二次元翼から発生する空力騒音と 翼周りの流れの可視化*

藤沢 延行¹, 渋谷 賢志², 梨本 厚³, 高野 剛¹

Aerodynamic Noise and Flow Visualization around Two-dimensional Airfoil

Nobuyuki FUJISAWA, Satoshi SHIBUYA, Atsushi NASHIMOTO and Tsuyoshi TAKANO

ABSTRACT

The aerodynamic noise from a two-dimensional symmetrical airfoil was studied experimentally using a low-noise acoustic wind tunnel. The measurement of the sound spectrum at Reynolds number 1.6×10^5 indicates the generation of discrete frequency noise from the airfoil at small incidence angles. The surface flow visualizations over the airfoil were carried out using the oil-film method and the shear-sensitive liquid crystal technique. These visualization results indicate that the reattachment and reseparation of the flow occur near the trailing edge of the pressure side of the airfoil, when the discrete frequency noise is generated. The smoke-wire visualization of the flow around the airfoil showed that the strong trailing edge vortices were shed from the airfoil and they form a stable pattern of Karman vortices in the downstream.

Keywords : Aerodynamic sound, Flow visualization, Vortex shedding, Symmetrical airfoil

1. 緒 言

流れの中に置かれた二次元翼から発生する空力学的騒音に関する研究は、送風機、風車、ヘリコプター等の各種流体機械の騒音発生と強い関わりを持っており、過去よりしばしば基礎研究課題として取り上げられてきた。二次元翼から発生する騒音は、ある特定の周波数において極めて大きな音圧ピークを有する離散周波数騒音と広帯域騒音から成る¹⁾。このうち、離散周波数騒音は、翼面境界層が層流の場合に発生する。その発生機構²⁾⁻⁷⁾は、翼面境界層や後流のカルマン渦が音源となるフィードバック機構によって説明が試みられているが、不明の点が多い。特に、離散周波数騒音の発生原因と考えられる翼面境界層と騒音との関連についての実験的研究結果^{5),7)}は少ない。この研究テーマに対し、翼表面ならびに翼周りの流れの可視化研究は、その解明のための有効な手段を提供すると考えられる。

本研究では、NACA 対称翼から発生する空力騒音のスペクトル特性を低騒音風洞を用いて測定し、また離散周

波数騒音と翼周りの流れ構造との関連を油膜法、せん断応力液晶、そしてスモークワイヤ法による可視化観測結果と対比して、その詳細を明らかにすることを目的とする。

2. 実験装置および方法

2.1 低騒音風洞

Fig. 1 に供試低騒音風洞の概略を示す。本風洞は、流れの可視化実験を想定し、開放型風洞とした。すなわち、送風機上流側にプレナム室と減音ダクトを設け、実験室内の騒音が送風機を通過して測定部に入る影響を小さく抑えた。一方、送風機の下流側直後には、膨張型消音器を

Fig. 1 Schematic illustration of acoustic wind tunnel.

* 原稿受付 2001 年 3 月 21 日

¹ 正会員 新潟大学 工学部

² 新潟大学大学院 自然科学研究科院生

³ 正会員 (株)ミツバ

設け送風機騒音の低減を考慮して設計した。さらに、その下流側には、Uターン型の吸音ダクトを設けその内部はスプリット構造にし、減音効果の向上を計った。その下流側には、ハニカム2枚と整流金網4枚が取り付けられた整流室があり、上流側の吸音ダクトで生成された乱れを取り除くような構造とした。また、整流室の下流側には収縮ノズルがあり、さらに測定部である半無響室に至る。なお、本風洞は、いずれの部位においても、厚さ50 mmのウレタンを周囲に貼った吸音構造である。一方、収縮ノズルからの流れは、測定部下流側に設けたコレクタを通して半無響室の下流側壁面の吸音ダクトに至り、さらに減音ダクトを通して流体は室外へと排出される。なお、本低騒音風洞の基本性能は、Table 1に示すとおりである。

Table 1 Performance of acoustic wind tunnel.

