

小型風車の騒音低減に関する研究

—小型低騒音風洞の試作と風車翼騒音の特性解析—

A Study on Noise Reduction of Small Size Wind Turbine

Trial Construction of Low Noise Wind Tunnel and Wing Aerodynamic Noise Analysis

小野寺英輝*1
ONODERA Hideki

佐藤由希子*2
SATO Yukiko

*1 Associate Professor, Dept.Mech.Eng., Iwate Univ. 4-3-5, Morioka, Iwate, 020-8551, Japan
Tel./Fax. 019-621-6433, e-mail: hideki@iwate-u.ac.jp

*2 ex. Graduate Student, Iwate Univ.

Abstract

Recently, wind energy is observed as the energy which the environmental load is little. Especially, small-size wind turbine being used in urban district as a emergency electric power source, increases. However, the wing tip noise which accompanies with the high turning speed of the turbine is the problem which cannot be ignored. Then, in this dissertation for noise measurement, the low-noise wind tunnel is produced. And using this apparatus, occurrence circumstance of wing tip noise is considered on the basis of the flow visualization result. Finally, the attempt which decreases blade tip noise by using the tripping wire is described.

キーワード：小型風車，空力騒音，周波数解析，騒音低減

Key Words：Small Size Wind Turbine, Wing Tip Noise, Spectrum Analysis, Noise Reduction

1. はじめに

近年，環境負荷の少ない再生可能エネルギー源として風力が注目されている。現在は，1MWクラスの大型風車を集合させたウインドファームが主流であるが，都市空間内の非常用電源や，島嶼・深山あるいは途上国の非電化地域への電源供給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，装置の小型化は風車翼の回転数増大につながり，特に都市空間内での利用を考える時，翼の回転に伴う空力騒音（いわゆる風切り音）の発生は無視できない問題となる。この空力騒音は，離散周波数と広帯域周波

数それぞれの成分が合成されたものであるが，翼型や迎角，風速により特性は非相似的に変化する。このような特性を持った翼まわりの空力騒音の発生機構については数多く研究されており，実験的に翼騒音の発生状況を調べたもの¹⁾²⁾，数値モデル化によりその機構を解明したものの³⁾，あるいは渦の発生と騒音の関係について詳細な可視化から考察したもの⁴⁾等がある。しかし，翼の表面改質を含めた翼形状の変化や迎え角の変化が騒音発生に与える効果とその機構について，翼面あるいは翼後縁近傍における流れの観察結果から総合的に考察したものは，ほとんど見られない。

