

# 小型風車の騒音低減に関する研究

## 第1報 騒音の特性解析

岩手大学工学部 小野寺英輝

元岩手大学大学院 佐藤由希子

### 1. はじめに

近年、環境負荷が少ないエネルギーとして風力の利用が注目されている。現在は、1MW クラスの大型風車を集めた大規模発電が主流であるが、非常用電源として小型風車の利用事例も徐々に増加しつつある。

しかし、装置の小型化は回転の高速化につながり、特に都市空間内では翼風切り音の発生は無視できない問題である。この風切り音は、離散周波数と広帯域周波数それぞれの成分から成るが、翼型や迎角、風速により特性は非相似的に変化する。これまでも翼風切り音の発生機構について調べた研究は多く、解析モデル化によりその機構を解明したもの\*1 や、渦の発生と騒音の関係について詳細な可視化により調べたもの\*2 等がある。しかし、騒音低減に関して言及したものは余り見られない。

本研究は、この風切り音を低減し、都市内での小型風車の活用範囲を広げる方策を提示することを最終的な目的としている。本報告ではその第1段階として定常状態の翼から発生する騒音の周波数解析および流れの可視化により発生機構の確認を行ない、次にトリッピングワイヤを用いて流れの剥離位置を制御した時の騒音特性変化について調べた結果を報告する。

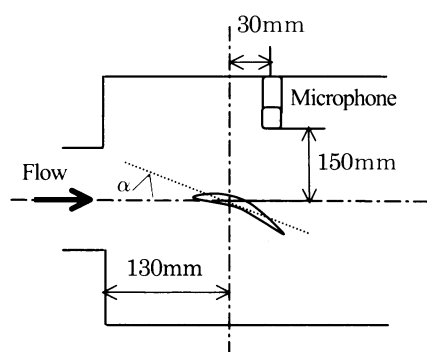


図1 騒音計測システムの概略

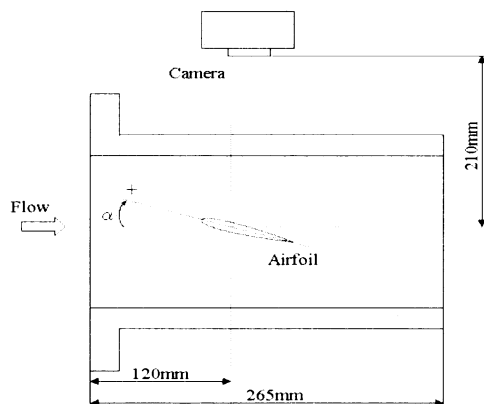


図2 可視化装置の概略

### 2. 実験装置および方法

#### 2.1 騒音測定

騒音特性の計測には、小型低騒音風洞を用いた。吹出し口の寸法は100×150mm、主流速度24m/sにおける最大流速変動は1.56%、この時半無響チャンバ内での騒音レベルは72dB(B特性)である。

供試翼はジュラルミン製で、風車用翼型として使用されることの比較的多いNACA0012 およびNACA4412、NACA8412の3種の翼型を使用した。いずれも翼長39mm、スパン200mm、最大翼厚4.8mmである。図1に騒音計測システムの概略を示す。風速と迎角 $\alpha$ を変化させ、翼から発生する騒音を計測した。測定には騒音計(KANOMAX Sound level meter420)、データログ(HIOKI 8808)を用い、サンプリング周波数は8000Hz、測定時間を6sとした。

#### 2.2 翼表面流れの可視化

図2に可視化実験に使用した観測部の概略を示す。観測部はアクリル製で、内断面寸法94mm×146mm、長さ250mmの開放型である。供試翼は翼幅が143mmである以外は騒音測定用のものと同一寸法である。

流れの可視化には流動パラフィン、酸化チタン、オレイン酸をそれぞれ重量比18:7:5の比率で混合した油膜を用い、流れの中に10分間さらした後、翼表面の流れパターンをデジタルカメラで撮影した。

### 3. 翼面上の流れと後縁から発生する騒音の特性

#### 3.1 NACA0012 翼

図3にNACA0012翼の騒音周波数解析結果の一例を示す。いずれのレイノルズ数においても $\alpha$ の増加につれて、音圧レベルがピークとなる周波数が低周波側に移動すると共にそのSPLのピーク値も低下している。また、ピークとなる周波数は1~4kHzと、人体が敏感に騒音を感じる領域であり、何らかの低減策をとる必要は明らかである。

