043.
- 5) 米本浩一, 越智廣志, 高藤圭一郎, 和田一輝, 佐橋喬也: 三次元基本翼の広域レイノルズ数域での空力非線形性, 第 40 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 2008, 2008, pp. 323–326.
- 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) 徳川直子, 高木正平, 上田良穂, 井門敦志: 矩形翼境界層の自然遷移に対する外乱の影響, **ながれ**, **24** (2005), pp. 629–639.
- 8) 中根紀章: 低 Re 数領域における NACA0012 翼型の空力特性, 日本大学大学院博士論文, 2005.
- 9) Nishioka, M. and Sato, H.: Measurements of Velocity Distributions in the Wake of a Circular Cylinder at Low Reynolds Numbers, J.F.M., **65** (1974), pp. 97–112.