

### 1015 空力特性と騒音を考慮した2次元翼型の試作(OS-6.GS-10 流体関連振動)

野原, 武史 / 伊藤, 孝宏 / SUZUKI, Shoji / ITO, Takahiro  
/ NOHARA, Takefumi / MINORIKAWA, Gaku / 鈴木, 昭次 / 御  
法川, 学

---

(出版者 / Publisher)

一般社団法人 日本機械学会

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

関西支部講演会講演論文集

(号 / Number)

79

(開始ページ / Start Page)

10-33

(終了ページ / End Page)

10-34

(発行年 / Year)

2004-03-17

The fabrication of 2-dimensional wing section considered aerodynamic and noise characteristics

正 御法川 学 (法政大)

○学 野原 武史 (法政大院)

正 伊藤 孝宏 (オリエンタルモーター)

正 鈴木 昭次 (法政大)

Gaku MINORIKAWA, Hosei University, Kajinocho3-7-2, Koganei-shi, Tokyo

Takefumi NOHARA, Hosei University

Takahiro ITO, Oriental Motor Co.Ltd.

Shoji SUZUKI, Hosei University

The present study is an attempt to develop a low noise wing section for small fans. On the reduction of fan noise, the wing section requires not only a low noise but also a better aerodynamic performance. However, the relationships between the aerodynamic design methodology and the noise characteristics are not clarified. In this report, the profile of the wing section with a certain pressure distribution was produced by an inverse method and manufactured by a rapid prototyping. The noise characteristics and the turbulent intensity were also measured.

**Key words** : 2-dimensional Wing section, Inverse method, Pressure distribution, Aerodynamic noise, Low noise wind tunnel

### 1. 緒言

近年の IT 技術の発展により、家庭やオフィスにはコンピュータや AV 機器といった情報機器が多数導入されている。これらの冷却には小型ファンが用いられ、その騒音が快適な住環境を阻害している。ファン騒音の静音化においては、静音性能に優れた翼型の開発が不可欠であるが、翼型の空力性能と静音性能の関係を明確にした例は少ない。本研究では、任意の圧力分布を与えて創生した翼型の空力騒音を計測し、両者の関係を明らかにし、静音翼型の設計手法を得ることを試みた。

### 2. 逆解法による2次元翼型の創生

2次元翼型の断面形状が与えられれば、翼周りの圧力分布が計算可能であり、揚抗比などの諸特性を求めることができる。また、逆に任意の圧力分布を与え、それから翼の断面形状を生成することも可能である。手法としては菊池の方法などが知られている。

2次元翼型から発生する空力騒音は、翼後縁からの渦放出が音響フィードバックを伴って卓越成分となる渦放出音と、翼表面の境界層の発達および流れの剥離に伴うランダムな速度変動が音源となる乱流騒音に大別される。

空力性能の向上と静音性能を同時に満たす設計を行うには、これらの関係を明らかにする必要がある。

### 3. 実験装置および方法

本研究で使用した供試翼型は翼弦長  $C=120\text{mm}$ 、スパン方向長さは  $200\text{mm}$  であり、気流吹出しノズルよりも十分大きくしてある。実験に用いた低騒音風洞装置の全体図を図1に示す。本風洞は開口部（測定部）を持つセミゲッチング型回流式風洞で、 $200\text{mm}\times 100\text{mm}$ の矩形吹出しノズルを有する開口部における最大気流速度は  $U=30\text{m/s}$  で、気流の乱れは十分小さくなっている。また、測定部は吸音処理された閉空間となっており、翼型からの発生音のみを計測することができる。測定部の詳細を図2に示す。2次元翼型は片持ち支持され、支持板や架台で構成される空間で音響共鳴が生じないように配慮してある。また支持板は回転円盤によって構成されており、翼型を任意の迎え角で固定できる。翼型からの発生音は、翼面上方  $0.3\text{m}$  の点  $P_1$  と翼の下流  $1\text{m}$ 、 $45^\circ$  の点  $P_2$  の2点で計測

し、FFT 分析器にて周波数解析を行った。さらに、音源である翼後縁からの渦放出の様子を I 型熱線プローブにて計測し、流れの変動の様子を観察した。

供試翼型は NACA4 字系列をベースに、任意の圧力分布を与えて菊池の方法で生成した。表1に、代表寸法および迎角  $\alpha=5^\circ$  における揚抗比と翼後縁の境界層排除厚さの計算結果を示す。TYPEA を基準にすると、TYPE B は最大反り位置を上流側に移動したものの、TYPE C は最大反りを2倍にしたものである。揚抗比は TYPEA に対してそれぞれ TYPE B が  $12\%$ 、TYPE C が  $14\%$  大きい。また、境界層排除厚さ  $\delta^*$  は TYPEA に対して TYPE B, C は小さくなっている。