さて、 $\alpha$ の変化に伴う各ピーク値の特性に関してまとめたものを図4に示す。(a)は $\alpha$ によるピーク周波数変化の様子である。いずれのレイノルズ数についても $\alpha$ の絶対値の増加と共にピーク周波数は低下し、それぞれある角度を超えるとほぼ一定値を取っている。(b)は音圧レベルの変化を示す。いずれのレイノルズ数においても、 $\alpha$ の絶対値の増加と共に一旦上昇した音圧レベルは減少に転ずる。また、レイノルズ数の増加と共に最高値を取る $\alpha$ の値は減少している。

図5(a)~(c)に翼表面流れの可視化結果例を示す。翼表面流れは、 $\alpha=0^\circ$ の時、負圧面最大翼厚付近に逆圧力勾配が生じ、はく離する。そして翼後縁に境界層が形成され、その上下からカルマン渦が放出される。模式図中S, RS, RA, RFはそれぞれはく離、再はく離、再付着、逆流を表している(以下同様)。

離散周波数騒音が強く発生している $\alpha=3^\circ \sim 6^\circ$ の範

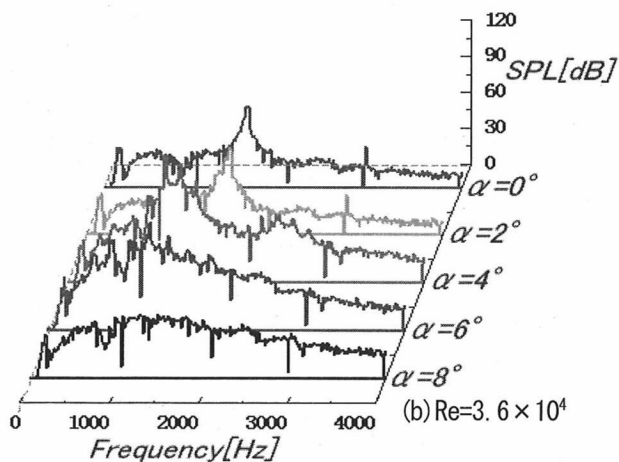
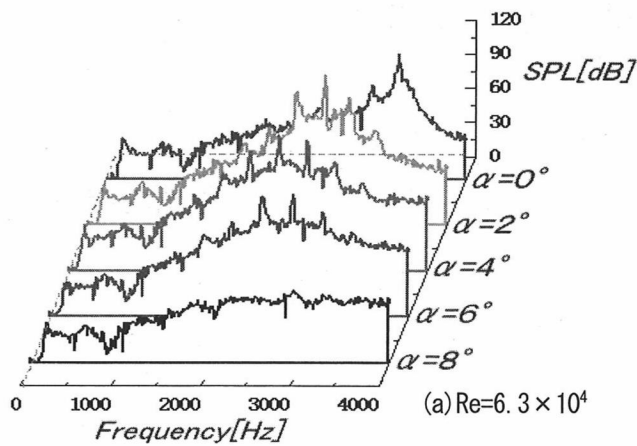
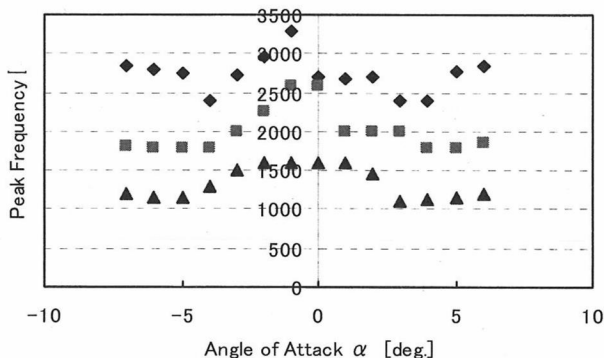
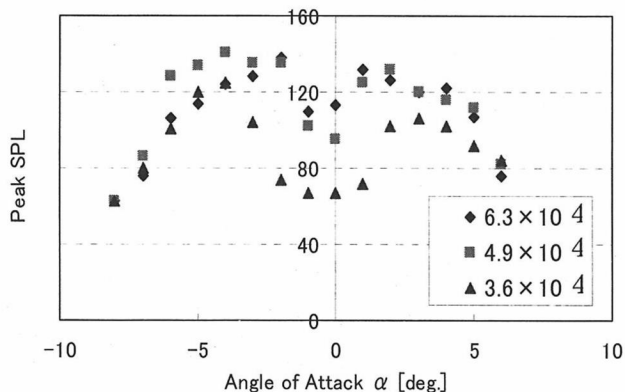