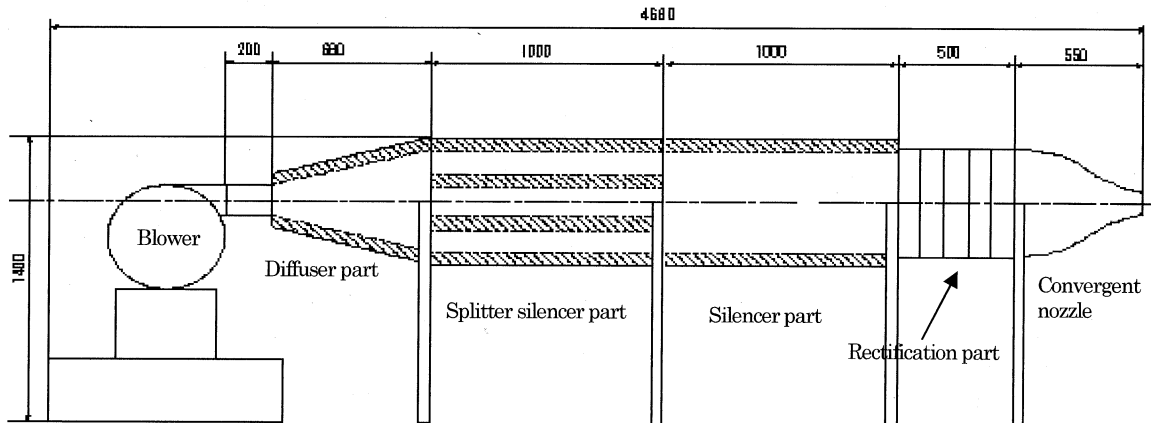


Fig. 1 Schematic of present low-noise wind tunnel

第26回風力エネルギーシンポジウムにて講演

*1 岩手大学工学部

〒020-8551 盛岡市上田4-3-5

e-mail: hideki@iwate-u.ac.jp

*2 もと岩手大学大学院生

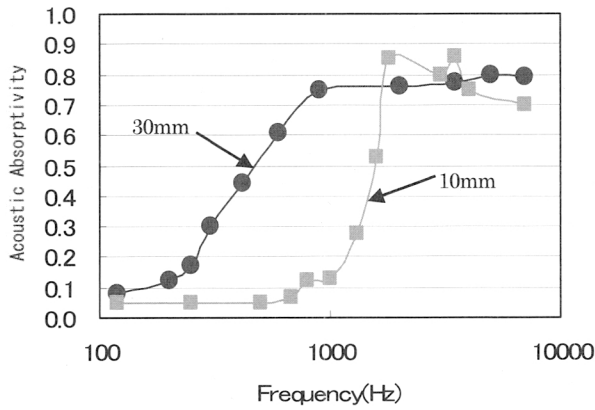


Fig. 2 Acoustic absorptivity of the material

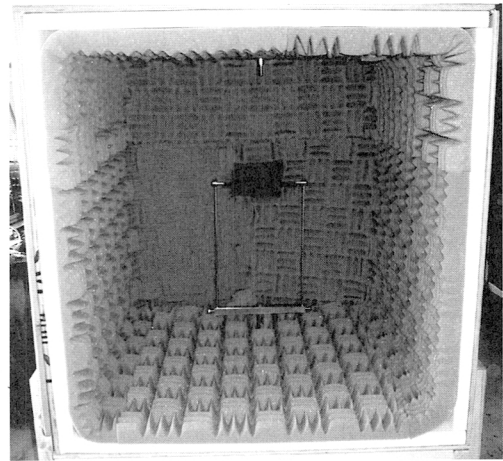


Fig. 5 Semi-non-echo chamber

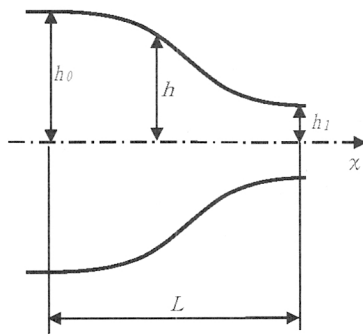


Fig. 3 Dimensions of convergent nozzle

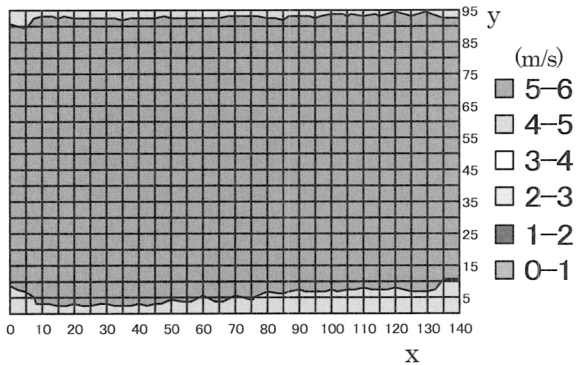


Fig. 4 Wind velocity contour at the outlet ($v_{center}=5.74\text{m/s}$)

本研究は、風車翼から発生する空力騒音を低減し、都市空間内等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。この報告では、まず、モデル翼による空力騒音の定量的計測により、その発生機構と低減方策を調べるため、暗騒音が十分に小さい小型低騒音風洞と計測用の半無響チャンバを試作し、その特性について述べる。次に、この低騒音風洞を用いて定常状態の静止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る発生機構の確認を行ない、次に騒音の発生と密接に関わる流れのはく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。

Table 1 Variation of wind velocity

中心風速 (m/s)	風速の ばらつき (+側) (%)	風速の ばらつき (-側) (%)
5.74	0.17	0.34
12.4	0.57	0.16
14.7	0.75	0.41
20.2	0.65	0.4
22.9	0.88	0.44
24.3	0.82	0.41
25.3	0.87	0.47

