小型風車用翼型の翼端から発生する風切り音の低減に関する研究

Wing-tip noise reduction generated from small scale windmill

○学 金野 昌樹 (岩手大院) 正 小野寺 英輝 (岩手大工)

Masaki KONNO, Hideki ONODERA
Iwate University, 4-3-5 Ueda, Morioka 020-8551

Key Words: Wing-tip noise, Windmill, Flow visualization, Noise frequency

1. はじめに

プロペラ型小型水平軸風車は、離散周波数騒音と広帯域騒音から成る風切り音を発生させ、そのうち後者は翼端渦の形成によって生じることが知られている^①。これまでに、NACA0012の翼端騒音の計測に関する研究^②や騒音予測モデルに関する研究^③がなされているが、これらは航空機等を想定した高レイノルズ数領域に関するものであり、しかも騒音低減への言及はほとんどない。特に小型風車の実用運転範囲では翼後縁及び翼端による騒音が問題となるが、この場合のレイノルズ数範囲での騒音低減に関する研究はほとんどなされていない。

本報告は、プロペラ型小型水平軸風車から発生する騒音に関して、特に広帯域の風切り音の低減に関し重要である翼端渦による広帯域騒音に注目し、その翼面上の流れ場との関係について示すものである。

2. 実験装置および方法

2.1 風洞及び供試翼

実験には、吹き出し口断面 150mm×100mm、最大風速 24m/s の開放型小型低騒音風洞を用いた。

供試翼には、対称形の NACA0012、片面が平面の NACA4412、大きなそりを有する NACA8412 の 3 種を用いた。これらはそれぞれジュラルミン製で翼弦長 $c=80\text{mm}$ 、スパン 65mm である。実験時の翼端での翼弦長に対するレイノルズ数は、プロペラ型小型水平軸風車の通常回転時における相対風速を考慮し、 7.5×10^4 、 1.0×10^5 、 1.3×10^5 の 3 種類、迎え角は揚力型風車の実用運転範囲から、 0° 、 3° 、 6° 、 9° の 4 種である。

2.2 騒音計測

計測には、図 1 (a) に示す実験装置を使用し、供試翼は吹き出し口から 130mm 下流に設置した。騒音測定用のマイクロフォンは流れ方向及び供試翼のスパン

方向に対して垂直に、供試翼より 180mm 離れた点に設置した。出力はデータログに記録し、周波数解析を行った。サンプリング周波数は 40kHz、記録時間は 3s である。データは、暗騒音基準の音圧レベルを用いて処理した。

2.3 翼表面の流れの可視化

可視化には、油膜法を用いた。実験装置を図 1 (b) に示す。アクリル製の測定部内断面は、145mm×95mm、長さ 260mm である。使用した油膜は、流動パラフィン、二酸化チタンを重量比 23:7 の比率で混合し、少量のオレイン酸を混合したものである。この油膜を薄く一様にはけで塗布し、流れの中に 5 分間おいた後に翼表面の様子をデジタルカメラで撮影した。

3. 実験結果および考察

NACA0012 翼に関しての周波数解析結果について $Re=1.3 \times 10^5$ 一定で迎角を変化させた場合を図 2 に、迎角 3° 一定で Re を変化させた結果を図 3 に示す。また、 0° 、 3° 、 6° に関しての負圧面の翼面上の流れの可視化結果について $Re=1.3 \times 10^5$ の場合を図 4 に、 $Re=1.0 \times 10^5$ の場合を図 5 に示す。図の左側が上流側、下部が翼端側である。

図 2 より、迎角の増加に伴い 3.5kHz ~ 4.5kHz、8.5kHz ~ 13kHz の範囲で SPL 値が約 2dB 増加し

Fig.1 Experimental set up for (a) noise measurement (b) flow visualization.

Fig. 2 Sound pressure spectrum ($Re=1.3 \times 10^5$)

ていることが分かる。同条件での可視化結果である図 4 (a) から (c) を見ると、迎角の増加に伴い正圧面から負圧面への巻き上がり開始位置が $x/c=0.25$ から 0.13, 0.05 と前縁側へ移動していることが分かる。

すなわち、迎角の増加により、翼面上の巻き上がり開始位置を頂点とし、翼後縁濡れ距離を底とする円錐状の翼端渦の頂点方向の伸長が起こり、翼端部では翼下面から上面への流れが発生し、翼端渦が形成され、主流と合成して、らせん状の流れとなる。その形状は、翼負圧面上の巻き上がり開始位置を頂点とし翼後縁濡れ距離を底とする円錐状になる。迎え角の増加に伴い、その円錐状の頂点から底までの間の、らせん流れ部分の伸長によって円錐状の翼端渦の表面積が増え、広帯域騒音が増加したと考えられる。

また、レイノルズ数の増加に伴い $3.5\text{kHz} \sim 14\text{kHz}$ の範囲で SPL 値が増加していることが分かる(図 3) が図 4(b)と図 5(b)を比較すると、流れの様子にはあまり変化が見られない。このことは、流速の増加が、らせん状の翼端渦の流れの増速につながり、単位時間に巻く渦の量が増えるため広帯域騒音が増加したと考えることができる。

従って、迎角の増加に伴う円錐状の翼端渦の伸長とレイノルズ数の増加に伴う翼端渦流れの増大が広帯域騒音に影響を及ぼすと考えられる。

4. まとめ

プロペラ型小型水平軸風車の翼端渦による広帯域騒音と翼面上の流れ場の関係について以下の知見を得た。

1. 迎え角の増加に伴い、翼端渦のらせん流れ部分の伸長によって増えた円錐の面積の増加により、広帯域騒音が増加する。
2. 流速の増加により、らせん状の翼端渦の流れが増速され、単位時間に巻く渦の量が増加し、広帯域騒音が増大する。

参考文献

- (1) George, AR. and Chou, ST., "Broadband Rotor Noise Analysis" NASA CR3797 April (1984).
- (2) Kendall, JM., "Measurements of Noise Produced by Flow Past Lifting Surfaces," AIAA Paper 78-239, 1978
- (3) Thomas F Brooks "Airfoil Tip Vortex Formation Noise" AIAA vol24, pp 246-252 (1985).

Fig. 3 Sound pressure spectrum (angle of attack=3°)

Fig. 4 Flow visualization ($Re=1.3 \times 10^5$)

(a) 0° (b) 3° (c) 6°

Fig. 5 Flow visualization ($Re=1.0 \times 10^5$)

(a) 0° (b) 3° (c) 6°