図3 NACA0012 翼の騒音特性



(a) 迎え角とピーク音圧レベルの関係



(b) 迎え角と騒音ピーク周波数の関係

図4  $\alpha$ ,  $Re$  による騒音特性の変化(NACA0012)

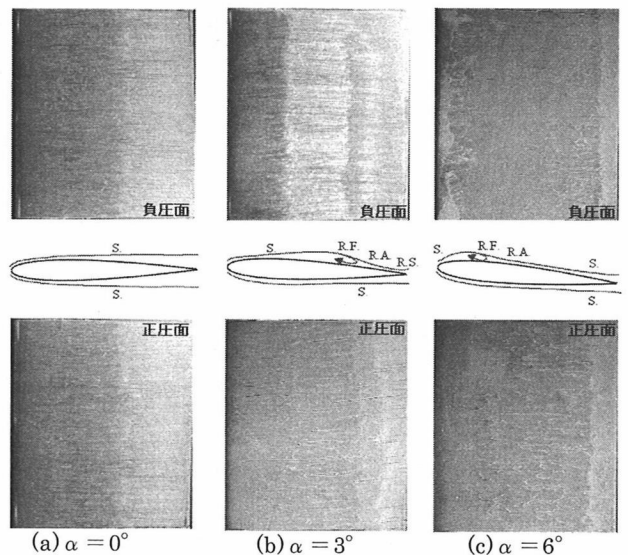


図5 NACA0012 翼可視化結果( $Re=6.0 \times 10^4$ )

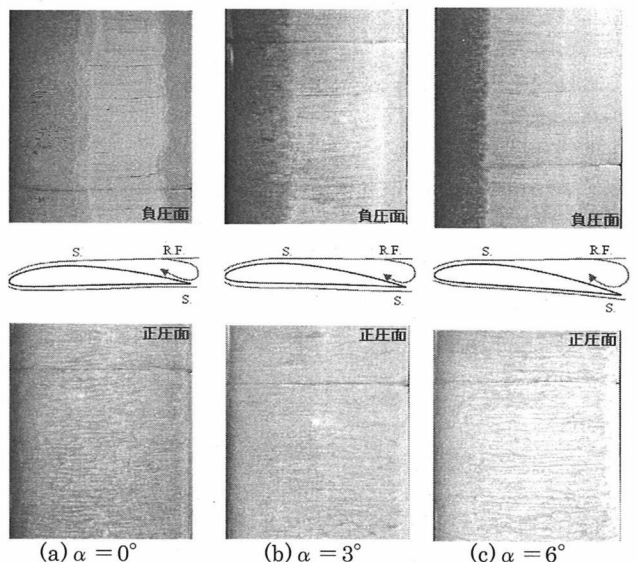


図6 NACA4412 翼可視化結果( $Re=6.0 \times 10^4$ )

図では、逆圧力勾配が前縁側へ移動するので迎角の増加とともに離点は翼前縁へ移動し、翼後縁には逆流が生じている。この逆流は迎角と共に翼前縁側へ移動し、後方には再付着、再はく離が生じている。これより負圧面側の翼後縁近傍にはより厚い境界層が形成される。

また正圧面では、迎角の増加とともに離点は翼後縁側に移動し、正圧面側の境界層は薄くなるが、負圧面側の主流の位置が翼面から離れるので、翼の上下面から発生する渦の干渉が強まり一時的に離散周波数騒音が増加するものと考えられる。

なお、ここには示さないが離散周波数のピークが確認されなくなる  $\alpha=9^\circ$  になると流れは翼前縁ではく離し、最大翼厚付近に逆流が生じる。そして、圧力勾配が大きいために翼表面に再付着することなく翼下流側へ流出する。また、正圧面は全面で付着流れである。この時、負圧面後縁に先ほどより厚い境界層が形成され、両面から放出される渦の間隔が大きくなるため渦の相互干渉が弱くなり離散周波数