2. 風洞の基本設計

試作した風洞は設置場所の関係で、送風機を含めた全長が5 m以下の単純吹き出し式（開放型）とし、出口断面は100mm×150mm、出口風速25m/s以上を基本的な設計条件とした。風洞の概略を図1に示す。ディフューザ部の拡大角は、極力全長を短縮するため、流れがはく離しない範囲で大きくとり14°とした。中央に二段設けたサイレンサ部は、内壁面に設置した吸音材でブロウ騒音及び流体騒音を吸収することと流れの均一性を得るための部分であり、吸音材が流れに接する表面積を極力増やすと共に、断面積も大きく取る必要があるが、試作風洞では加工能力の関係で横方向への拡大は行えなかったのでブロウ出口に対する断面積拡大比は3.3となっている。

低騒音風洞を製作する上で最も重要な吸音材にはモルトブレンSC（イノアックコーポレーション製）を使用した。この材料の吸音特性を図2に示す。製造所によるカタログデータには、厚さが10mmおよび30mmのもののみしか示されていなかったが、厚さの増加に伴い0.8以上の高い吸音率を示す周波数範囲が高低両周波数領域で広がる傾向にあるので、剛体壁に密着させた吸音体は、自重による剥落が発生しない範囲で厚くし、50mmに設定した。

さて、吸音材による騒音レベルの減少量 β は次式で表

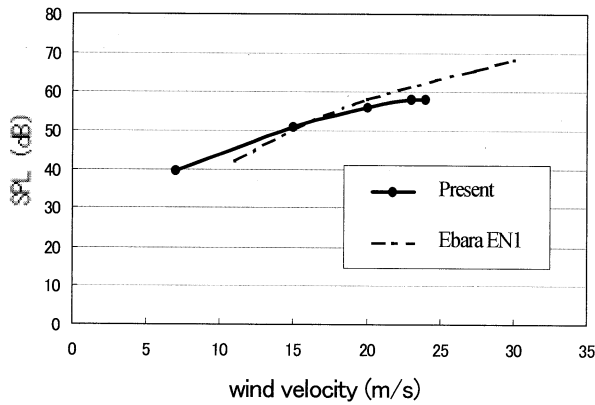


Fig. 6 Background noise level of the present wind tunnel

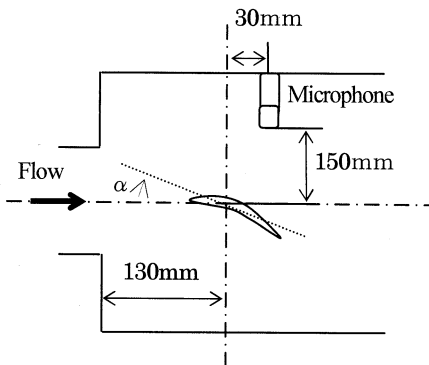


Fig. 7 Schematic of noise measuring system

わされる⁵⁾。

$$\beta = KLB / S$$

ここで K は吸音定数 (本条件では $K=1.3$)、 L は吸音部の長さ、 B は吸音材を張り付ける部分の断面ぬれ縁長さ、 S はダクトの吸音材を含んだ断面積を表す。この式に今回の風洞諸元値を代入すると設計上の騒音低減割合はディフューザ部 7.0dB、スプリッタサイレンサ部 14.7dB、サイレンサ部 7.0dB の計 28.7dB である。吸音材はディフューザ部では上下左右の内面に、スプリッタサイレンサ部では流れの中の騒音を吸収するため管壁の他にも流路内に厚さ 50mm のものを二列に配した。そしてこの流路中央の吸音壁による流れの乱れを回復させるために設置した次のサイレンサ部では管壁のみに取り付けてある。

一連の過程で雑音を吸収された流れは、続く整流部に入るが、この区間には幅 100mm、一辺 10mm の強化厚紙製直交格子のハニカム (開口率約 98.9%) を一段、次いで #30 で開口率 50% の金網を 100mm おきに五列配置し、流れの全領域が乱流速度分布を示し等速度となるようにした。

