失速した二次元翼周り流れの空力音源の解析*

鈴木 康 方^{*1}, 加 藤 千 幸^{*2}
宮 澤 真 史^{*3}, 藤 田 肇^{*4}Analysis of Aerodynamic Sound Sources in a Flow Around a
Two-Dimensional Airfoil Under Stalled ConditionsYasumasa SUZUKI^{*5}, Chisachi KATO,
Masashi MIYAZAWA and Hajime FUJITA^{*5} Department of Mechanical Engineering, Nihon University,
1-8-14 Kanda Surugadai, Chiyoda-ku, Tokyo, 101-8308 Japan

In this paper, we discuss an identification of aerodynamic sound sources in a flow around a two-dimensional NACA0012 airfoil at a Reynolds number of 2×10^5 to 5×10^5 under stalled conditions. This study is carried out mainly by experimental method based on the results by the measurement of surface pressure, unsteady flow, resulting far-field sound with high accuracy. Also, the computation was performed by Large Eddy Simulation (LES) for an incompressible flow. Then, we investigated under the light stall condition (LS) when long bubble formed and under the deep stall condition (DS) when completely stalled. As a result, peaks were observed at a Strouhal number of 0.5 to 0.6 not only in aerodynamic sound spectra but also in surface pressure spectra, the coherence spectra between surface pressure and aerodynamic sound, and the coherence spectra between flow velocity and aerodynamic sound. The flow measurements indicate that the vortices based on Strouhal number of 0.5 to 0.6 formed outside of the separated shear layer. Also, some results showed that strong sound sources existed near the airfoil surface in LS but the sound sources disappeared in DS. This is due to the difference in whether the separated flow passes near the suction surface or not.

Key Words: Aerodynamic Sound, Airfoil, Stall, Separation, Turbulent Flow, Laser Doppler Velocimeter, Large Eddy Simulation

1. 緒 言

流体機械の小型・高速化に伴う空力騒音の増大に対する、さらなる騒音の低減のため、実験計測を主体とした方法により、流体機械の主要な要素である翼周りの騒音発生機構の解明を目指す。一般に、動翼が失速状態になるとファンから発生する騒音は5 dB から10 dB 程度急激に増大する。このため、ファンは失速点よりも大流量側で使用する事が望ましいが、電子機器などの冷却ファンに関しては、被冷却物の実装密度の増大により、流路抵抗は年々増大する傾向にあり、ファンが失速した状態で使用されることも少なくない^{(1)~(3)}。このため、失速状態にある翼周りの流れから空力騒音が発生する機構の解明も工学上重要な課題であるといえる。

失速状態の翼から発生する騒音に関しては、Maruta ら⁽⁴⁾による、平板翼周りの大規模な前縁はく離流れ

を対象とした研究がある。Maruta ら⁽⁴⁾は詳細な実験計測により、放射される音圧スペクトルの特徴や支配的な音源について調べ、表面圧力変動に基づく双極子音源が支配的であると述べている。流線形翼を用いた例として、Paterson ら⁽⁵⁾が上流に設置した翼の翼端渦による流入乱れを用いて失速流れを作り出し、失速状態が浅い場合と深い場合の騒音発生機構について比較している。Fink ら⁽⁶⁾は浅い失速状態の場合は後縁騒音の発生機構が支配的なのではないかと主張している。Brooks ら⁽⁷⁾はPaterson ら⁽⁵⁾とFink ら⁽⁶⁾の実験における失速が浅い状態のことをLight Stall Condition と記しているの、本研究でも失速が浅い状態をLight Stall 状態と表すことにする。流体機械の小流量域における翼周りの流れを考えると、設計流量に比較的近い点と設計流量から大きく離れた点で騒音特性や発生機構が大きく異なる可能性があり、これらの特性を明らかにすることは工学的に重要であると考えられる。本研究では、低乱れの一様流におかれた単独翼の失速流れに対して、特に失速直後のLight Stall の状態(以下LS 状態と表記する)および失速が進んだDeep Stall の状態(以下DS 状態と表記する)での空力音と非定常流の特性を明確にし、それらの比較を行った。得られた結果に基づき、詳細な実験計測

* 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, 自宅(〒185-0011 国分寺市本多3-24-3)。^{*4} 正員, フェロー, 日本大学理工学部。

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

を主体に、実験計測では得がたい音源の可視化等のために数値解析も併用して翼周りの空力音源の解明を試みた。

2. 実験装置および計測手法

2・1 実験装置 本研究における実験装置の詳細は文献(8),(9)(投稿中)を参照されたい。実験には回流式低騒音風洞を使用し、翼の空力特性、翼周りの流れ、および発生する空力音について調べた。使用した模型は二次元翼(NACA 0012)で、風洞測定部に縦に設置しており、せん断層と翼端部との干渉を避けるために上下に端板を設けている(図1)。下側の端板は後述するレーザ計測用にアクリル製であり、上側の端板は上下端板間の共鳴を防止するために音響透過性となっている。また、空力音の計測のために側板は設置しておらず、測定部は半開放形となっている。