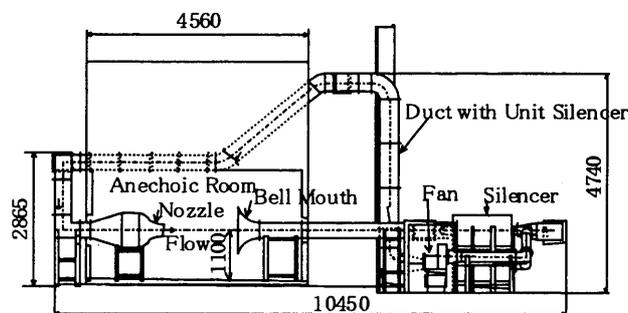


Fig.1 Low noise wind tunnel

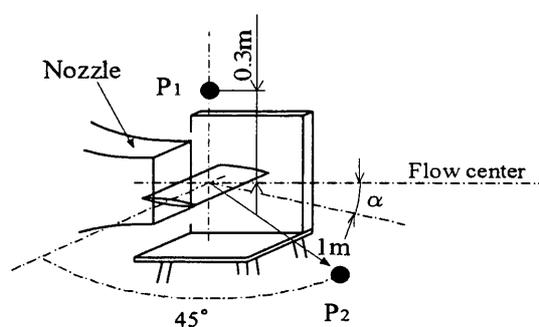


Fig.2 Experimental setup

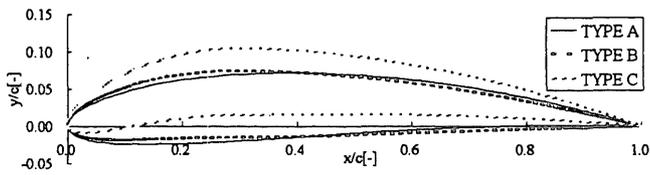


Fig. 3 Cross sectional view of tested wing

Table. 1 Main dimension of tested wings

Wing type	Max camber	Max camber position	Max thickness	$C_l/C_d$	Thickness of B.L. $\delta$
TYPE A	3.6mm	60mm	10.8mm	56.97	31.5mm
TYPE B	3.6mm	36mm	10.8mm	67.37	27.8mm
TYPE C	7.2mm	36mm	10.8mm	78.7	26.1mm

4. 実験結果および考察

図4は $\alpha=5^\circ$ における試作した翼型の圧力分布を示したものである。縦軸は圧力係数  $C_p$  を、横軸は翼弦方向の前縁からの位置をパーセント表示してある。最大反り位置が異なるTYPE AとTYPE Bでは差異はほとんどないが、最大反りの大きさが異なるTYPE Cは最大圧力点が前縁側に移動し、値も大きくなっている。

図5は  $U=20\text{m/s}$ 、 $\alpha=5^\circ$ における発生音のスペクトルを比較したものである。TYPE Aにおいて、1500Hz 付近に渦放出音と見られる卓越成分が見られるが、それ以外はほぼ同様の傾向である。一般に、翼型から発生する乱流騒音の大きさは、境界層排除厚さに比例することが知られており、TYPE Aに比べてTYPE B,Cの乱流騒音が小さくなるのが期待できる。しかしながら、この境界層排除厚さの大きさの範囲では、騒音レベルに影響を与えることはないと推察される。

図6はTYPE Aの  $U=20\text{m/s}$ における発生音のスペクトルを、迎角 $\alpha$ を変化させて比較したものである。 $\alpha=0^\circ$ においては、1500Hz および 2000Hz 付近に渦放出音の顕著な卓越成分が見られ、オーバーオール音圧レベルが急激に上昇する。また、 $\alpha=10^\circ$ を超えると、卓越成分はなくなる一方で、5000Hz 付近をピークとした広帯域の乱流騒音成分が上昇し、迎角に比例して大きくなっている。翼型の騒音発生の様子と翼後縁の流れの関係を調べるため、熱線プローブにて翼後縁付近の流速分布を計測した。

図7はTYPE Aの翼後縁から24mmの位置で熱線プローブを翼弦と垂直方向にトラバースし、乱流強度を計測したものである。迎角の増加に比例して乱流強度の大きな領域が増大し、音源となるはく離流れが増えているのがわかる。しかしながら、卓越音の原因である渦放出については有意な傾向が得られておらず、計測方法も含めた検討が必要と考えられる。