縮流ノズルの形状は、過去の例に倣って流れに乱れが発生しにくい下記の式で表される曲線を使用した⁵⁾。なお、各記号の意味は図 3 に示した通りである。

$$h = \frac{2(h_0 - h_1)}{L^3} x^3 + \frac{3(h_1 - h_0)}{L^2} x^2 + h_0$$

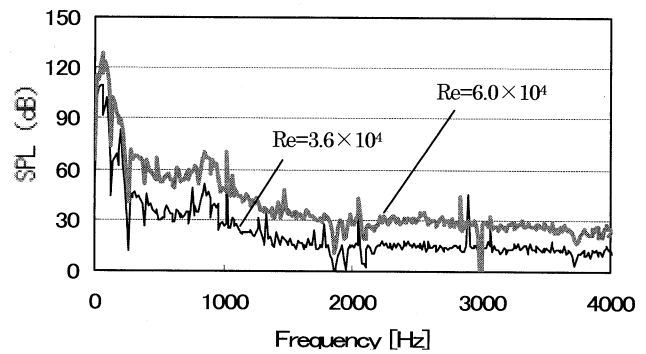


Fig. 8 Background noise of the present wind tunnel

なお、風洞の外壁は 2mm 厚、フランジ部は 4mm 厚の軟鋼板を使用している。送風機にはシロッコファン式の極低騒音型 (最大風量 32m³/s, 最大静圧 1.15kPa) のものを用いた。

図 4 に風洞の出口から 55mm の位置で計測した、中心風速 5.74m/s の場合の断面風速分布を示す。風速計測には静圧ピトー管とゲッチング式マノメータを用いた。この風速条件では、吹き出し口に向かって左下端を原点として、 y 方向に関して $20\text{mm} < y < 80\text{mm}$ の範囲で、また、 x 方向は $0\text{mm} < x < 140\text{mm}$ の全範囲に亘って風速のばらつきは+側が最大 0.01m/s、一方で、-側も 0.02m/s (百分率ではそれぞれ +0.17%, -0.34%) であり、他の風速に関しても表 1 に示した通り、同じ x 、 y の範囲内では、中心流速に対するばらつきは最大でも 0.87% に留まり、十分実用レベルに達していると言える。また、吹き出し口下流側に、放射音波を吸収するための吸音材 (SONEX UNX2) を下流側を除いた内側五面に取り付けた、内法の一辺を 0.8m とした立方体形状の下流解放型半無響チャンバ (図 5) を設置した状態で、吹き出し口の直上方 0.3m の位置で計測した、風速の変化に伴う気流騒音の変化の関係を図 6 に示す。送風機単体の場合、吹き出し口から発生する騒音は図中実線の範囲と同じ風速範囲では 39~84dB であったので、風洞と半無響チャンバにより、低風速領域では実験室雰囲気の暗騒音レベルと同等の値まで低減されているほか、最大風速では 26dB の低下を示した。参考として荏原製作所の低騒音風洞 (EN-1) の風速による騒音レベル変化の様子⁶⁾併せて示しているが、寸法諸元は異なるものの騒音レベルについてこの二基は同等となっている事がわかり、今回試作したものは低騒音風洞としてほぼ実用的なレベルにあるものと考えられる。

3. 実験方法

実験は翼弦長を代表寸法としたレイノルズ $Re=3.6 \times 10^4$ 、 4.9×10^4 、 6.3×10^4 (一部 6.0×10^4) の三種類について計測を行った。これらの値は、小型風車が風速 3~5m/s 程度で運転している場合にほぼ相当する。

