低レイノルズ数の二次元翼の空力特性と発生する空力音の特性*

鈴木 康 方^{*1}, 加 藤 千 幸^{*2}
鈴木 常 夫^{*3}, 藤 田 肇^{*4}Aerodynamic and Aeroacoustical Characteristics of
Low Reynolds Number Two-Dimensional Airfoil FlowsYasumasa SUZUKI^{*5}, Chisachi KATO,
Tsuneo SUZUKI and Hajime FUJITA^{*5} Department of Mechanical Engineering, Nihon University,
1-8-14 Kanda Surugadai, Chiyoda-ku, Tokyo, 101-8308 Japan

Presented in this paper are measured data of aerodynamics of a NACA 0012 airfoil and resulting far-field sound at a Reynolds number of 2×10^5 to 5×10^5 and angle of attack of lifting case around maximum lifting to deep stall case. Overall level of the generated sound gradually grows with increase of the angle of attack until maximum lift angle, and suddenly increases when the airfoil is stalled. Then, the overall level of the sound decreases when the angle of attack is further increased. In the maximum lifting condition, the measured surface pressure showed short bubble formed on suction surface of the airfoil and most contributions to the far-field sound come from a Strouhal number range of 1 to 20. In the light stall condition, long bubble is formed on suction surface, and the measured sound spectra monotonously decay. In the deep stall condition, the long bubble is disappeared and aerodynamic sound decreases in the frequency range between low frequency and middle frequency except for a weak peak at a Strouhal number of near the 0.6.

Key Words: Airfoil, Flow Measurements, Aerodynamic Noise, Low Reynolds Number Flow, Fluctuating Pressure

1. 結 言

空力騒音は、流体機械の小型・高速化に伴い、急激に増大するため、その低減が急務となっている。従来は個々の製品ごとに経験に基づく対策が行われてきたが、騒音の発生要因が不明確なため、さらなる低騒音化は困難になってきている。そこで、まず流体機械の主要な要素である翼周りの流れから騒音が発生する機構を明確にする必要がある。しかし、翼周り流れと発生する空力騒音の、対応のとれた詳細な基礎データがなく、騒音発生機構も十分には解明されていない。一方、昨今のコンピュータのめざましい発展により、数値解析による騒音発生機構の解明が試みられているが、単独翼から発生する空力音においては検証用データも不足しており、いまだ高精度な予測は困難な状況にある。そこで、本研究では単独翼周りの流れから発

生する空力騒音を対象に、精密な実験計測により、数値解析の検証用として十分に高精度な実験データを取得するとともに、騒音発生機構の解明を目指す。

さて、翼周りの流れにおいては翼性能とかかわりの大きい、翼面上に生じるはく離泡の研究例について李家⁽¹⁾がまとめている。これによれば失速前の翼の負圧面にははく離点の下流でほぼ死水域となる、短いはく離泡が形成され、翼の迎え角の増加によりそれが崩壊すると失速が起こり、再付着点が定常でない、長いはく離泡となるとされている。この長いはく離泡はさらなる迎え角の増加とともにやがて翼面に再付着しなくなる。このように翼面上に存在するはく離泡の挙動は翼性能に大きく影響を与えることが知られており、流体機械の設計において無視できない。

一方、Brooksらは低マッハ数の単独翼周りの流れから発生する騒音に関するさまざまな実験の研究例をまとめ、いくつかの騒音発生機構に分類している⁽²⁾⁽³⁾。その中で近年の流体機械の低騒音化を考えるうえで特に重要なのは乱流境界層後縁騒音、はく離・失速騒音および翼端渦騒音である。これらは流体機械の中でも幅広く利用されているファンにおいて、その発生メカニズムが複雑であるため、対策が困難な広帯

* 原稿受付 2007年5月7日。

^{*1} 正員、日本大学理工学部(〒101-8308 東京都千代田区神田駿河台1-8-14)。^{*2} 正員、フェロー、東京大学生産技術研究所(〒153-8505 東京都目黒区駒場4-6-1)。^{*3} 正員、東京大学生産技術研究所。^{*4} 正員、フェロー、日本大学理工学部。

E-mail: yasumasa@mech.cst.nihon-u.ac.jp

域性騒音の一種である。このうち翼端渦騒音はそれ自体が単独で発生することではなく、乱流境界層後縁騒音や離・失速騒音とともに発生し、扱いが困難となるため、本研究では対象としない。乱流境界層後縁騒音は、Ffowcs-Williams ら⁽⁴⁾や Howe⁽⁵⁾により理論的にメカニズムが解明され、翼周りに発達した乱流境界層中の渦が後縁を通過する際に生じる音波の散乱がおもな原因と考えられている。また、彼らにより、この後縁騒音の発生機構が支配的な場合は騒音が流速の5乗に比例して増大することが示されている。秋下⁽⁶⁾による詳細な実験計測においても、高周波成分の寄与が比較的大きい、小迎え角の翼騒音のオーバオール強さが流速の5乗に近い指数で比例することが確認されている。ただし、後縁騒音は離・失速騒音に比べて小さく、とらえるのが困難である。そこで、Brooks ら⁽⁷⁾は後縁付近の表面圧力変動を計測して Ffowcs-Williams ら⁽⁴⁾の理論に基づいて後縁騒音を予測することを試みており、後縁付近の正確な表面圧力変動データがあれば高精度な後縁騒音の予測が可能であることを示した。Hutcheson ら⁽⁸⁾は指向性マイクアレイを用いて後縁付近に乱流境界層が発達しているときに後縁が音源になっていることを明らかにした。しかし、これらは翼の後縁に到達する流れと発生する騒音については詳細に調べられているものの、トリッピングデバイスをを用いた強制的な乱流遷移により乱流境界層を生じさせているため、翼周りの流れが実際の流体機械のものとはほど遠いことが懸念される。また、翼に作用する揚力・抗力の特性についても言及されていない。