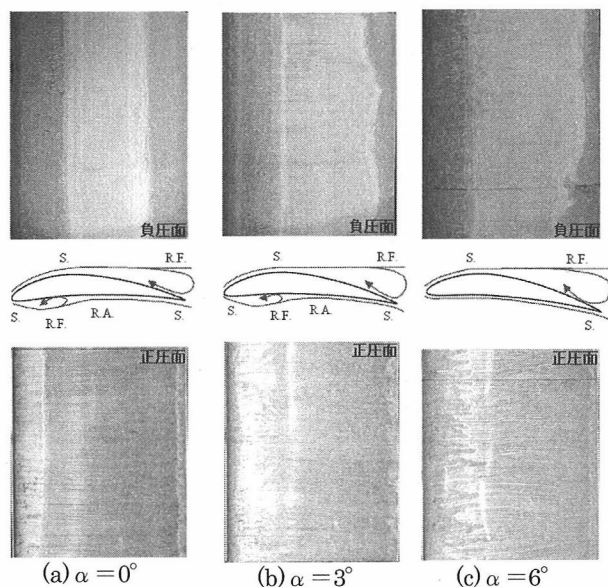


図7 NACA8412 翼可視化結果 ( $Re=6.0 \times 10^4$ )

騒音が減少したものと考えられる。αの値が更に増加すると逆流は翼後縁側に移動するものの、流れは再付着することなく下流へと放出される。

### 3.2 NACA4412 翼

図4(a)～(c)にαの変化に伴うNACA4412(正圧面が平面)の翼表面流れの可視化結果を示す。α=0°における負圧面の流れは、最大翼厚付近( $x/C=0.4$ )ではく離し、翼後縁で逆流が生じるものの、正圧面側の圧力勾配の増加がないため翼表面に再付着することなく翼下流へ流出している。また、圧力面において流れは全面付着し、そのまま下流へ向かっている。

α=3°～6°の負圧面側の流れでは、はく離点および翼後縁に生じた逆流がα=0°に比べて翼前縁側へ移動している。この時、流れは再付着しない。一方、正圧面の流れはα=0°の時と同様、全面付着流れである。

ここには示さないが離散周波数騒音が確認されなくなるα=9°を超えると、負圧面の流れは翼前縁ではく離し、最大翼厚付近で再付着、翼後縁で再びはく離する。また、迎角と共に再付着点は翼前縁側へ移動している。一方、正圧面の流れはα=6°と同様に全面付着流れである。

### 3.3 NACA8412 翼

図5(a)～(c)にαの変化に伴うNACA8412(反りを有する)の翼表面流れの可視化結果を示す。α=0°のとき、負圧面の流れは最大翼厚付近( $x/C=0.3$ )ではく離し、翼後縁近傍で逆流を生じている。一方、正圧面では翼前縁ではく離し、その影響で流れは逆流する。そして最大翼厚付近で再付着し、そのまま翼後縁まで付着流れとなる。

迎角α=3°～6°のとき、負圧面において迎角が大きくなるにつれてはく離点が翼前縁へ移動し、後縁に逆流が生じる。また、正圧面においては、αの増加と共にはく離点および再付着点、再びはく離点は翼後縁へ移動し、α=6°では最大翼厚付近ではく離し、そのまま逆流することなく翼下流へと流出している。

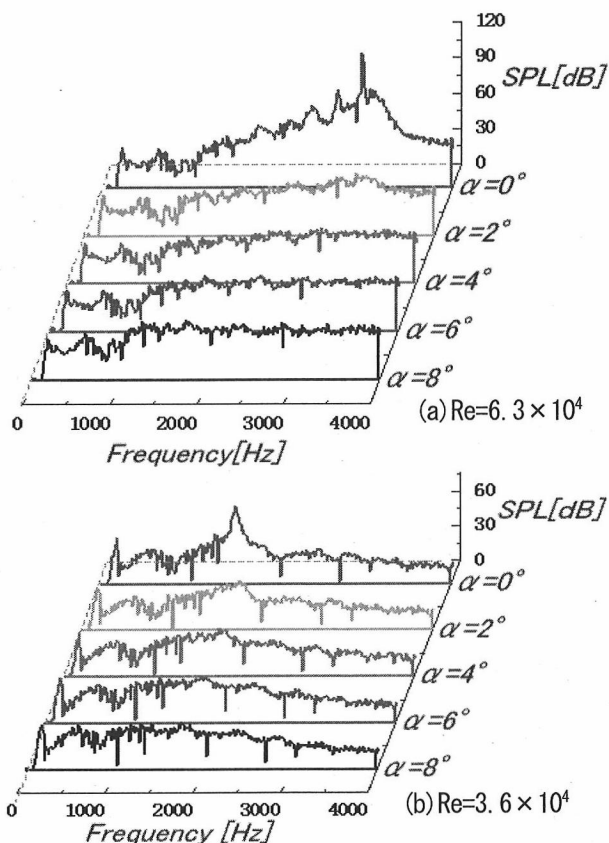


図8 7度取付翼の騒音特性 ( $\phi=0.4\text{mm}$ ,  $x/c=0.1$ )