翼形モデルには平均静圧孔が正・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。この圧力センサは翼形モデルのスパン方向と平行に埋め込んであり、直径 ϕ 0.5 mmの静圧孔を介して翼面静圧変動が計測される。この構造によりヘルムホルツ共鳴が生じるので、翼形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。設計上の共鳴周波数は17 kHz程度である。実際に製作した結果、圧力変動スペクトルの12 kHzの帯域にヘルムホルツ共鳴の影響が現れたが、本研究でも対象とする人間の聴感上重要な数kHzまでの周波数帯の圧力変動の計測にはほとんど影響はないと考えられる。周波数分析についてはサンプリングレート48 kHzで記録したデータより窓関数Hanningを用

い、周波数分解能11.75 HzでFFT分析を行った。

空力特性として、翼面静圧を計測し、得られた翼面平均静圧の分布より揚力および抗力の算出を行った。翼周りの非定常流は、流れに非接触で逆流が計測可能な二次元レーザドップラー流速計(LDV)を用いて計測した。低騒音風洞の吸音材の損傷を避けるために、トレーサには水粒子を用いている⁽¹⁰⁾。空力音は無指向性マイクおよび精密騒音計を用いて翼形モデルから主流と直角方向に1 m離れた点で計測した。得られた騒音スペクトルにおいて暗騒音との差が十分に確保できている50 Hz以上の成分を有効なデータとして扱っている。

2・2 実験条件 主流速度は $U_0=20\sim50$ m/sで変化させ、主流速度と翼弦長($C=150$ mm)に基づくレイノルズ数は $2\times10^5\sim5\times10^5$ である。翼の迎え角 α は失速直後から完全失速域までとし、風洞測定部が半開放形であるため、流れの偏向効果等の補正をした空力的な迎え角で $\alpha=11\sim16^\circ$ の範囲で変化させた。LDVのレーザ出力は1 Wであり、計測位置による平均データレートは3 kHz程度である。

2・3 座標系の定義 座標系は図2に示すように翼の前縁を原点とし、翼弦に沿って下流方向を X 、それと垂直で負圧面から離れる方向へ Y の正をとっている。流れの計測においては風洞測定部に対する座標系を基準としており、翼の迎え角によらずに主流の流れ方向に x の正を、これと垂直で翼の負圧面から離れる方向へ y の正をとっている。 x および y 方向の流れをそれぞれ u 、 v とする。

2・4 計算式 翼面静圧の計測結果は式(1)のように、主流速度に基づく動圧で無次元化した静圧係数で表す。平均静圧係数を C_p 、変動の実効値を、動圧で無次元化したものを静圧変動係数 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/m^3

Fig. 1 Experimental apparatus of test section

Fig. 2 Coordinate systems

Fig. 3 Overview of computational domain

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. 数値解析の手法と条件

3・1 解析手法 数値解析には Front/Flow/Blue⁽¹¹⁾ を使用し, 空力音源の解析を行った. その詳細は文献(9)(投稿中)および文献(12)を参照された. 流れは標準 Smagorinsky モデルに基づく Large Eddy Simulation (LES) により解析し, 離散化手法としては二次精度の有限要素法を用いた⁽¹³⁾. 音源の解析は流れ場の解析結果より Powell の Vortex Sound 理論⁽¹⁴⁾ に基づいて Howe により定式化され, 渦度 ω と速度 u で表された音源項 $\text{div}(\omega \times u)$ ⁽¹⁵⁾ の算出を行った. 以後, $\text{div}(\omega \times u)$ を Powell 音源とよぶことにする.

3・2 解析領域および条件 解析領域は図3に示すように翼前方に翼弦長の3倍, 後方に翼弦長の2倍を, 翼幅方向には翼弦長と等倍の長さをとっている. 解析メッシュの総要素数は前報⁽⁹⁾(投稿中)の800万要素に比べて約200万要素と格子間隔が粗いが, 後述するように LS 状態と DS 状態の翼周りの流れの定性的な違いはとらえられたため, 十分である. 解析対象流れの条件は表1に示すように LS 状態と DS 状態での翼周り流れとし, 計3種類の解析を行った. LS 状態は長さが翼弦長の30%程度の Long Bubble(以下 LB と表記する)が生じるケース(Case 2)と, これよりも最大揚力点に近いケース(Case 1)を解析した.