離・失速騒音には翼の負圧面の後縁付近で流れが離れて乱流渦が生じることに起因するものと迎え角が大きい場合に起こる大規模な離・失速流れによるものがある。Maruta ら⁽⁹⁾は後者の平板周りの大規模な離・失速流れから発生する騒音について調べ、騒音が流速の6乗に比例して増大し、平板の中央部に壁面圧力変動に基づく見掛けの音源が強く分布することを示した。この見掛けの音源は Curle⁽¹⁰⁾によってモデル化され、音波の波長が物体の寸法に比べて十分に大きい仮定のもと、騒音が流速の6乗に比例することが理論的に導かれている。Paterson ら⁽¹¹⁾と Fink ら⁽¹²⁾は失速が浅い状態と失速が深い状態で騒音発生機構が異なる可能性を指摘している。

前述のように、実際の流体機械では翼周りに形成される離泡の存在が空力特性、ひいては流体機械の性能に大きく影響するため、離泡と翼の揚力状態および空力音源には密接なつながりがあるといえる。

実際に周期性騒音においては、層流は離泡が、周期性騒音発生機構のフィードバックループの一部を形成していることが示されている⁽¹³⁾。しかし、乱流境界層後縁騒音および離・失速騒音の研究例においては離泡は扱われていない。そこで、本研究では離泡の存在も考慮に入れて、乱流境界層後縁騒音および離・失速騒音の重要な騒音発生機構の原因となる、乱流境界層付着流れと離・失速流れを対象とする。まず、翼の空力特性を把握するため、翼面平均静圧および翼面静圧変動の高精度な計測が可能な二次元翼や計測装置を製作し、迎え角とレイノルズ数を変化させて翼面静圧の計測を行った。次に翼周りの流れから発生する空力音の特性を把握するために、これらの計測条件の中から、広帯域騒音の原因となる条件について翼からの放射音を計測した。上述の翼の空力特性と騒音特性を比較することにより、翼周りの流れの状態に対応する空力音の特性を示した。

2. 実験装置および計測手法

2.1 風洞試験装置 実験には東京大学生産技術研究所の回流式低騒音風洞試験装置を使用した。吹出し口の寸法は500 mm×500 mmで、測定部の長さは1700 mmである。この測定部は無響室で覆われており、その有効寸法は幅4200 mm×高さ1900 mm×長さ5000 mmである。風速40 m/sにおける風速の非一様性は±1.0%以内、気流の乱れ度は0.5%以下である。この風速における暗騒音レベルは気流中心から1 mの位置で56 dB(A)となっている。

2.2 翼形モデル 一般にファンの翼は肉厚が薄いことから翼形には比較的翼厚の薄いNACA 0012を使用した。翼形モデルは風洞のブロックageの影響をなるべく抑制するために小形になっており、翼弦長 $C=150$ mm、翼幅長500 mmを有する。風洞吹出し口に対する最大翼厚のブロックageは3.6%である。このモデルは小形でありながら翼面静圧を計測するために翼のスパン方向の中央付近に平均静圧孔が正・負圧面計40点、非定常な静圧変動が計測可能な半導体形小型圧力センサ(Kulite: XCS-062-5 SG)を内蔵した変動静圧孔が負圧面に計16点設置されている。静圧孔は平均用・変動用ともに直径が $\phi 0.5$ mmの小孔が、翼面に対して垂直にあげられており、その深さは1 mm程度である。

平均静圧は、この小孔に $\phi 0.8$ mmのステンレスパイプを接続し、スパン方向の翼端から外部へ導圧している。小型モデルゆえに翼内部の空間が非常に限られている。導圧用のステンレスパイプを図1に示すよう

Fig. 1 Static pressure guide pipes

Fig. 2 Pressure transducer mounting

に工夫して設置することで、正・負圧面計 40 点同時の翼面静圧計測が可能となっている。しかし、最も後縁に近い静圧孔(前縁から 92% 翼弦長の位置)は後縁付近の翼厚が薄いため、負圧面のみに設置している。後縁は翼弦線に対して垂直に切り落とした形状であり、その厚みは翼弦長の 0.2% 程度である。

大形の翼形モデルを用いる場合には、圧力センサを翼面にフラッシュマウントして翼面静圧変動を計測することができるが、小型の翼形モデルの場合はモデル内部の空間の制約上、圧力センサをフラッシュマウントすることは困難なうえ、圧力センサ受圧面の寸法がモデルの大きさに対して大きくなり過ぎ、局所計測の面で測定精度が低下する。そこで、図 2 に示すように直径 $\phi 0.5$ mm の微小な小孔を設置し、翼形モデルにスパン方向と平行に埋め込んだ圧力センサの受圧面とこの小孔の間にキャビティを設けて接続している。ただし、この手法は構造上ヘルムホルツ共鳴が生じてしまい、この影響は、圧力変動スペクトルに共鳴周波数

Fig. 3 Experimental apparatus of test section

のみならず、それを中心とする広帯域で現れるため、その影響が無視できる程度まで共鳴周波数を高く設計する必要がある。そこで、モデルの大きさや加工精度、強度などを考慮して可能な限り共鳴周波数を高くするように設計した結果、設計上の共鳴周波数は 17 kHz 程度となった。