3.1 騒音計測

騒音計測に用いた供試翼はジュラルミン製で、風力エネルギー

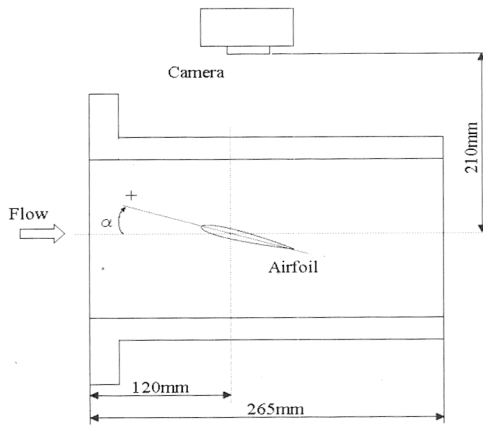


Fig. 9 Schematic of flow visualization system

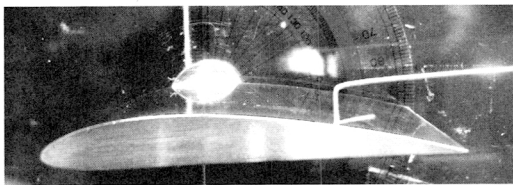


Fig. 10 Surface flow verification by a tuft

NACA0012 を基準とし、はく離を主とした翼面周りの流れの変化が空力騒音発生に及ぼす影響を比較解析するため、正圧面が平面である NACA4412, 反りのある NACA8412 を加えた三種を使用した。いずれの翼も弦長 39mm, スパン 200mm, 最大翼厚 4.8mm である。これらの翼を半無響チャンバ内に設置し、風速と迎角 α を変化させ、翼から発生する騒音の周波数分布を計測した。図 7 に騒音計測システムの概略を示す。測定には、騒音計 (KANOMAX Sound level meter 420), データロガ (HIOKI 8808) を用い、サンプリング周波数は 8kHz, 計測時間を 6s とした。データの周波数解析は解析ソフトウェア (micro origin FFT) を用いて行った。

図 8 に風洞運転時の暗騒音音圧レベルに関する周波数解析結果の例を示す。図中に示したレイノルズ数は本報告で用いたモデルの翼弦長を代表寸法としたものであり、 $Re=3.6 \times 10^4$ は風洞出口風速 14m/s, $Re=6.0 \times 10^4$ は、23m/s にそれぞれ相当する。図 2 に示した吸音材の性能面から、吸音率の小さい約 300Hz 以下の領域では暗騒音レベルは高いが、それ以上の周波数範囲では十分実用水準まで暗騒音の低減が計られていることがわかる。以下、それぞれの一連の計測開始時の暗騒音音圧レベルを基準として結果を表記する。

なお、通常の FFT 解析においては周波数の表記は、誤差の関係でサンプリング周波数の 30%程度を上限とするのが一般的であるが、本研究では計測設備の制約から、これ以上のサンプリング周波数を設定することが出来なかった。したがって、2500Hz 程度より大きい周波数の領域では、分析値には定量的には無視できない誤差が含まれている可能性があるが、前出の図 8 においても、この

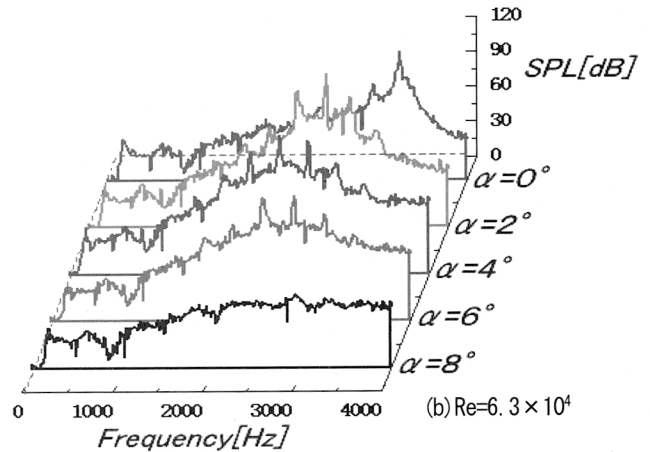
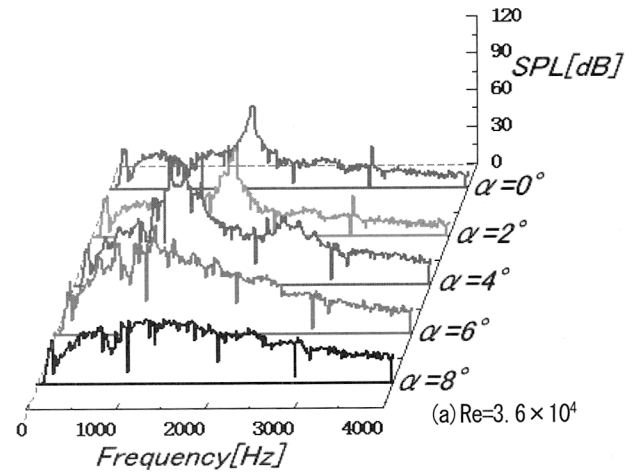