Table 1 Numerical analysis conditions

Case No.	Stall condition	Reynolds number [-]	Angle of attack [deg]
1	Light Stall	2.0×10^5	12
2	Light Stall	2.0×10^5	15
3	Deep Stall	3.0×10^5	18

4. 実験結果および考察

4・1 迎え角に対する翼の失速状態の比較 まず, 翼面静圧特性による迎え角に対する翼の失速状態の比較を行う. 代表的なケースとして $U_0 = 30 \text{ m/s}$ ($Re = 3 \times 10^5$) における正・負圧面両面の平均静圧の分布を図4(a)に, 負圧面の静圧変動の分布を図4(b)にそれぞれ示す. 図4(a)より, $\alpha = 11.6^\circ$ では負圧面で後縁に至るまでゆるやかな静圧回復がみられ, LB が形成されていることを示唆している. 迎え角をさらに増加させた, $\alpha = 13.1^\circ$ においてもわずかに静圧回復がみられる. $\alpha = 15.6^\circ$ では負圧面の静圧回復はまったくみられず, 完全失速していることがわかる. 本報告では, $\alpha = 11.6^\circ \sim 13.1^\circ$ を LS 状態, $\alpha = 15.6^\circ$ を DS 状態として扱う. 前報⁽⁸⁾では翼面静圧変動の分布より, 下流に進んでも静圧変動の上昇が起こらなくなる $X/C = 0.35$ 付近 ($U_0 = 30 \text{ m/s}$, $Re = 3 \times 10^5$, $\alpha = 11.6^\circ$) を LB の時間平均の再付着点と推定したが, 図4(b)より失速が進むほど, 再付着点の判断が困難になる. また, 図4(b)中で迎え角が小さいほど静圧変動が大きいのは, 失速直後の状態では失速が進んだ状態と比較して LB の長さが短く, 前縁ではく離れた流れが翼面近傍を通過する頻度が高いためであると考えられる.

4・2 空力音の特性 代表的なケースとして $U_0 = 30 \text{ m/s}$ ($Re = 3 \times 10^5$) の場合の騒音スペクトルを図5に示す. 図5より最大揚力点付近である $\alpha = 10.3^\circ$ を超えて失速が起ると, ほぼ全周波数帯で騒音が急激に増大する. また, $\alpha = 11.6^\circ$ では $St = 0.44$ (65 Hz) に小さなピークがみられ, 迎え角を増加させた $\alpha = 15.6^\circ$ では $St = 0.63$ (125 Hz) に明確なピークがみられる. LS 状態から DS 状態に変化するにつれて, $St = 0.3 \sim 5$ (60~1 000 Hz) の周波数帯で騒音が低下しており, 上記のピークが高周波側に移動しながら $St = 0.63$ で際立ってみられるようになる傾向がある. また, 図5(b)よりこの $St = 0.3 \sim 5$ (60~1 000 Hz) の周波数帯の変化は Overall 値に寄与が大きいこともわかる.

(a) Mean pressure

(b) Fluctuating pressure

Fig. 4 Surface pressure distributions ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$)

4.3 翼周りの非定常流の特性

4.3.1 Light Stall 状態 図6は負圧面側翼周りのレイノルズ応力の分布を示している。LS状態である、 $U_0=30$ m/s($Re=3 \times 10^5$), $\alpha=11.6^\circ$ では、 $X/C=0.1 \sim 0.3$ の翼面の近傍にレイノルズ応力の大きい、はく離せん断層がみられる。この影響によりさらに下流でも比較的レイノルズ応力の大きい領域が翼面近くに分布しており、武村ら⁽¹⁶⁾の実験結果を考慮すると、LBが形成されていることが推定される。

次に図7に負圧面側翼周り流れの速度分布を示す。図7(a)より $X/C=0.025$ で翼面近傍に逆流域がみられ、 $y/C=0 \sim 0.01$ に翼面からはく離れたせん断層が通過していることがわかる。図4(b)で最も前縁側の計測点である $X/C=0.005$ の静圧変動は $X/C=0.025$ より大きいことも考慮すると、はく離点は $X/C=0.005 \sim 0.025$ に存在すると考えられる。 $X/C=0.25$ の翼面近傍の $y/C=0 \sim 0.02$ では逆流域がみられ、この領域でのレイノルズ応力はかなり小さいが、下流の $X/C=0.6$ では $y/C=0 \sim 0.04$ ではそれより大きいことが観察された。この $X/C=0.6$ での速度分布の傾向は、 $X/C=0.3$ および 0.35 より下流においてみられた。したがって、これより下流では前縁ではく離れた流れが再付着していると考えられる。また、4.1節

(a) Narrow band spectra

(b) One third octave band spectra

Fig. 5 Aerodynamic sound spectra ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$) Fig. 6 Reynolds stress distribution for light stall condition ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=11.6^\circ$)