Cross sectional area of measurement section	190 mm×190 mm
Flow velocity	5 ~ 35 m/s
Uniformity of flow velocity	± 1 % (30 m/s)
Free stream turbulence	1 % (30 m/s)
Noise level	50 dB (30 m/s, 1 m)
Background noise	20 dB (0 m/s)

2.2 実験装置

Fig. 2 (a) は、供試風洞の測定部の概略を示す。すなわち、翼表面ならびに周囲の流れを可視化観測できるように、測定部周囲の前後面は透明なアクリル構造とし、上下面は吸音のためのウレタン材（厚さ50 mm）をアクリル壁の内側に貼った構造とした。ただし、測定部内部の断面寸法は、190 mm×190 mmで長さは500 mmである。本実験に用いた翼は、NACA0018型の対称翼である。それはアルミニウム製で、翼弦長 $C=80$ mm、最大翼厚14.4 mm、翼幅190 mmである。この翼は、最大翼厚となる翼中心位置（翼前縁から24 mm）に軸が設けてあり、その中心は前後の風洞壁に固定した。ただし、軸周りに回転可能な構造をしており、主流に対する翼の迎角を種々設定可能である。また、上下の風洞壁を通して、直径1/2インチのマイクロフォンが挿入可能であり、翼から発する空力騒音特性の測定を行った。マイクロフォンの出力は、騒音計内部で各種演算処理を行った後AD変換器を通してコンピュータに導かれ、A特性での騒音レベル測定やフラット特性での騒音スペクトル解析が行われる。これらの定量実験は、主流速度 $U=30$ m/sで行ったが、それは翼弦長 C を基準としたレイノルズ数 $Re (= UC/\nu)=1.6 \times 10^5$ に相当する。

2.3 翼表面流れの可視化

翼表面の流れは、翼面に発達する境界層の挙動を観測する上で重要である。本実験では、油膜⁸⁾ならびにせん

(a) Sound measurement

(b) Liquid crystal visualization

Fig. 2 Experimental test section.

断応力液晶^{9),10)}を用いて翼表面流れの可視化観測を行った。油膜法は、翼表面流れ観測のための一般的手法として、過去よりしばしば使用されている。ただし、その可視化法は、適用が簡単である反面、油膜パターンが時間とともにゆっくりと変化することや油膜パターンの示す凹凸が流れを変えることも予期されるため、可視化結果から流れ現象を正確に理解するにはかなりの経験と洞察を要する。また、油膜パターンは、長時間平均的な結果であることも注意が必要である。一方、液晶による翼表面のせん断応力場の可視化は適用例は少ないが、翼面のせん断応力の変化が直接に色変化⁹⁾として得られることや、液晶の時間応答が1 ms以下と十分短いため¹⁰⁾、瞬時の流れ情報を得るための有効な手法として注目されている。したがって、このような2種異なる特徴を有する表面流れの可視化法を適用することによって、より詳しい翼表面の流れ構造の解明が可能である。

本実験で使用した油膜は、流動パラフィン、酸化チタン、オレイン酸をそれぞれ重量比で3.6:1.4:1の比率で混合したものである。油膜厚さは、油膜の塗布量と塗布面積から算出すると約15 μm程度であった。可視化実験は、予め黒色塗料を施した翼表面に供試油膜を一樣にはけで塗布し、流れの中で5分程度経過後に観測を行った。ただし、照明は翼面からの反射を考慮して、蛍光灯からの間接照明を用いた。

本実験に用いたせん断応力液晶 (Hallcrest 社製) は、コレステリック液晶とカイラルネマティック液晶の混合物で比重 1.01 である。この液晶を石油エーテルに溶かし、黒色塗料を施した翼面上にスプレーすることで翼面上に均様に塗布した。その膜厚は約 $6 \mu\text{m}$ 程度である。この種の液晶は、元々朱色を呈しており、せん断応力を加えることで黄色に転ずる。これを利用して、翼面上の流れのはく離、再付着などを特定することが可能である。せん断応力液晶の使用に当たっては、液晶面に対する光の入射角と観測位置の関係が重要であり¹⁰⁾、これらの実験条件は、Fig. 2 (b) に示すとおりである。ただし、せん断応力液晶の色変化に及ぼす目視角度の影響は本実験の翼迎角の範囲では十分小さいことは確認してある。なお、本実験では、光源として蛍光灯を、可視化観測は 3CCD カラーカメラ (空間解像度 768×494 , RGB に対し各 8 ビット) をシャッター開放状態で用いて行った。したがって、撮影画像は、1/30 秒間の平均的な流れ状態を示す。

2.4 翼周りの流れの可視化

空力騒音実験時と同一の実験条件で翼周りの流れ場を可視化した報告例は著者らの知る限りでは存在しない。予備的な実験において、煙注入法による流れの可視化を試みたが、煙の拡散性のため、十分明瞭な流れ場を観察することが困難であった。このため、スモークワイヤ法による流れの可視化を試みた。この手法においても、本実験の風速 30 m/s では一般的には十分な可視化像を得ることは困難であるが、直径 0.1 mm のニクロム線の周囲に亜鉛被膜を塗布し、それに流動パラフィン塗布することで、可視化観察に十分な発煙が得られた。これは、亜鉛被膜内部に流動パラフィンが浸透するため、風による流動パラフィンの飛散を押さえることができるためである。照明は、測定部の上下位置にライトシート光学系を配置し、2 台のストロボからの発光 (各々 5 J/F) を用いた。ここに、ストロボの発光時間は $30 \mu\text{s}$ 程度であり、煙の示す流脈線を十分フリーズ可能である。なお、撮影には、モノクロ CCD カメラ (空間解像度 768×494) を用いた。