空力音のデータに対するモデルの大きさの影響についても調べるため、上記の翼弦長 $C=150$ mm の翼形モデルの他に同一の翼形の翼弦長 $C=100$ mm のモデルを用いて、空力音を計測した。

2・3 供試翼形の設置方法 図 3 に示すように、風洞のノズル吹き出し口から 300 mm 下流に二次元翼を鉛直に設置した。ノズルから吐出する気流のせん断層と翼端部との干渉を防ぐために上下に端板を設けている。空力音の計測を行うため、測定部は側壁のない半開放形となっている。下側の端板は本報告では示さないが、レーザドップラー流速計(LDV)による計測に対応しており、レーザビームが透過可能なアクリル製のものを使用している。上側の端板は空力音の計測時に上下端板間の共鳴を防止し、音の反射を可能な限り抑制するため、多孔質材を用いた音響透過性端板を使用しており、流体力学的には剛壁でありながら開放形測定部とほぼ同程度の音場が得られる⁽¹⁴⁾ようにしている。

2・4 翼面静圧の計測 時間平均翼面静圧分布の計測には、アンプ内蔵形圧力センサ(Copal: PA-100)を組合せて多点同時計測が可能な圧力計を製作して使用した。これにより、計測時間の長期化による条件の変化の影響を極力排除した。製作した多点圧力計は大気圧に対する差圧が計測できるようになっている。個々の圧力センサは直線性誤差 0.01% F.S., フルスケール F.S. は 2.45 kPa (250 mmAq) の差圧伝送器(Fi-

sher-Rosemount : 3051 CD 1 A 52 A 1 DQ 4 D 9 DF) の出力を基準値として加減圧器により静特性の校正を 1 日 1 回程度行っている。この多点圧力計の入力に対する出力のヒステリシスを含む直線性誤差は $\pm 0.1\%$ F.S. 以内である。また、主流速度や静圧孔の位置により翼面静圧の絶対値が大きく異なるため、計測できる圧力範囲の異なるセンサを数種類用意して必要に応じて分岐させ、適切なもののデータを使用した。フルスケール F.S. はセンサにより異なっており、981 Pa {100 mmAq}, 1.96 kPa {200 mmAq}, 4.91 kPa {500 mmAq} のいずれかとなっている。圧力センサの出力信号に電源によるノイズの混入を極力防ぐため、外部電源に直流安定化電源(Kikusui : PMM 35-1.2 DU)を用いた。本装置により正・負圧面計 40 点の一括計測が可能となり、その出力をデジタルデータレコーダ(Teac : RX-832)にてサンプリングレート 24 kHz で記録し、付属のソフトウェア(Astro : DADisp)を用いて平均値を算出した。データレコーダでの記録時間は 5 s である。また、翼形モデルから導圧しているチューブは内径が 0.5 mm と非常に細いため、計測される圧力の静定にある程度の時間を要する。本研究では予備検討を経て十分な静定時間(4 min 程度)をおいてから記録を行っている。以上のように計測した翼面平均静圧の分布より揚力および抗力を算出した。

一方、翼面静圧変動の計測はモデルに内蔵の半導体形圧力センサの出力信号を直流アンプ(Teac : SA-59)で増幅させ、空力音とともに上述のデジタルデータレコーダにてサンプリングレート 48 kHz で記録して行った。記録時間はクロススペクトルの分析に十分な時間を確保して、180 s 程度とした。データの解析には前述のソフトウェアを使用して、FFT 分析を行った。パワースペクトルの解析の条件はサンプリング点数 4 096 点、平均回数 256 回としており、クロススペクトルの解析には平均回数を 1 024 回としているが、サンプリングを行う際に 50% のオーバーラップ処理を行い、4 096 回とした場合もある。周波数分解能は 11.75 Hz で、窓関数は Hanning を用いた。

2・5 空力音の計測 空力音の計測には 1/2 in 無指向性マイクおよび精密騒音計(Rion : UN-04)を使用し、デジタルデータレコーダに記録すると同時に FFT アナライザ(小野測器 : CF-5220)でリアルタイムに周波数分析を行っている。マイクの校正にはピストンホンを使用した。この無指向性マイクを翼形モデルの負圧面側に主流と直角に気流中心から 1 m の位置に設置して遠方場音を計測した。この位置では騒

音の距離減衰特性は自由音場とみなせることを確認している。また、予備検討の結果、マイクの高さを気流中心付近にして計測を行うと下側の端板での反射音の影響が強く表れることが判明したため、この影響を除去するためにマイクの高さを下側の端板の位置にそろえて計測している。空力音の計測は騒音計の出力を FFT アナライザにて分析して行っているが、翼面静圧孔によるヘルムホルツ共鳴の影響が現れるのを防ぐため、厚さ 0.1 mm 程度のメンディングテープで静圧孔をすべてふさいで計測している。これによる境界層の遷移などへの影響はないことを確認している。また、ターンテーブルの回転部と静止部のすきまや上側の端板とモデルのすきまなどから発生する騒音を防ぐため、これらをマスキングテープ等で目張りして計測を行った。FFT アナライザで分析した周波数範囲は 0~20 kHz、サンプリング点数 4 096 点、平均回数は 128 回、狭帯域分析時の周波数分解能は 12.5 Hz である。窓関数は Hanning を用いている。空力音の周波数スペクトルは狭帯域分析とともにリアルタイム 1/3 オクターブバンド分析も実施し、分析条件は狭帯域分析と同様であるが、A 特性フィルタをかけている。ただし、50 Hz 以下の周波数帯では風洞の暗騒音と翼形モデルから発生する空力音との差が十分に確保できないため、騒音スペクトルで 50 Hz 以下の周波数帯のデータは切り捨てている。