で述べたように図4(b)の翼面静圧変動の分布も考慮すると、再付着点は $X/C=0.3 \sim 0.35$ 付近であると推定できる。以上より、 $\alpha=11.6^\circ$ では負圧面にLBが形成されており、その再付着点は $X/C=0.35$ 付近に存在することがわかる。LBの長さはおおむね翼弦長の30%程度と推定される。なお、武村ら⁽¹⁶⁾も示しているようにLBはShort Bubble(以下SBと表記する)と異なり、時間とともに長さの大きな伸縮が繰返されるため、時間平均の再付着点は明確に決定しにくい可能性がある。レイノルズ数 $Re=1.3 \times 10^5$ 、迎え角 $\alpha=11.5^\circ$ の彼らの実験では再付着点は $X/C=0.3 \sim 0.35$ とされており、本研究の結果もおおむねこれに

Fig. 7 Velocity profiles for light stall condition ($U_0=30$ m/s, $Re=3\times 10^5$, $\alpha=11.6^\circ$)

一致する。

4・3・2 Deep Stall 状態 図8にDS状態である, $U_0=30$ m/s($Re=3\times 10^5$), $\alpha=15.6^\circ$ の場合の負圧面側翼周りのレイノルズ応力の分布を示す。この条件では前縁はく離れた流れは急速に翼面から離れ, 翼面から遠方で広範囲に広がっており, 後縁に至っても再付着していない。図8中でレイノルズ応力の大きい領域が多点到分散してみられるが, これは武村ら⁽¹⁶⁾の実験結果でも示されているように, 前縁ではく離れた流れは下流に進むにつれて一様に広がるのではなく, 翼面と垂直な方向にある低い周波数(本研究での無次元周波数では $St=0.03$ 程度)で大きく振動するため

Fig. 8 Reynolds stress distribution for deep stall condition ($U_0=30$ m/s, $Re=3\times 10^5$, $\alpha=15.6^\circ$)

あると考えられる。この影響は図9(c), (d)の分布にも, ばらつきとして現れている。

また, $\alpha=11.6^\circ$ の場合と異なり, 前縁ではく離れた流れは翼面近傍ではレイノルズ応力が大きくなりながら拡散し, 下流に進むにつれて大きい領域が広範囲にみられるものの, この領域は翼面からはかなり離れている。しかし, $X/C=0.4$ 付近～後縁では比較的翼面の近くにもレイノルズ応力の大きい領域が若干みられるので, この付近ではく離流れが翼面近くを通過することもあると予想される。それに対し, これより上流では翼面近傍ではレイノルズ応力は小さくなっているため, 前縁はく離れた流れは $X/C=0.4$ 付近より上流では翼面近傍を通過することはないと考えられる。

次に図9に負圧面側翼周り流れの速度分布を示す。平均流速の分布および図4の翼面静圧変動の分布から $\alpha=11.6^\circ$ の場合と同様に考察すると, 境界層のはく離点は $X/C=0.005\sim 0.025$ にあると予想される。 $X/C=0.25$ では顕著にみられるが, $\alpha=11.6^\circ$ の場合と比べて逆流域の厚みが増加しており, レイノルズ応力は極めて小さい。これは, この位置では低周波振動の一周期の間で, 前縁ではく離れた流れが翼面に再付着することではなく, 一周期のどの位相でもつねに翼面近傍に大きな逆流域が形成されていることを示唆している。また, $X/C=0.025$ および 0.25 では翼面近傍の逆流域でのレイノルズ応力は極めて小さく, この付近では安定した逆流域が形成されていると考えられる。 $X/C=0.6$ で翼面近傍の平均流速およびレイノルズ応力の分布が大きく振動している挙動を示していることと図8の分布も考慮すると, 少なくともはく離点～ $X/C=0.4$ 付近では翼面近傍に安定な逆流域が形成されていると考えられる。 $X/C=1.0$ では平均流速の分布より翼面近傍に逆流がみられるので, 前縁はく離れた流れは後縁まで再付着していないと推定される。

4・3・3 翼面近傍流れの周波数特性 図10, 11に翼面静圧変動のパワースペクトル密度を示す。 $St=$

Fig. 9 Velocity profiles for deep stall condition ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15.6^\circ$)

60 (12 kHz) 付近のピークは静圧孔のヘルムホルツ共鳴によるものである。 $\alpha=11.6^\circ$ では $X/C=0.005$ で高周波域のパワーが小さいが、LBのはく離点より下流の $X/C=0.15$ ではこれが大幅に増大しているので、小スケールの渦が翼面近傍に存在することが予想される。また、ほぼすべてのスペクトルに図5(a)の騒音スペクトルにみられたのと同様に $St=0.47 \sim 0.59$ にピークがわずかにみられる。圧力は流速の2乗の次元なので、エネルギースペクトルにおけるコロモゴロフの $-5/3$ 乗則と同様の次元解析に基づき、図10(b)に周波数の $-7/3$ 乗の減衰直線を併記した。図10(b)より、LBの再付着点より下流では、いずれのスペクトル

Fig. 10 Surface pressure spectra for light stall condition ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=11.6^\circ$)