5. 結論

静音性能と空力性能を同時に考慮した翼型設計の指針を得るため、その第1段階として、圧力分布形状を与えて翼型を試作し、騒音特性との関係を調べた。ここでは、境界層排除厚さに影響を与える最大反り位置や最大反りの大きさについて調べたが、定量的な特性の把握にはいたっておらず、さらなるデータベースの蓄積が必要と考える。

参考文献

- 1) 秋下, 機論, B Vol. 47 No. 418 (1980)
- 2) 深野他, 機論, Vol. 51 No. 469 (1984)
- 3) 菊池, 機論, Vol. 17 No. 60 (1951)
- 4) 飯川他, 機講論, No. 020-4, p. 175-176 (2002)

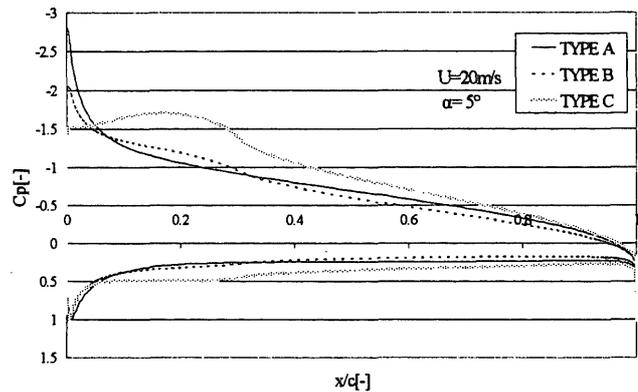


Fig. 4 Pressure distributions of tested wings at  $\alpha=5^\circ$

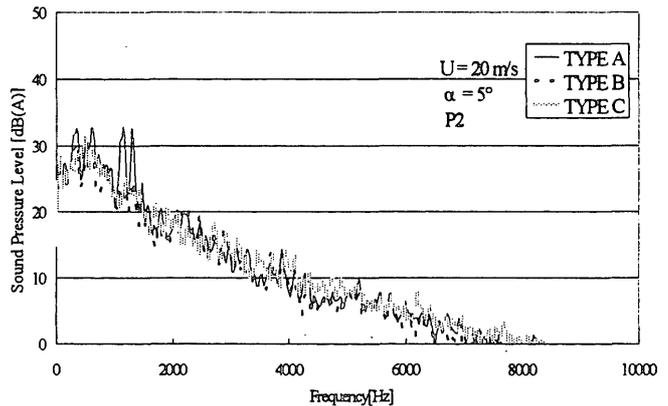


Fig. 5 Noise spectra of tested wings

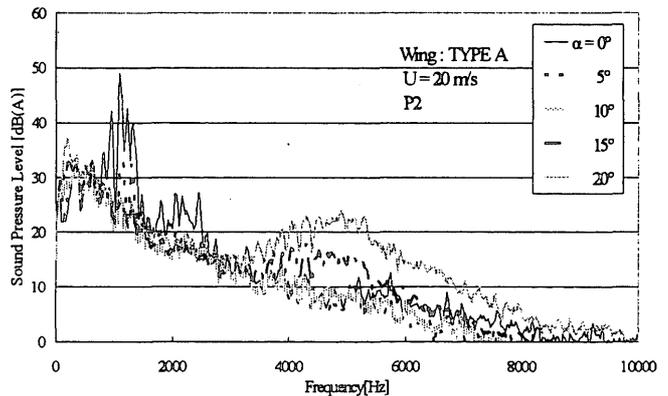


Fig. 6 Noise spectra of wing type A by changing attack angle

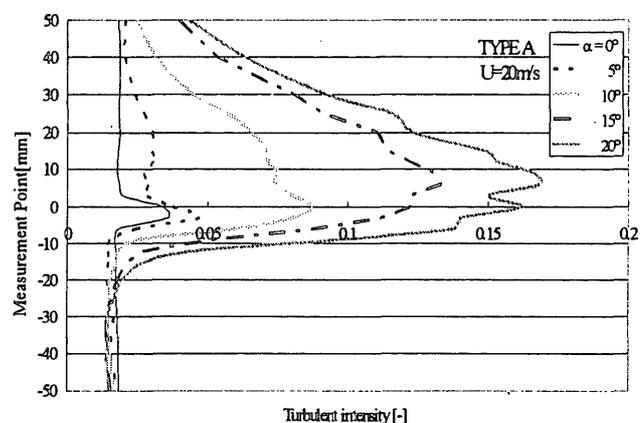


Fig. 7 Distributions of turbulent intensity near trailing edge