2・6 主流速度および気流温度の計測 主流速度の計測には標準ピトー管およびゲッチング形マノメータを使用し、ピトー管は主流速度の設定後に測定部から除去している。このゲッチング形マノメータの分解能は 0.49 Pa {0.05 mmAq} である。気流温度は風洞の吹出し口縮流部より上流の位置で熱電対を用いて計測している。主流速度の設定は気流温度や気圧の影響を考慮して算出した速度にて行っている。

2・7 実験条件 主流速度 U_0 は 20~50 m/s で変化させ、主流速度と翼弦長に基づくレイノルズ数は $2 \times 10^5 \sim 5 \times 10^5$ である。主流速度の設定は目標値の ± 0.1 m/s 以内になるようにして行った。本研究では風洞試験の結果得られた空力特性について、文献(15)に示されている方法を用いて、測定部の風洞壁の影響を補正した。この方法は風洞測定部の静圧こう配とモデルの形状により決まる水平浮力効果、風洞吹出し口の形状と模型の形状により決まる閉そく効果および主流の流線の曲率について修正を行う方法であり、そのほとんどが形状寸法で決定される補正量である。この補正のため、風洞測定部に対する翼の幾何学的な迎え角と実際の流れに対する空力的な迎え角は異なる。本

報告では翼の迎え角 α は空力的な角度で $0 \sim 16^\circ$ の範囲で変化させており、設定精度は 0.1° となっている。ただし、 $\alpha = 6^\circ$ より小さい迎え角では本研究では対象としない、強いピーク性の騒音の影響が現れてしまうため、翼面静圧変動および空力音の計測は $\alpha = 6^\circ$ 以上についてのみ行った。座標系は翼の前縁を原点とし、翼弦に沿って下流方向を X 、それと直角な方向では負圧面から離れる方向へ Y の正をとった。

翼面平均静圧および翼面静圧変動の RMS 値の計測結果は式(1)のように、主流速度に基づく動圧で無次元化した、圧力係数 C_p および C_p' でそれぞれ表す。

$$\frac{p - p_0}{(\rho U_0^2)/2} \dots \dots \dots (1)$$

p, p_0 : 静圧孔および気流の静圧 Pa

ρ : 気流密度 kg/m³

U_0 : 主流速度 m/s

周波数については翼弦長と主流速度に基づく無次元周波数 (Strouhal 数) St で表す。

$$St = \frac{fC}{U_0} \dots \dots \dots (2)$$

f : 周波数 Hz

C : 翼弦長 m

U_0 : 主流速度 m/s

3. 実験結果および考察

3.1 揚力と抗力の特性 迎え角を変化させた場合の二次元翼に働く揚力係数および抗力係数の特性を図4に示す。この結果は翼面静圧分布より算出したため、壁面摩擦応力の寄与を含んでいない。図4より失速角は $10 \sim 11^\circ$ 付近にあり、最大揚力点付近から失速後においてレイノルズ数の影響による違いが顕著にみられる。Tani⁽¹⁶⁾ によれば、低速の二次元翼周りの失速流れな失速がなだらかな後縁失速形、失速後に揚力が急激に減少する前縁失速形、再付着点が後縁を離れると同時に揚力が減少し始める薄翼失速形の3種類に分類できる。ただし、上記の分類は 10^6 程度のレイノルズ数の流れにおいて特徴的なものであり、本研究が対象としているような低レイノルズ数の翼周りの流れにおいてはこれらの区別が明りょうにはつげにくくなることが指摘されている。著者が実験に使用している NACA 0012 翼は文献(17)の 10^6 程度のレイノルズ数の結果では前縁失速形であることが明白であるが、本研究での $2 \times 10^5 \sim 5 \times 10^5$ の条件下では失速直後の揚力低下が急激でないため、完全な前縁失速形ではないと考えられる。すなわち、失速して Short Bubble (以下 SB と表記する) が破裂 (Burst) し、はく離流れ

Fig. 4 Aerodynamic characteristics of the airfoil and overall sound

が後縁付近で再付着して Long Bubble (以下 LB と表記する) を形成し、さらなる迎え角の増加とともに はく離流れが再付着できなくなり、揚力が穏やかに減少している⁽¹⁾ のと思われる。これは本研究で対象とする翼周りの流れが低レイノルズ数流れであるため、比較的小さい迎え角で失速が起こってしまうことによるものと考えられる。

3.2 翼面静圧の特性 翼面の時間平均静圧分布とその静圧変動分布が、流れの迎え角に対してどのように変化するかを図5に示す。レイノルズ数は 3×10^5 である。なお、翼面静圧変動係数 C_p' は翼面静圧変動のパワースペクトルを算出した後に周波数領域でバンド処理を施して求めた。バンド処理の方法は図6に示すように風洞の運転による低周波振動の影響を考慮して下限周波数を決定し、ヘルムホルツ共鳴の影響が現れていないと考えられるスペクトルの平坦部の帯域を上限の周波数として、その間のデータのみを抽出する窓関数をかけた後に逆 FFT 変換を行い、時間領域で統計処理をした。パワースペクトルデータそのものの特性については次報で報告する。