も周波数の $-7/3$ 乗に比例して直線的に減衰しており、翼面近傍の流れは発達した乱流になっているといえる。 $St=8$ 付近より高周波帯では上記の特徴はヘルムホルツ共鳴の影響に隠れてしまっていると考えられる。

$\alpha=15.6^\circ$ では $\alpha=11.6^\circ$ と比較して全体的にパワーが小さく、どの位置でも $St=0.59 \sim 0.65$ に顕著なピークがみられる。LS状態である $\alpha=11.6^\circ$ ではこのピークは非常に小さく、 $St=0.47 \sim 0.59$ にみられたので、代表長さに迎角変化に対して不変の翼弦長を用いていることを考慮すると、DS状態である $\alpha=15.6^\circ$ ではわずかではあるが高周波側に変化していることがわかる。 $X/C=0.05$ では $St=16, 28, 50$ 付近に小さなピークがみられる。これはSBの形成時に前縁側で観察されたものとはほぼ等しい周波数である⁽⁹⁾(投稿中)ので、前縁ではく離流れの内側にもSBの場合と同様の流れの構造があることを示唆している。 $X/C=0.3$ より下流の位置ではいずれのスペクトルにも上述の発達した乱流スペクトルの特徴はみられない。

4・4 翼周りに流れ中の空力音源の検討

4・4・1 翼面静圧変動と空力音の相関 図12に翼

(a) $X/C=0.005\sim0.35$ (b) $X/C=0.4\sim0.9$ Fig. 11 Surface pressure spectra for deep stall condition ($U_0=30$ m/s, $Re=3\times 10^5$, $\alpha=15.6^\circ$) (a) $\alpha=11.6^\circ$ (b) $\alpha=15.6^\circ$ Fig. 12 Coherence between aerodynamic sound and surface pressure ($U_0=30$ m/s, $Re=3\times 10^5$) Fig. 13 Reynolds stress distribution for light stall condition ($U_0=30$ m/s, $Re=3\times 10^5$, $\alpha=13.1^\circ$)

面静圧変動と空力音の相関の翼弦方向に対する分布を示す。図 12 より失速が起こると翼弦方向の位置によらず、ピークがみられる。このピークは LS 状態である $\alpha=11.6^\circ$ では $St=0.53$ 付近に現れ、DS 状態である $\alpha=15.6^\circ$ では $St=0.63$ 付近に現れている。 $\alpha=11.6^\circ$ ではこのピークは $X/C=0.1$ 付近で、いったん極大値をとり、後縁に進むにつれて減少するが、 $X/C=0.3$ 付近より再びピーク値が増大し、後縁に接近するにつれて高くなる傾向がある。これに対して $\alpha=15.6^\circ$ ではこの相関のピーク値は前縁付近から高く、 $X/C=0.3\sim0.4$ 付近でいったん低く、後縁に接近すると再び高くなる傾向がある。 $\alpha=11.6^\circ$ と $\alpha=15.6^\circ$ では、 $X/C=0\sim0.3$ 付近での相関特性が大きく異なる。これには前縁ではなく離れたせん断層や LB が関係しているとみられるが、その詳細は 4・4・2 項で検討する。また、 $\alpha=11.6^\circ$ ではピークは広帯域に現れ、 $\alpha=15.6^\circ$ では狭帯域に現れている。これは前者が騒音に寄与する流れが $St=0.53$ 付近に基づくものを中心とした比較的多様なスケールを有しているのに対し、後者はほぼ $St=0.63$ 付近に基づくもののみであることを示している。図 5(a) の騒音スペクトルにおいて LS 状態から DS 状態にかけて $St=0.3\sim5$ の周波数帯で音圧レベルが減少したのは、これらの影響によるものであると考えられる。LS 状態および DS 状態の両方とも $St=0.5\sim0.6$ 付近の周波数帯以外には相関がみられず、このピーク値が高くても 0.5 程度であることや翼面静圧変動スペクトルおよび騒音スペクトルが広帯域性を示していることから、主要な音源として $St=0.5\sim0.6$ 付近に基づく音源のほか、ランダムな流れの音源が存在するといえる。これらの翼面静圧変動と空力音の相関にみられた特性はレイノルズ数によらずに同様である。

4・4・2 流速変動と空力音の相関 ここでは、4・4・1 項での $St=0.5\sim0.6$ 付近の周波数帯に起因する流れの構造について詳細に検討する。まず、図 13 に

Fig. 14 Coherence between noise and flow velocity ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=13.1^\circ$)

失速後の代表的なケースとして, $U_0=30$ m/s ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=13.1^\circ$) の翼周り流れの速度ベクトルおよびレイノルズ応力の分布を示す. $X/C=0.025$ 付近で前縁はく離を生じ, これより下流では翼面近傍に逆流域が形成されている. $X/C=0.1$ 付近のはく離せん断層は下流に進むにつれて拡散し, $X/C=0.025 \sim 0.18$ 付近までは翼面近傍の逆流域はレイノルズ応力も小さく, 流れが安定している.