Fig. 11 Noise characteristics of NACA0012

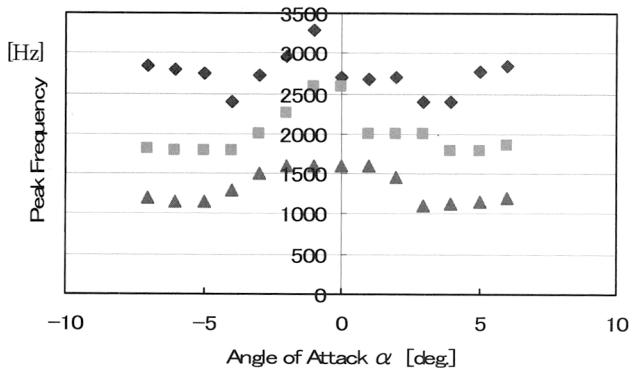
範囲に目立った特性の変化が見られないことも併せて、定性的傾向としては大きく誤ってはいないと考えられるので、データ精度の限界に留意しつつ今後の考察を行うこととする。

3.2 翼表面流れの可視化

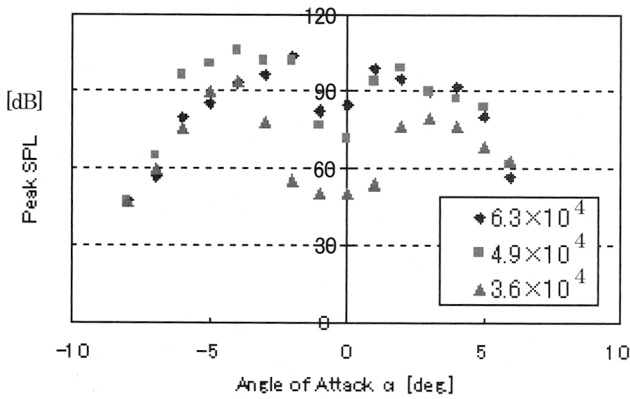
図 9 に可視化実験に使用した観測部の概略を示す。観測部はアクリル製で、内断面寸法 94mm×146mm, 長さ 250mm の開放型である。供試翼はスパンが 145mm である以外は騒音測定用のものと同一寸法である。

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 の比率で混合した十分に粘度の小さい油膜を用い、各流速条件での定常流れの中に 10 分間設置した後、翼表面に生じた流れパターンをデジタルカメラで撮影した。

さて、通常油膜法を用いて可視化を行う場合、流れの変化を明確に捉えるためには、油の粘性やトレーサ粒子サイズ、および流れが極端に小さな物体では寸度効果により、同一のレイノルズ数においても流れの相似性が保たれない事などの関係で、翼弦長は今回の三倍程度取るのが一般的である。しかし、この報告では実験設備上の制約から、39mm という短い弦長の翼を使わざるを得なかった。そこで、塗膜の粘性を極力低下させることと酸化チタンをふるいに掛け微細粒子のみを用いることでこ



(a) Angle of attack with peak sound level frequency



(b) Angle of attack with peak sound pressure level

Fig. 12 Noise characteristics of NACA0012

の問題をある程度克服して解析を行うことにした。最終的に現象の変化点の確認は油膜の変化のほか、流れに極力影響を与えないように細いピアノ線の前に取り付けた微細なタフトを流れの中に挿入し、その挙動も併せて各位置での流れの様相を確定した(図10)。前述の通り、翼弦長の短さに伴う相対的な剥離位置の変化も若干懸念されるが、本報で行うような騒音発生原理に関する定性的な議論には耐えられる内容の結果が得られたものと考えている。

4. 翼面上の流れと後縁から発生する騒音の特性

4.1 NACA0012 翼

図11にNACA0012翼から発生する騒音の周波数解析結果の一部を示す。(a)は $Re=3.6 \times 10^4$ の場合、(b)は流速の増加した $Re=6.3 \times 10^4$ の場合を示している。いずれのレイノルズ数においても α の増加につれて、音圧レベル(SPL)が最大(ピーク)値を取る周波数が低周波側に移動すると共に、そのSPLの最大(ピーク)値も低下していることがわかる。一方で、ピークを示す周波数の存在範囲は1~4kHzの間にあるが、これは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があることは明らかである。