ここでは広帯域騒音で重要な代表的ケースとして、失速前では最大揚力状態 ($\alpha = 10 \sim 11^\circ$) を、失速後では失速直後の状態 ($\alpha = 11 \sim 13^\circ$) と失速が著しく進んだ状態 ($\alpha = 16^\circ$ 付近) をとりあげ、比較を行う。Brooks らは失速が浅い状態および失速が深い状態をそれぞれ、Light Stall Condition, Deep stall Condition と記載している⁽³⁾ ため、本研究でも、失速直後の状態を Light Stall 状態 (以下 LS 状態と表記する)、失速が深い状態を Deep Stall 状態 (以下 DS 状態と表記する) とよぶことにする。

3.2.1 最大揚力状態 図5より最大揚力状態で

(a) Mean surface pressure

(b) Fluctuating surface pressure

Fig. 5 Surface pressure distributions ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$)

(a) Mean surface pressure

(b) Fluctuating surface pressure

Fig. 7 Variations of surface pressure distributions with respect to Reynolds number for maximum lifting condition

Fig. 6 Frequency range to be used for computing of surface pressure fluctuation

ある $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=10.3^\circ$ では翼面平均静圧分布の負圧面側の $X/C=0.025$ に Suction Peak が, $X/C=0.05 \sim 0.075$ に急激な静圧回復がみられるので, SB が形成されていることが予想される. 図 5 の分布の形状より $X/C=0.0125 \sim 0.025$ で層流境界層がはく離し, その後乱流へ遷移が完了した後に $X/C=0.075$ 付近で再付着しているものと推定される. 翼面静圧変動の分布ではこのはく離点付近とみられる $X/C=0.0125 \sim 0.025$ より上流では静圧変動係数 C_p' は

$0.004 \sim 0.007$ と小さいが, $X/C=0.05$ で約 0.12 と急激に大きくなり, これより下流に進むにつれて徐々に変動レベルは減少している. しかし, C_p' の値は 0.02 程度と前縁付近に比べて高い.

ここで, 最大揚力状態の翼面静圧分布のレイノルズ数による比較を図 7 に示す. $X/C=0.05 \sim 0.1$ 付近にみられる静圧変動のピーク値はレイノルズ数により大きく異なっているが, これは本研究で変化させたレイノルズ数の範囲 ($Re=2 \times 10^5 \sim 5 \times 10^5$) でも, 翼周りの流れにレイノルズ数による違いが現れているためと考えられる. 図 7(a) と図 7(b) を比較すると, 境界層の再付着点付近で静圧変動が大きくなる傾向があることがわかる. 本研究と同一の翼形を用いてレイノルズ数が 1.3×10^5 の条件で行われた畑ら⁽¹⁸⁾の実験では, はく離せん断層が再付着する手前で乱れエネルギーが最大となることが示されているが, 本研究の結果はこれと定性的に一致するといえる.

翼面平均静圧分布 [図 7(a)] からレイノルズ数が大きいほど, 負圧面の Suction Peak が高くなり, SB が小さくなりつつ前縁に接近するようすが確認できる. これはレイノルズ数の増加に伴い, はく離した層流境界層が直ちに乱流遷移して再付着していることを

示すものであり、本実験ではレイノルズ数による境界層遷移のようすの違いがとらえられている。また、翼面静圧変動の分布ではレイノルズ数の増加に伴い、ピークが前縁側に移動していることがわかる。したがって、基本的にはレイノルズ数の変化に対して、翼面静圧変動のピーク値も単調に変化するものと考えられるが、図7(b)においてレイノルズ数が 3×10^5 と 4×10^5 の場合は必ずしも単調な変化となっていない。これはレイノルズ数の増加により、負圧面に形成されるSBが小さくなり、静圧孔の位置が必ずしもSBの再付着点付近の位置に存在しなくなっているためではないかと考えられる。これを回避するには高レイノルズ数ほど、静圧孔の大きさを小さくして前縁側に密集させなければならないが、モデルと風洞を極端に大形化させなければ事実上不可能であるので、現実的にはデータの分析を慎重に行うことが必要であるといえる。

3・2・2 Light Stall 状態 図5(a)より失速直後 $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=11.6^\circ$ では負圧面で Suction Peak は大幅に低下したものの、後縁に至るまで静圧が緩やかに回復しているようすがみられるため、負圧面にLBが形成されているものと推定される。前述の畑ら⁽¹⁸⁾と同様の条件で行った武村ら⁽¹⁹⁾の実験では $\alpha=11.5^\circ$ においてSBが破裂してLBが形成されていることが確認されている。また、はく離点直後の下流域において乱れ応力が最小となることが示されている。図5(b)より本研究では $X/C=0.025$ で静圧変動が最小値をとり、それより上流の $X/C=0.005$ ではこれより大きいことからLBのはく離点はこれより上流の $X/C=0.005 \sim 0.025$ に存在すると考えられる。また、LBは大規模なはく離と再付着を繰返す現象であり、SBとは異なり再付着点の位置も時々刻々と大きく変化する。武村らの可視化実験では低周波振動の1/4周期でLBの再付着点が $X/C=0.1 \sim 0.5$ の範囲で変動し、残りの3/4周期の間は翼面に再付着していないことが示されている。このときの時間平均の再付着点は $X/C=0.3 \sim 0.35$ に存在するとされている。図5(b)において $X/C=0.35 \sim 0.6$ で翼面静圧変動が最大かつほぼ一定の領域がみられるが、これはこの領域では時間平均的には、流れが翼面に付着しており、この翼面上の流れに再付着点での翼面への衝突の影響が残っているためと考えられる。したがって、LBの時間平均の再付着点は $X/C=0.35$ 付近に存在するものと推定される。