次に $St=0.5 \sim 0.6$ の変動に寄与している流れがこの付近のはく離せん断層およびその内側と外側のどの領域に存在しているのかを調べるために, 高周波変動の計測に適している熱線流速計, I 形プローブを用いて翼周りの流速変動と空力音との同時計測を行い, 空力音と流速変動の相関を求めた. 熱線プローブを流れの中に挿入することにより, 騒音スペクトルで $St=7$ 付近にピークが現れるが, 相関の分布には影響がみられず, 対象としている $St=0.5 \sim 0.6$ に比べてはるかに高い周波数であるため, ここでは影響はないと考える. 計測結果を図 14 に示す. この結果は $St=100$ までの周波数帯のうち相関がみられた帯域のみを抽出して表示している. それぞれの位置において $St=0.53$ 付近にピークが現れた. この相関のピーク値と流速分布との比較を図 15 に示す. 図 15 中では便宜的に x , y 方向の平均流速をそれぞれ u , v と表し, 流速変動を u' , v' と表している. 図 15 よりのはく離せん断層を含む翼面近傍の逆流域 ($y/C=0 \sim 0.04$) では相関のピーク値はほとんど零であるが, はく離せん断層の外側 ($y/C=0.04$ 以上) では, 相関のピーク値がそれに比べて高い. したがって, $St=0.5 \sim 0.6$ の周波数帯の音源は, はく離せん断層やその内側の逆流域などの局所的な流れではなく, 翼の負圧面側に生じる循環変動などの大規模な流れであるといえる. そのような流れとして, $4 \cdot 3 \cdot 2$ 項で述べた武村ら⁽¹⁶⁾ の実験結果での翼面と垂直に振動する流れを考えると, 周波数が $St=$

(a) Mean velocity

(b) Fluctuating velocity and peak value of coherence

Fig. 15 Velocity profiles for light stall condition ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=13.1^\circ$, $X/C=0.1$)

0.03 と低すぎるため, 不適である. また, 相関のピーク周波数は $\alpha=11.6^\circ$ の $St=0.53$ に対し, $\alpha=15.6^\circ$ では $St=0.63$ と, 高くなっている. St = 一定となるような渦音源を候補と考えると, 代表長さは迎え角の増加に伴って, 小さくなるものである必要がある. したがって, $C \times \sin \alpha$ によって表される, 翼の主流方向への投影長さや LB の長さを代表長さとして用いるようなカルマン渦と同種の渦や LB も音源として不適であるといえる.

5. 空力音源の解析結果および考察

5.1 実験結果による検証 本章では数値解析を用いて翼周りの空力音源の強さを直接可視化することにより, これまでの実験計測による音源の考察を補完する. まず, 実験結果と数値解析の条件の対応づけと数値解析結果の妥当性を評価するために, 翼面静圧データをを用いて数値解析結果の検証を行う. 実験結果の翼の迎え角と翼面平均静圧の分布が, 数値解析結果と対応しないので, 本報告では翼周り流れの相似性を重視して, 迎え角ではなく翼面静圧分布による対応づけを行った. この原因は, 数値解析における乱流遷移が実現象に比べて速く起こることで, 前縁ではく離流

(a) Case 1 ($U_0=20$ m/s, $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$) (b) Case 2 ($U_0=20$ m/s, $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$) (c) Case 3 ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=18^\circ$)

Fig. 16 Comparisons of computed and measured surface pressure distributions (left: mean pressures, right: fluctuating pressures)

れが再付着しやすくなり、大きな迎え角にならないと大規模な離れが起きないためではないかと考えられる。

Case 1 の検証に用いた $U_0=40$ m/s ($Re=4 \times 10^5$) の $\alpha=11.4^\circ$ の翼面平均静圧のデータは本研究のレイノルズ数 $Re=2 \times 10^5 \sim 5 \times 10^5$ の範囲で、最も最大揚力点に近い結果である。実験において特にこの条件は翼が失速状態にあることに不安定であり、数分程度経過すると最大揚力状態に変化して安定するため、失速状態を維持するのが困難であった。これに対して $U_0=30$ m/s ($Re=3 \times 10^5$) の $\alpha=11.6^\circ$ は迎え角が 0.2° 増加したのみであるのに、失速状態で安定していた。この違いを前報⁽⁸⁾の揚抗力特性から失速前後の揚力係数 C_L で比較すると、 $Re=4 \times 10^5$ において $\alpha=10.3^\circ$ で $C_L=0.827$ であるのに対し、 $\alpha=11.4^\circ$ では $C_L=0.814$ とその差は 1.3% でほとんど差がない。しかし、 $Re=3 \times 10^5$ では、 $\alpha=10.3^\circ$ で $C_L=0.822$ であるが、 $\alpha=11.6^\circ$ で $C_L=0.757$ と失速が起ると揚力係数が 6.5% も低下する。したがって、 $Re=4 \times 10^5$ の $\alpha=11.4^\circ$ のみ著しく最大揚力点に近い条件であったため、実験状態が不安定になったものと考えられる。