3. 結果および考察

3.1 騒音特性

Fig. 3 は、種々の翼迎角 α における NACA0018 型対称翼から発生する騒音レベルを、測定部上下に挿入したマイクロフォンによって測定した結果である。ただし、マイクロフォンの水平方向位置は、翼の回転中心位置とした。いずれの測定位置においても、翼迎角の小さい $\alpha = 3 \sim 6^\circ$ 付近に騒音レベルのピークが見られるが、他の迎角では比較的小さな騒音レベルにある。ただし、翼の上側 (Mic. 1) で測定した騒音レベルは負の迎角で大きなピークを、翼の下側 (Mic. 2) で測定した結果は正の迎角で大きなピークを示しており、左右非対称な分布形状である。これは、翼から発生する騒音が翼の圧力面側

Fig. 3 Overall sound pressure level at various angles of attack.

と負圧面側で大きさが異なることを示唆しており、本実験結果によると、翼の圧力面側から発生する騒音が負圧面側より大きい。しかしながら、迎角を付けると翼の音源からの放射特性 (角度や距離) が圧力面側と負圧面側で異なり、その結果騒音レベルに差が出る可能性もある。一方、大きな迎角 $\alpha = 15^\circ$ においても、騒音レベルに小さなピークが現れることが注目され、流れのはく離による影響を示唆する。

Fig. 4 は、種々の翼迎角 α における騒音の周波数分析結果である。Fig. 3 で騒音レベルが顕著に増大した迎角 $\alpha = 3 \sim 6^\circ$ では、2.3 ~ 2.4 kHz 付近に第一ピークを、その 2 倍の 4.6 ~ 4.8 kHz 付近に第二ピークを持つ騒音スペクトルを示した。また、このときのスペクトルが最大となる周波数から翼後縁の層流境界層厚さを基準としたストロハル数を算出すると 0.15 という結果が得られた。これは、この種の過去の実験結果⁵⁾ともほぼ一致しており、本実験の対称翼において発生した騒音のピークは、離散周波数騒音によると考えられる。一方、 $\alpha = 15^\circ$ で

Fig. 4 Sound pressure spectrum at various angles of attack.

Fig. 5 Flow visualization on and around airfoil at various angles of attack.

① Suction side, ② Pressure side

は小さなピークが 200 Hz 付近を中心に現れる。これは、後に示すスモークワイヤ法を用いた流れの可視化よりはく離幅を求め、それを基準としたストロハル数が $St=0.2$ であったことから判断すると、翼前縁からの流れのはく離によって下流側にほぼ周期的な渦列が形成されるためと考えられる。

3.2 翼表面流れの可視化

Fig. 5 (a)~(c) は、種々の翼迎角 α における表面流れを、油膜法 (a) ならびにせん断応力液晶 (b) を用いて可視化観測した結果である。ただし、油膜法による可視化結果は、いずれの迎角においても、翼弦に対し上流側から 65° の角度から観測した結果であり、液晶による可視化は風洞に固定した位置からの観測結果である。また、各迎角における結果の上段は負圧面側、下段は圧力面側の結果に対応する。

迎角 $\alpha=0^\circ$ の油膜法による結果 (a) を見ると、上段下段のいずれにおいても、同様な油膜パターンの変化が認められるが、流れは翼中央付近ではく離し、その下流側で再付着する様子が予期される。一方、同一迎角におけるせん断応力液晶の可視化結果を見ると、翼の後縁付近で朱から黄色への変化が生じ、せん断応力の増加を示唆する。この領域は、油膜結果で予期した再付着流れに対応しており、油膜法の結果の妥当性が検証できる。ただし、液晶の結果が示すように、翼後縁のごく近傍ではせん断応力の減少効果が見られ、付着流れが再びはく離状態に至ることが予期される。

離散周波数騒音が強く発生した翼迎角 $\alpha=3\sim6^\circ$ になると、負圧面側では、油膜、液晶のいずれの結果においても、はく離、再付着、再はく離点が共に翼前縁方向へ移動する様子が認められる。このとき、負圧面側後縁には、厚い境界層が形成されることになる。一方、圧力面側では、反対に、はく離、再付着、再はく離点は下流側に移動し、翼後縁付近では薄い境界層が形成されることになる。したがって、離散周波数騒音の発生は、圧力面側で生じる再付着ならびに再はく離現象が翼後縁付近で生じることに関わりを持つことが予期される。