LS状態の翼面静圧分布のレイノルズ数に対する依存性を図8に示す。図8(a)では全体的な傾向はレイノルズ数が高いほど、負圧面での静圧回復が顕著に

(a) Mean surface pressure

(b) Fluctuating surface pressure

Fig. 8 Variations of surface pressure distributions with respect to Reynolds number for light stall condition

みられ、LBが形成されていることがわかる。レイノルズ数が 4×10^5 と 5×10^5 の場合はこの傾向が逆転しているが、これは図4より $Re=4 \times 10^5$ のほうがより失速直後の状態であるためである。図8(b)でも上述のようにレイノルズ数が 3×10^5 と 4×10^5 の場合で傾向が逆転しているものの、全体的にはレイノルズ数が高いほど翼面静圧変動が大きい。図4の揚力・抗力特性も考慮するとより失速直後であるほど、前縁ではく離流れが翼面近傍を通過しやすいため、静圧変動が大きくなっていると考えられる。

3・2・3 Deep Stall 状態 図5(a)より失速が深い $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15.6^\circ$ では負圧面での静圧回復はまったくみられないため、LBは形成されていないものと推定される。次にDS状態の翼面静圧分布のレイノルズ数に対する依存性を図9に示す。図9(a)よりDS状態ではレイノルズ数が増加しても負圧面での静圧回復はほとんどみられない。これはDS状態のように著しく大きい迎え角に設定すると、レイノルズ数が高いくとも前縁ではく離流れが翼面に再付着することがないため、翼面平均静圧および翼面静圧変動に対するレイノルズ数の影響はほとんどみられないものと考えられる。図9(b)より翼面静圧変動の分布ではレ

(a) Mean surface pressure

(b) Fluctuating surface pressure

Fig. 9 Variations of surface pressure distributions with respect to Reynolds number for deep stall condition

Fig. 10 Overall sound pressure level vs. angle of attack

イノルズ数が大きいほど、静圧変動も大きい。これは図4の揚力・抗力特性とも併せて考えると、レイノルズ数が大きいほどはく離が小さく、前縁ではく離した流れが、レイノルズ数が小さい場合と比較して翼面近くを通過するためであると考えられる。また、図9(a)の $Re=5 \times 10^5$ では $X/C=0.025 \sim 0.3$ で静圧回復がわずかにみられ、 $X/C=0.3 \sim$ 後縁にかけても若干、みられる。しかし、図9(b)においては $Re=5 \times 10^5$ ではLS状態の場合と異なり、 $X/C=0.1 \sim 0.9$ で翼面静圧変動がほぼ一定値をとるので、この条件でも

(a) Narrow band spectra

(b) One-third octave band spectra

 Fig. 11 Aerodynamic sound spectra ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$)

LBは形成されていないものと考えられる。

3.3 空力音の特性

3.3.1 Overall値の特性 迎え角変化に対する音圧のOverall値の変化を図10に示す。このOverall値はFlat特性の狭帯域分析結果の積分値であり、暗騒音との差が十分にとれていない低周波域(50 Hz以下)は除去している。

図10より騒音のOverall特性は高揚力状態から最大揚力点までは緩やかに増大し、最大揚力点を超えて失速が起こると空力音は急激に増大することがわかる。失速直後に空力音レベルは最大値を示し、 $Re=5 \times 10^5$ では失速前後でのOverall値の差は約7 dBにも達する。さらに失速が進むと空力音は迎え角の増加とともに緩やかに減少する。これらの特性はレイノルズ数によらず同様である。

3.3.2 音圧スペクトルの特性 $Re=3 \times 10^5$ の場合の迎え角変化に対する音圧スペクトルの変化を図11に示す。図11(a)は狭帯域分析の結果であり、図11(b)はA特性フィルタをかけた1/3オクターブバンド分析による結果である。いずれの迎え角でも広帯域性のスペクトルとなっているのが確認できる。

図11(a)より最大揚力状態の $\alpha=10.3^\circ$ では $St=$

Fig. 12 Overall sound pressure level vs. flow velocity

1~20(200~4 000 Hz)の範囲で音圧レベルが高くなっており、図 11(b)とも比較するとこの周波数帯の Overall 値への寄与が大きいがわかる。図 11(a)より LS 状態の $\alpha=11.6^\circ$ では全周波数帯で空力音レベルが高く、周波数の増加とともにおおむね直線的に減衰する傾向がみられる。DS 状態の $\alpha=15.6^\circ$ では $St=0.63$ (125 Hz) にピークがみられる。特筆すべきは $\alpha=15.6^\circ$ になると、低周波帯から中周波帯で $St=0.63$ (125 Hz) 付近を除いて空力音レベルが減少していることである。この帯域は Overall 値への寄与が大きいため、上述の特性は失速域での迎え角増加に伴う空力音の減少に大きく影響していることがわかる。前述のように LS 状態では LB が形成されており、DS 状態ではその消失が予想されたことを踏まえると、失速後では LB の存在が空力音に大きく影響しており、LB の形成により前縁での離流れが翼面近傍を通過するか否かで騒音レベルが大きく変化するものと考えられる。