図 16 の翼面平均静圧の分布は Case 1~3 のいずれ

(a) Case 1 ($U_0=20$ m/s, $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$) (b) Case 3 ($U_0=30$ m/s, $Re=3 \times 10^5$, $\alpha=18^\circ$)Fig. 17 Distributions of the mean velocity of $\bar{u}/U_0$ around airfoil

の場合も負圧面の分布に実験と数値解析で多少の不一致はみられるが、全体的にはよく一致している。また、翼面静圧変動の分布は、解析値のほうが実験値より静圧変動は大きい。迎え角の大きい Case 3 のほうが Case 2 より翼面静圧変動が全体的に小さい傾向は実験値と解析値で一致している。翼面平均静圧と翼面静圧変動は同時には計測していないため、Case 1 では上述の実験状態が不安定な理由により、翼面平均静圧に対応する翼面静圧変動のデータが取得できなかった。

数値解析の結果で LB が形成されているか否かを確認するために翼周りの流れの一樣流方向平均速度 $\bar{u}/U_0$ の等値線分布を図 17 に示す。図 17(a) より Case 1 では負圧面の前縁では離した流れが $X/C=0.45$ 付近で再付着しており、LB が形成されているのわかる。このときの LB の長さは翼弦長の約 33% であった。また、図 17(b) より DS 状態である $\alpha=12^\circ$ では前縁で大きくは離した流れは後縁まで再付着しておらず、 $X/C=0.8$ 付近でも逆流域が明確にみられる。これらは 4・3 節の実験結果の考察と定性的に一致する。

以上より、本報告で行った数値解析の結果は実験結果と同様に LS 状態と DS 状態の現象の違いが再現できており、数値解析の結果により、定性的な空力音源を議論できるものと考えられる。

5・2 Powell 音源の可視化の結果 図 18 に数値解析により求めた瞬時の Powell 音源、 $\text{div}(\omega \times \mathbf{u})$ の分布を示す。これより、LS 状態の場合の Case 1 では前縁ではなく離流れが翼面近傍を通過し、翼面近傍流

(a) Case 1 (Light stall, $U_0=20$ m/s, $Re=2\times 10^5$, $\alpha=12^\circ$)

(b) Case 3 (Deep stall, $U_0=30$ m/s, $Re=3\times 10^5$, $\alpha=18^\circ$)

Fig. 18 Instantaneous sound sources distribution of $\text{div}(\omega \times u)$ computed by LES

れとの干渉により強い音源が翼面近傍の流れ方向に広範囲に分布していることが明確にわかる。DS状態であるCase 3では前縁ではなく離流れが翼面遠方を通過するので、翼面近傍には強い音源はほとんどみられないが、負圧面側の広範囲に離散的にみられる。また、Case 3では $X/C=0.2$ 付近にはく離せん断層上に比較的大きな塊状の強い音源がみられる。この塊状の音源は下流に進むにつれて紙面の手前から奥に右ねじの進む向きに回転しながら大きさを増す傾向がみられた。図18(b)にみられる広範囲に離散的に分布する音源はその一部である。 $X/C=0.9$ 付近ではこの増大した塊状の音源が翼面に衝突し、翼面近傍に逆流を生じさせ、これが前縁まで到達している。上述の塊状の音源は間欠的に生じていたので、これには $X/C=0.9$ 付近から前縁にかけての翼面近傍の逆流が前縁ではなく離せん断層と干渉することが関係し、この干渉作用があるしきい値を超えると塊状の音源が生じるものと考えられる。これはDS状態のみならず、LS状態にも生じていると考えられ、LS状態では前縁ではなく離れた流れが比較的翼面近傍を通過するために音源がより複雑な構造になっていると予想される。この塊状の音源の発生周期を解析結果から大まかに見積ると、おおむね $St=0.6$ に近い比較的低い周波数であった。したがって、一説として翼面静圧変動と空力音の相関に現れた $St=0.6$ 付近のピークはこの塊上の音源によるものと考えられる。この音源は負圧面側

に循環変動を誘起しているといえるので、 $4\cdot 4\cdot 2$ 項で検討した音源の候補に適合する。ただし、これが真に音源かどうかを確認するためには、迎え角の変化に対する、流速変動、渦度変動、揚力変動、空力音等の詳細な相関計測が必要であると考えられる。

6. 結 言

レイノルズ数が $2\times 10^5\sim 5\times 10^5$ の失速状態の二次元翼(NACA 0012)周りの流れを対象として、非定常流の計測や空力音の計測、数値解析による音源解析を行い、以下の知見を得た。