離散周波数騒音が確認されなくなる迎角α=6°以降の流れにおいては、負圧面側のはく離点は前縁側へ移動し、正圧面ではく離点は後縁に移動し、やがて全面付着流れとなっている。

### 4. トリップワイヤの効果

以上の翼面上の流れ観察および騒音計測の結果より、翼負圧面側のはく離位置がある程度上流側にあり、境界層の厚みが周期的渦の形成に適した厚みとなったときに大きな離散周波数騒音が観測される事が解った。従って、翼後縁近傍ではく離を促進させることで境界層を厚くし、渦の上下間隔を離すことで相互干渉を弱めるか、後縁近傍で流れの再付着を促し、翼の上下面からの周期的な渦が形成されにくくすることで、後縁からの離散周波数騒音を低減する事が可能であることになる。

ここでは、翼後縁から発生するカルマン渦による離散周波数騒音低減の一つの方策として、後縁付近の流れの境界層厚さを制御し渦の相互干渉を弱める事を試みる。この目的のため、翼の負圧面前縁近傍にトリップワイヤを取り付け、これによる翼面上の流れの変化と、騒音の低減状況との関係について検討を行う。

本報では、特にαによる離散周波数変動の大きかったNACA0012翼について述べる。使用したワイヤの径はφ=0.2, 0.4, 0.7, 1.2, 2.34mmの5種で、翼最厚部に対する比はそれぞれ0.04, 0.08, 0.15, 0.25, 0.49である。図5に示した可視化結果より、負圧面のはく離位置は、風速4m/s時、実機の相対迎角α=5°においてx/C=0.3以下である。そこで、x/C=0.1～0.3の間にこの5種類のワイヤを取り付け騒音測定した。騒音低減計測の結果の

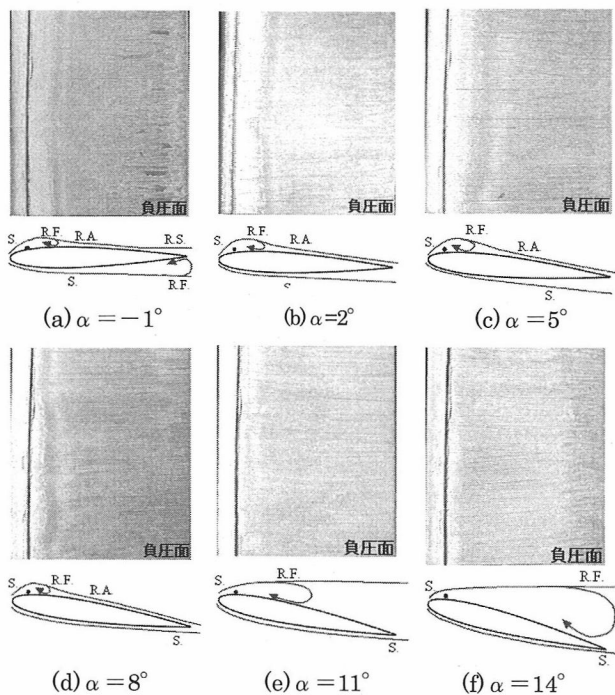


図9 トリッピングワイヤ取付後の流れ( $Re=6.0 \times 10^4$ )

一例を図8に示す。これらの条件では、レイノルズ数に関わらず、図3(a)(b)それぞれに示した値に比して100dBほどの大幅な騒音低下を示している。また、(b)に示すようにレイノルズ数が減少すると負圧面側の流れが翼に近づきやすくなるため、騒音の減少量は若干少なくなり、ワイヤを取付た後にもわずかに離散周波数騒音のピークの存在が確認される。このほか5種類全てにおいて離散周波数騒音の低減効果が確認されたが、 $x/C=0.1$ と $0.3$ ではワイヤ径の違いによる差異はほとんど無かった。