3・3・3 空力音の流速依存特性と相似性 最大揚力状態と失速後の音圧の Overall 値の流速に対する変化を図 12 に示す。ここで示す音圧の Overall 値は、Flat 特性の Narrow band スペクトルにおいて暗騒音との差が十分にとれている周波数帯で、 $St=0.56\sim 60$ の成分を積分したものである。

図 12 より、空力音は最大揚力状態の $\alpha=10.3\sim 10.4^\circ$ では流速の 4.9 乗に比例し、失速後の $\alpha=14.0\sim 14.9^\circ$ では流速の 5.9 乗に比例することがわかる。この流速のべき指数は支配的な音源の種類により異なり、前述のように後縁騒音の発生機構が支配的な場合は 5 が、翼面圧力変動に基づく音源が支配的な場合は 6 が、それぞれ理論的に導かれる。したがって、最大揚力状態では前者が、失速域では後者が支配的な音源であることが示唆される。秋下⁽⁶⁾と同様に考察すると、翼弦長 $C=150$ mm、音波の波長 λ を用いて、

Fig. 13 Similarity of sound pressure spectra on Reynolds number

Fig. 14 Effects of model scale on sound pressure spectra

$\lambda/2\pi=C$ に対応する周波数は $f=361$ Hz ($U_0=30$ m/s の場合、 $St=1.8$) と計算されるが、図 11(a)の音圧スペクトルではこれより十分に高い周波数を含む $St=1\sim 20$ (200~4 000 Hz) の成分が比較的高いレベルを示しているため、この結果からも最大揚力状態では後縁騒音が支配的である可能性が高いといえる。

次に流速(レイノルズ数)が変化した場合と翼形モデルの大きさが異なった場合の空力音の相似則⁽²⁰⁾を検討する。空力音の周波数は流速に比例し、物体の大きさに反比例するものとし、式(3)のように無次元周波数 St で整理した。一方、音圧レベルは一般に流速の 5 乗から 8 乗に比例し、物体の大きさに対してはその 2 乗に比例するため、式(4)を用いて整理した。ここでは前述の結果をふまえて高揚力・最大揚力状態および失速後の状態に対して、それぞれ流速の 5 乗、6 乗に比例するとして $U_0=50$ m/s ($Re=5\times 10^5$) を基準として換算を行った。以後、前者を 5 乗則、後者を 6 乗則とよぶことにする。翼弦長 $C=150$ mm の翼形モデルを用いた流速(レイノルズ数)による比較を図 13 に、レイノルズ数がほぼ等しく、翼形モデルの大きさによる比較を図 14 にそれぞれ示す。

図 13 において最大揚力状態の $St=1\sim 20$ で音圧が

高い傾向はレイノルズ数によらないことがわかった。失速後では前述のスペクトルの傾向がレイノルズ数によらないが、 $St=0.6$ 付近のピークの周波数はわずかに変化し、レイノルズ数が高いほど低周波側にシフトしている。本報告では紙面の制約上割愛するが、これらの傾向は翼弦長が $C=100$ mm のより小型の相似モデルにおいてもみられた⁽²¹⁾。

図 14 は高揚力状態と失速後の状態での音圧スペクトルの相似性の比較である。高揚力状態と最大揚力状態の音圧スペクトルの詳細な比較は次報で述べるが、スペクトルの形態に大きな差異はないので、ここでの比較に特に問題はない。いずれも音圧スペクトルの相似性が非常に高いことが確認できる。失速後の音圧スペクトルにもモデルの大きさによらず、 $St=0.56$ にピークが顕著にみられ、その形状も一致している。計測した 2 種類の翼の最大翼厚を基準とした風洞の吹出し口の幅に対するブロックージは翼弦長 $C=100$ mm の翼で 2.4%、翼弦長 $C=150$ mm の翼で 3.6% と異なるにもかかわらず、音圧スペクトルには非常に高い相似性がみられたため、本研究では高精度な空力音の実験データが取得でき、モデルの大きさによらない普遍性の高い音圧スペクトルの傾向が示されたといえる。

$$St = \frac{f_m C_m}{U_m} = \frac{f_r C_r}{U_r} \dots\dots\dots (3)$$

$$SPL = SPL_m + 10 \log \left(\frac{U_r}{U_m} \right)^n + 10 \log \left(\frac{C_r}{C_m} \right)^2 \dots\dots\dots (4)$$

f_r, f_m : 周波数の基準値, 実測値 Hz

U_r, U_m : 流速の基準値, 実測値 m/s

C_r, C_m : モデル寸法の基準値, 実測値 m

SPL, SPL_m : 音圧の換算値, 実測値 dB

$n : 5(5 \text{ 乗則}), 6(6 \text{ 乗則})$

4. 結 言

レイノルズ数が $2 \times 10^5 \sim 5 \times 10^5$ の NACA 0012 二次元翼周りの流れを対象として、数値解析の検証用として提供し得る高精度な実験データの取得を目的とし、失速前後の空力特性および空力音の特性について調べ、以下の知見を得た。

- (1) 揚力・抗力特性においてレイノルズ数による違いがとらえられ、失速角は $10 \sim 11^\circ$ であった。
- (2) 最大揚力状態では負圧面に Short Bubble の形成が示唆され、推定された再付着点付近で静圧変動がピーク値を示す。レイノルズ数の増加に伴い、このピークは前縁に接近する傾向がある。

(3) Light Stall 状態では負圧面に Long Bubble の形成が示唆された。翼面静圧変動はレイノルズ数によらず、前縁側から $X/C=0.4$ 付近まで徐々に増大し、これより下流ではおおむね一定値をとった後に緩やかに減少する傾向がある。