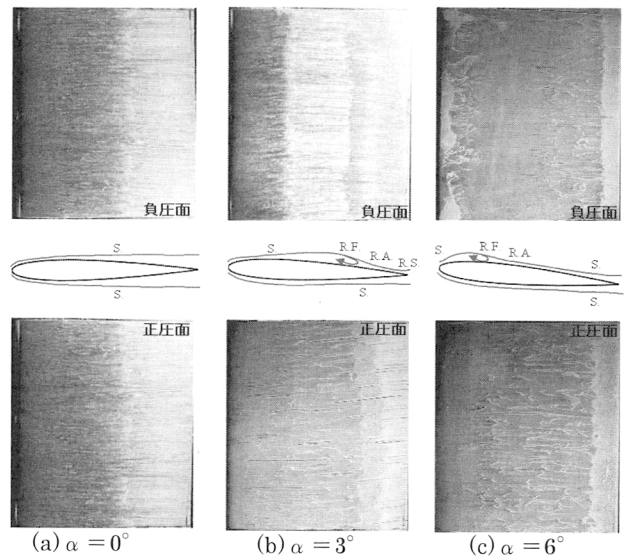


Fig. 13 Surface flow of NACA0012 ($Re=6.0 \times 10^4$)

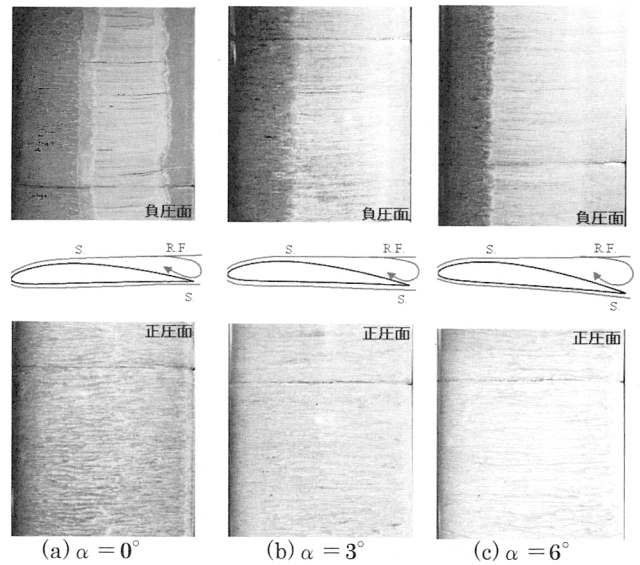


Fig. 14 Surface flow of NACA4412 ($Re=6.0 \times 10^4$)

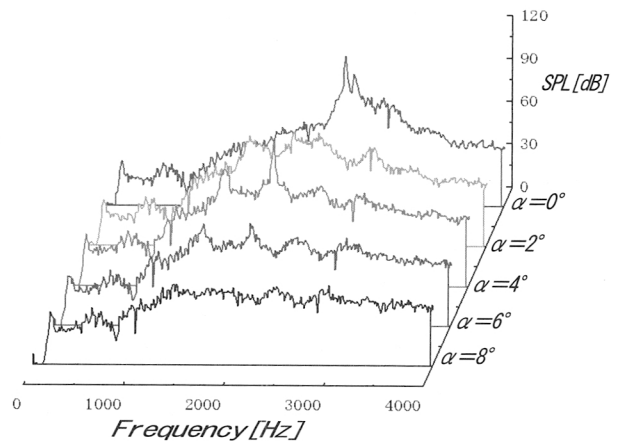


Fig. 15 Noise characteristics of NACA4412 ($Re=6.0 \times 10^4$)

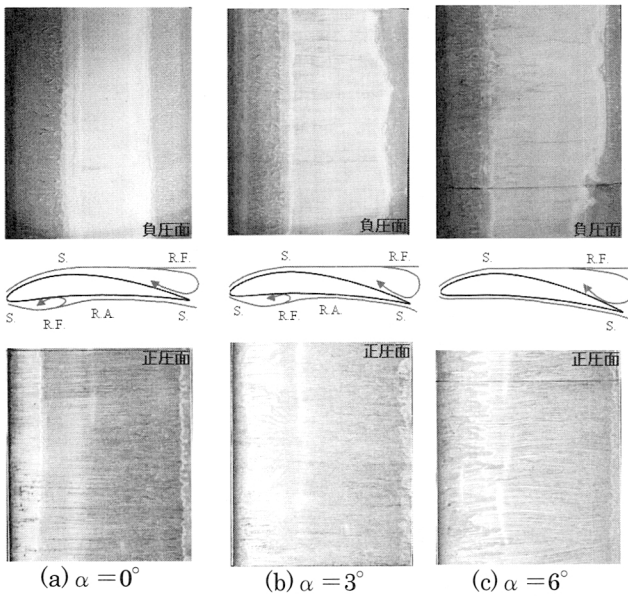


Fig. 16 Surface flow of NACA8412 ($Re=6.0 \times 10^4$)