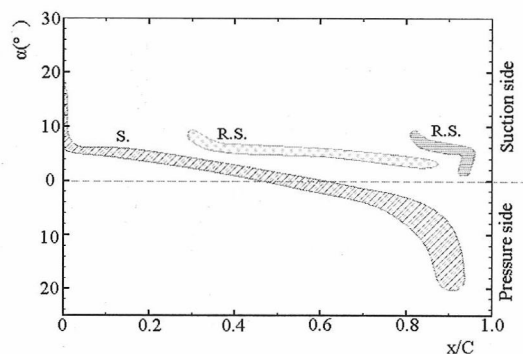
次に、翼表面流れに対する効果を調べるため、特に抗力増加の少なかった $\phi=0.4\text{mm}$ のワイヤを $x/C=0.1$ の位置に取り付けた場合の可視化結果を図9に、その結果をまとめたものを図10に示す。図10(a)はトリッピングワイヤ取り付け前の可視化結果をまとめたもの示し、図中波線上側が負圧面、下側が正圧面を示している。図10(b)に示すワイヤ取り付け後の流れと比較すると、はく離・再付着位置が前縁側へ移動していることが分かる。また、 $\alpha=5^\circ$ 付近の再はく離は観測されなくなった。このことから翼後縁に形成される境界層は薄くなり、翼の上下面からの巻き上がりが起こらなくなったため翼の上下面から交互に渦が発生する形態ではなくなることで騒音の低下に繋がったと考えることが出来る。なお、図10(c)に示す通り、正圧面に関してはワイヤを取り付けたことによる影響はほとんど見られなかった。

騒音低減と翼の揚抗力の関係も重要であり、この点に関しては次報で報告する。

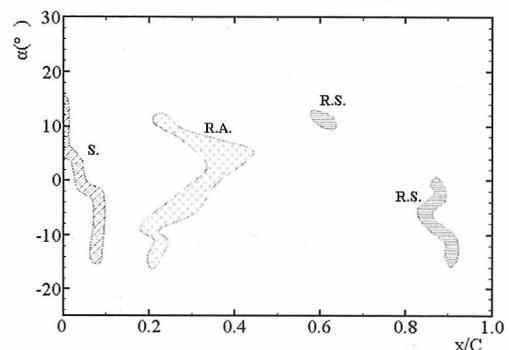
## 5. まとめ

翼騒音の低減をはかるための第一段階として、二次元翼を定常流中におき流れを制御しつつ翼面流れと騒音の関係を調べ、以下の結果を得た。

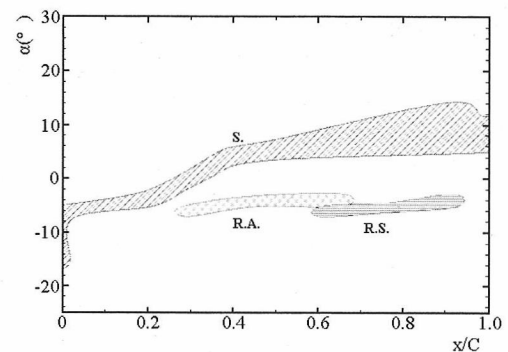
- (1) 小型風車用翼型から発生する離散周波数騒音は、人体が非常に敏感な $2 \sim 4\text{kHz}$ の範囲に分布する。



(a) トリッピングワイヤ取付前



(b) トリッピングワイヤあり(正圧面)



(c) トリッピングワイヤあり(負圧面)

図10 翼面上の流れのまとめ

- (2) 離散周波数騒音は、 $Re$ の増加/迎角の減少に伴い低周波数側へ移動し、量はそりのあるものほど小さい。
- (3) 後流の厚みが十分に薄い場合、もしくは流れが早期にはく離した場合に騒音音圧レベルは低下する。
- (4) 翼負圧面前縁側にトリッピングワイヤを取り付けることで、後流厚みを制御し騒音のピークを低減出来る。

最後に本研究のデータの取り纏めには、元岩手大学工学部学生本地香織君の助力を得た。付記し謝意を表する。

## 参考文献

- (1) A. McAlpine et al., On the Generation of Discrete Frequency Tones by the Flow Around an Aerofoil, J. Sound Vibration, 1999, 272(5), 753-779
- (2) 藤沢延行ほか3名：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、可視化論、21-9, 123-129