さらに翼迎角が増加し、 $\alpha=9\sim12^\circ$ になると、油膜、液晶いずれの結果においても、負圧面側におけるはく離、再付着、再はく離点はさらに翼前縁寄りに移動する。一方、圧力面側に形成される付着流れは、油膜結果に明瞭に見られるように、翼後縁近くではく離し再付着しないまま翼下流側へ流出する。

$\alpha=15^\circ$ になると、負圧面側流れは翼前縁付近ではく離するようになり、油膜、液晶いずれの結果も、流れは大規模なはく離状態にあることを示す。一方、圧力面側では、翼面全体で付着流れとなるが、液晶の結果が示すように、翼後縁に近づくほど液晶の示す黄色が鮮明に見られ、翼周りに強い増速効果が生じていることを示唆する。このように、油膜法とせん断応力液晶法による流れの可視化結果は対応しており、両者を対比することで、

Fig. 6 Variations of flow separation, reattachment and reattachment over airfoil surface.

S.: Separation, R. A.: Reattachment, R.S.: Reattachment

翼面境界層の状態をより正確に把握することができる。

Fig. 6 は、油膜ならびにせん断応力液晶による可視化結果から求まるはく離点、再付着点、再はく離点を定量的に比較した結果である。ここに、 α が正の範囲は負圧面側、負の範囲は圧力面側に対応する。なお、 x は翼前縁から計った翼表面に沿った距離であり、 L は翼面に沿う前縁から後縁までの距離である。両結果は、ばらつきの範囲で一致することがわかる。ただし、予期されるように、油膜結果のばらつきの範囲 (図中の斜線) は大きく、油膜厚さや経過時間等の影響を示唆する。これに対し、せん断応力液晶による結果のばらつきは小さく、はく離、再付着位置におけるせん断応力の変化が十分大きいことを示唆する。また、図から明らかなように、負圧面側では、はく離、再付着、再はく離点はいずれも迎角 α の増加とともに前縁に近づくことが分かり、反対に、圧力面側では、後縁寄りに移動する。

3.3 翼周りの流れの可視化

Fig. 5 (c) は、種々の迎角における翼周りの流れをスモークワイヤ法によって可視化観測した結果である。ただし、これらの結果は、翼の上流側ならびに翼後縁にスモークワイヤを設置したときの可視化結果である。迎角 $\alpha=0\sim6^\circ$ では、翼周りの流れはほぼ翼面に沿って発達しており、油膜やせん断応力液晶で観測された翼面境界層のはく離、再付着、再はく離現象は認めにくい。これは、これらの現象が翼面のごく近傍で生じているため、本可視化結果では判別がつきにくいものと考えられる。しかしながら、 $\alpha=9\sim12^\circ$ の結果によると、翼後縁付近で部分的に流れがはく離することが観測され、さらに $\alpha=15^\circ$ では、翼前縁付近から流れが大規模にはく離する様子が明瞭に観測される。このことは、先に示した騒音測定結果ならびに翼表面流れの可視化結果と良く対応する。

翼下流側の流れの可視化結果に注目すると、 $\alpha=0^\circ$ では、翼の下流側に周期的な渦放出が見られるが、下流に行くにつれて渦列は拡散する様子が観測される。 $\alpha=3^\circ$

では負圧側では弱い、圧力側では強い巻き込みが発生し、下流側で上下非対称な渦パターンが形成されることがわかる。また、このような渦パターンは下流側においても安定しており、離散周波数騒音の発生を示唆する。なお、可視化から求まる渦間隔は発生する騒音の離散周波数と一致することが確認された。さらに大きい迎角 $\alpha = 9 \sim 12^\circ$ においても周期的渦放出は観測されるが、迎角の増加につれて渦列の拡散効果が強く認められる。

3.4 流れ場の模式図

以上に示した翼表面ならびに翼周りの流れ場の可視化結果に基づいて、種々の迎角における流れ場の模式図を描いた結果が Fig. 7 (a)～(d) である。

Fig. 7 Schematic illustration of flow around airfoil.