(1) Light Stall 状態の音圧スペクトルにみられた翼弦長と主流速度に基づく無次元周波数で0.44のピークは迎え角の増加に伴い低周波帯から高周波側に徐々に移動し、顕著に現れるようになる。

(2) Light Stall 状態である迎え角 11.6° では Long Bubble が形成されており、はく離点は $X/C=0.005\sim 0.025$ に存在し、その再付着点は $X/C=0.3\sim 0.35$ 付近に存在する。翼面静圧変動スペクトルには無次元周波数で0.47~0.59に小さなピークがみられ、上記の再付着点より下流では発達した乱流スペクトルの特徴がみられる。

(3) Deep Stall 状態である迎え角 15.6° ではレイノルズ応力の大きい領域は翼面から遠方で広範囲に拡散し、Long Bubble の形成はない。前縁付近での境界層のはく離点は $X/C=0.005\sim 0.025$ に存在する。翼面静圧変動スペクトルには無次元周波数で0.59~0.65に顕著なピークがみられる。

(4) 翼面静圧変動と空力音には無次元周波数で0.5~0.6付近に相関があり、迎え角が大きいほど前縁付近から相関が強く現れる。

(5) 失速後の迎え角 13.1° では、翼周り流れの流速変動と空力音には無次元周波数で0.53付近に相関があるが、この相関は前縁側ではなく離せん断層およびそれより翼面側ではほとんどなく、はく離せん断層の外側で現れる。

(6) 数値解析により予測されたPowell音源の分布ではLight Stall状態では翼面近傍に複雑な構造の強い音源が分布するが、Deep Stall状態では翼面遠方に離散的に強い音源が現れる。いずれの状態でも $X/C=0.2$ 付近に無次元周波数で0.5~0.6に起因すると予想される塊状の音源が存在するが、Deep Stall状態のほうが顕著にみられる。

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に有益なご助言をいただいた。元工学院大学学生の塚本裕一氏、辻廣祐氏、工学院大学大学院

生の本田拓氏ならびに福山恵理氏には実験計測に多大なご協力をいただいた。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。また、本研究の数値解析は文部科学省ITプログラム「戦略的基盤ソフトウェアの開発」プロジェクトにより提供された計算機リソースを利用して行われた。

文 献

- (1) Aoki, Y. et al., Noise Reduction of Condenser Cooling Fans for Automotive Air Conditioners, *Mitsubishi Heavy Industries Technical Report*, Vol. 24, No. 2 (1987), pp. 161-167 (in Japanese).
- (2) Ootsuta, K. et al., Noise Reduction Technique on Fans, *Mitsubishi Electric Technical Report*, Vol. 65, No. 4 (1991), pp. 318-323 (in Japanese).
- (3) Kondo, F. et al., Noise Reduction Technique on Cooling Fans for Car Air-Conditioners, *Mitsubishi Heavy Industries Technical Report*, Vol. 37, No. 2 (2000), pp. 82-85 (in Japanese).
- (4) 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.
- (5) Paterson, R. W. et al., Isolated Airfoil-Tip Vortex Interaction Noise, *AIAA Paper*, No. 74-194 (1974).
- (6) Fink, M. R. et al., Airframe Noise Reduction Studies and Clean-Airframe Noise Investigation, NASA CR-159311 (1980).
- (7) Brooks, T. F. et al., Airfoil self-noise and prediction, NASA RP-1218 (1989).
- (8) Suzuki, Y. et al., Aerodynamic and Aeroacoustical Characteristics of Low Reynolds Number Two-Dimensional Airfoil Flows, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 73, No. 736 (2007) (in Japanese).
- (9) Suzuki, Y. et al., Aerodynamic Sound Sources Analysis in a Two-Dimensional Airfoil Flow with a Short Bubble, Submitted to *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, (in Japanese).
- (10) Kokubo, A. et al., Measurement Technique of LDV of Low Noise Wind Tunnels, *Proceedings of JSME annual meeting*, (2003), pp. 199-200 (in Japanese).
- (11) Kato, C. et al., Numerical Prediction of Sound Generated from Flows with a Low Mach Number, *Computers & Fluids*, Vol. 36 (2007), pp. 53-68.
- (12) Miyazawa, M. et al., Aeroacoustic Simulation of a Flow around a 2-D Aerofoil (1st Report), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 72, No. 721 (2006), pp. 58-65 (in Japanese).
- (13) Kato, C. and Ikegawa, M., Large Eddy Simulation of Unsteady Turbulent Wake of a Circular Cylinder Using the Finite Element Method, *ASME FED*, Vol. 117 (1991), Advances in Numerical Simulation of Turbulent Flows, pp. 49-56.
- (14) Powell, A., Theory of Vortex Sound, *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 36, No. 1 (1964), pp. 177-195.
- (15) Howe, M. S., *Theory of vortex sound*, (2003), pp. 114-120, Cambridge University Press.
- (16) 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).