(4) Deep Stall 状態ではレイノルズ数によらず、Long Bubble の形成はないことが示唆され Light Stall 状態と比較すると、翼面静圧変動もかなり小さい。

(5) 空力音は高揚力状態から最大揚力状態では迎え角の増加に伴い、緩やかに増大し、失速直後で最大となり、さらに失速が進むと迎え角の増加とともに徐々に減少する。

(6) 最大揚力状態では翼弦長と主流速度に基づく無次元周波数で $1 \sim 20$ の周波数帯で空力音が大きく、Overall 値への寄与も大きい。

(7) Light Stall 状態では空力音はほぼすべての周波数帯で高く、音圧スペクトルは周波数の増加とともに直線的に減衰する傾向を示す。

(8) Deep Stall 状態では音圧スペクトルに無次元周波数で 0.6 付近に顕著なピークがみられる。Light Stall 状態と比較して、上記のピークを除く低周波帯から中周波帯で空力音が減少する傾向があり、これが Overall 値の減少へ寄与している。

(9) 最大揚力状態では空力音はおおむね流速の 5 乗に比例し、失速後ではおおむね流速の 6 乗に比例する。

(10) 最大揚力状態から失速域において明らかになった上述の騒音スペクトルの特性はレイノルズ数とモデルスケールによらない。

本研究を実施するにあたり、工学院大学工学部の飯田明由准教授より有益なご助言をいただいた。また、元工学院大学学生の山崎太郎氏、長野久幸氏、辻廣祐氏、小久保あゆみ氏には実験装置の製作および実験計測に多くのご協力をいただいた。東海大学工学部の高木通俊教授には多点圧力計の製作に関して貴重な助言をいただいた。ここに記して謝意を表する。

本研究の一部は東京大学の 21 世紀 COE プログラム「機械システム・イノベーション」による補助を受けた。

文 献

- (1) Rinoie, K., Laminar Separation Bubbles Formed on Airfoils, *Nagare*, Vol. 22, No. 1 (2003), pp. 15-22 (in Japanese).
- (2) Brooks, T.F. et al., Progress in Rotor Broadband Noise Research, *Vertica*, Vol. 54, No. 7 (1983), pp. 287-

- 307.
- (3) Brooks, T. F. et al., Airfoil Self-Noise and Prediction, NASA RP-1218 (1989).
 - (4) Ffowcs Williams, J. E. et al., Aerodynamic Sound Generation by Turbulent Flow in the Vicinity of a Scattering Half Plane, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 40, Part 4 (1970), pp. 657-670.
 - (5) Howe, M. S., *Acoustics of Fluid-Structure Interactions*, (1998), pp. 215-231, Cambridge University Press.
 - (6) Akishita, S., The Aerodynamic Noise Radiated from Isolated Two-Dimensional Aerofoil Wing (1st Report), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 47, No. 418 (1981), pp. 947-956 (in Japanese).
 - (7) Brooks, T. F. et al., Trailing Edge Noise Prediction from Measured Surface Pressures, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 78, No. 1 (1981), pp. 69-117.
 - (8) Hutcheson, F. V. et al., Measurement of Trailing Edge Noise Using Directional Array and Coherent Output Power Methods, AIAA Paper 2000-2472 (2002).
 - (9) Maruta, Y. and Kotake, S., Separated Flow Noise of a Flat Plate, Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo, Report No. 592 (1981), pp. 105-174.
 - (10) Curle, N., The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound, *Proceedings of Royal Society of London, A* 231 (1955), pp. 505-514.
 - (11) Paterson, R. W. et al., Isolated Airfoil-Tip Vortex Interaction Noise, *AIAA Paper*, No. 74-194 (1974).
 - (12) Fink, M. R. et al., Airframe Noise Reduction Studies and Clean-Airframe Noise Investigation, NASA CR-159311 (1980).
 - (13) Akishita, S., The Aerodynamic Noise Radiated from Isolated Two-Dimensional Aerofoil Wing (2nd Report), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 47, No. 424 (1981), pp. 2243-2252 (in Japanese).
 - (14) Fujita, H. et al., Experimental Study on Aerodynamic Noise Generated from Two-Dimensional Models, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 62, No. 593 (1996), pp. 187-193 (in Japanese).
 - (15) Tani, I. et al., *The method of experimental fluid dynamics*, (1977), pp. 266-271, Iwanami Shoten (in Japanese).
 - (16) Tani, I., Low-Speed Flows Involving Bubble Separation, *Progress in Aeronautical Science*, Vol. 5 (1964), pp. 77-103.
 - (17) Jacobs, E. N. et al., The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-density Wind Tunnel, NACA Report, No. 460 (1932), pp. 299-354.
 - (18) Hata, K. et al., Experimental Studies of Low Frequency Velocity Disturbances Observed in Short Bubble Formed on Airfoil, *Journal of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 50, No. 582 (2002), pp. 293-300 (in Japanese).
 - (19) Takemura, N. et al., Low Frequency Oscillation of Laminar Separation Bubbles Near Stall, *Journal of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 52, No. 602 (2004), pp. 114-120 (in Japanese).
 - (20) Iida, A. et al., Experimental Similarity Law of Aerodynamic Noise Generation, *Proceedings of the 6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, AIAA Paper 2000-2012 (2000).
 - (21) Suzuki, Y. et al., Experimental Study of Aerodynamic Sound Generated from a 2D Aerofoil, *Proceedings of the 5th JSME-KSME Fluids Engineering Conference*, OS 6-2 (2002).