S.: Separation, R. A.: Reattachment, R. S.: Reseparation

迎角 $\alpha = 0^\circ$ (a) では、最大翼厚付近で境界層のはく離が発生するが、それはその下流側で再付着するため翼後縁付近には付着流れが形成される。ただし、この付着流れは翼後縁付近で再びはく離し、下流側に弱いカルマン渦列を形成する。

迎角が $\alpha = 3 \sim 6^\circ$ (b) に増加すると、負圧面側で境界層のはく離、再付着、再びはく離が共に上流側へ移動するが、これに伴い翼後縁には厚い境界層が形成される。一方、圧力面側では、流れの再付着位置は後縁付近に移動するため、翼後縁付近には薄い境界層が形成される。このような境界層厚さの違いに伴って、翼後縁の圧力面側には強い巻き込みを伴う反時計回りの渦が、負圧面側には時計回りの弱い渦が発生し、下流側には安定したカルマン渦が形成される。このとき、強い離散周波数騒音が観測されることになる。

$\alpha = 9 \sim 12^\circ$ (c) の負圧面側では、さらに上流側にはく離、再付着、再びはく離位置が移動し、圧力面側では、翼面の広い範囲に渡って付着流れが形成され、そのはく離位置はかなり翼後縁付近に移動する。このとき、下流側にカルマン渦列が形成されるが、渦は弱く下流側では渦構造の崩壊傾向が強く見られる。

迎角 $\alpha > 15^\circ$ (d) では、負圧面側の流れは前縁付近ではく離し、それは再付着することなく下流側へ流出するため翼全面に渡りはく離領域が広がる。一方、圧力面側では、翼全面に付着境界層が形成される。このとき、翼に加わる抗力の増大とはく離による騒音発生が予期される。このように、翼周りの流れ場は、4 種の流れパターンに分類されるが、それらに対応した空力騒音が発生するため、翼面流れの特徴と発生する空力騒音は強い関わりがあるといえる。

4. 結 論

二次元翼から発生する空力騒音を低騒音風洞を用いて計測し、同一の実験条件で翼表面ならびに翼周りの流れの可視化観測を行い、以下の結果を得た。

- (1) 二次元翼から発生する騒音は、小さい迎角では離散周波数騒音が発生するが、それは圧力面側で強い可能性がある。一方、大きい迎角では、翼前縁からののはく離による比較的低い周波数の騒音が若干発生する。
- (2) せん断応力液晶を用いた翼表面流れの可視化は、流れのはく離、再付着の詳細な構造を把握するのに有効な方法である。また、油膜法による結果と比較することで、種々の迎角における翼面境界層の挙動を明らかにした。
- (3) 同一実験条件における翼周りの流れをスモークワイヤ法により可視化観測し、離散周波数騒音の発生時には安定した渦構造が翼下流側に形成されることを示した。

謝 辞

本実験に用いた低騒音風洞の設計と試作において協力を得た新潟大学大学院佐藤明人君および同工学部機械工場の諸氏に感謝申し上げる。

参 考 文 献

- 1) Paterson, R.W., et al.: Vortex Noise of Isolated Airfoils, J. Aircraft, Vol. 10 (1973) pp. 296–302.
- 2) Tam, C.K.W.: Discrete Tones of Isolated Airfoils, J. Acoust. Soc. Am., Vol. 55-6 (1974) pp. 1173–1177.
- 3) 秋下貞夫: 一様流中に置かれた翼による騒音 (第2報, 周期性騒音), 機論, Vol. 47-424, B (1981) pp. 2243–2252.
- 4) 深野徹, ほか3名: 一様流中の平板から発生する離散周波数騒音の発生機構に関する実験的研究, 機論, Vol. 51-469 (1985) pp. 2828–2837.
- 5) 林秀千人, ほか3名: NACA 翼形における後流渦形成と離散周波数騒音の関係に関する実験的研究, 機論, Vol. 61-586, B (1995) pp. 2109–2114.

- 6) 林秀千人, ほか 2 名: 対称翼から発生する後流渦と離散周波数騒音について, 可視化情報, Vol. 19-72 (1999) pp. 42-47.
- 7) 中島伸治, 秋下貞夫: 二次元静止翼から発生する離散周波数騒音の研究 (境界層中の乱れ分布の時刻歴変化の再現), 機論, Vol. 61-586, B (1995) pp. 2115-2120.
- 8) 梨本厚・ほか 3 名: 油膜法による回転機械ブレード表面流れの可視化とせん断応力分布の画像計測, 可視化情報, Vol. 20-79 (2000) pp. 350-355.
- 9) Reda, D.C.: Observations of Dynamic Stall Phenomena Using Liquid Crystal Coatings, AIAA J., 29-2 (1991) pp. 308-310.
- 10) Reda, D.C., et al.: Time and Flow-direction Responses of Shear-stress-sensitive Liquid Crystal Coatings, AIAA J., Vol. 32-4 (1994) pp. 693-700.