さて、 α の変化に伴う、各レイノルズ数における SPL のピーク値の特性に関してまとめたものを図 12 に示す。(a)はいくつかある音圧レベルのピークのうち、音圧レベルがその系列内で最大値を取っている離散周波数の値と α の変化の関係を示している。いずれのレイノルズ数についても α の絶対値の増加と共に最大のピークを取る周波数は低下し、それぞれある角度を越えると、 $Re=6.3 \times 10^4$ の場合は増加するが、それより小さいレイノルズ数では、ほぼ一定値をとっている。(b)は各レイノルズ数における騒音の音圧レベルの最高値を示す。この図では正負迎角でのピーク値の分布が若干異なっているように見えるが、これは翼後縁形状のわずかな非対称性と流れの不均一性にもなるものと考えられるが、定性的分析は可能であり、いずれのレイノルズ数においても、 α 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事が言える。また、レイノルズ数の増加と共に最高値を取る α の値は減少している。

図 13(a)~(c)に $Re=6.0 \times 10^4$ の場合の翼表面流れの可視化結果を示す。可視化計測は $\alpha=0^\circ \sim 9^\circ$ まで 3° 間隔で四種類行ったが、以降では風車翼としての実用範囲である $\alpha=0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ の三種類についての観察結果のみを示す。翼表面流れは、 $\alpha=0^\circ$ の時、负压面最大翼厚付近に逆圧力勾配が生じてはく離し、翼後縁部には境界層が形成され、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、逆流を表す(以下同様)。

図 12(b)より、音圧レベルにして 100~140dB の比較的范围の大きな離散周波数騒音が観測されるのは $\alpha=0^\circ \sim 5^\circ$ 程度の範囲であることがわかる。可視化結果を見ると、 $\alpha=0^\circ$ の場合には対称翼であるので上下面とも同じ流れの様相を示し、はく離は翼弦の中央付近で発生している。この場合、翼後縁における上・下面の主流間隔は

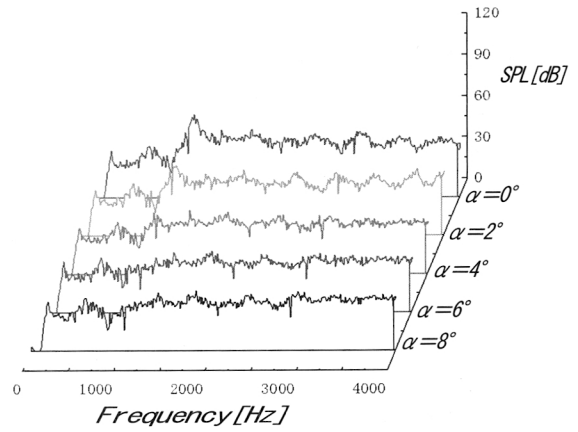


Fig. 17 Noise characteristics of NACA8412 ($Re=6.0 \times 10^4$)

最大翼厚程度に広がっているので、後縁から発生する渦は比較的弱くなる。しかし、(b)に示す $\alpha=3^\circ$ の図を見ると、迎角の増加とともに逆圧力勾配(逆流)領域は前縁側へ移動し、これに伴って、はく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、再はく離が生じるが、负压面側の翼後縁近傍に形成される境界層は 0° の場合に比して薄くなる。迎角が更に増加した(c)に示す $\alpha=6^\circ$ の場合、正圧面では更にはく離点が翼後縁側に移動し、翼後縁での正圧面側境界層は薄くなるが、その一方、负压面側では、はく離点が上流側に移動するので、主流の位置が翼表面から上方に離れることになり、翼の後縁での主流間距離が離れ、仮想的な翼端厚みが増加する。こうなると、 $\alpha=3^\circ$ 近傍では、上下面から流出する流れが接近したことに伴い、翼後縁の仮想的厚みが薄くなったことで、それまで弱まっていた後縁から放出される渦の干渉が再び強まり、離散周波数騒音が増加することになる。このような一連の現象によって図 12(b)の結果が説明できる。なお、この原理については第5項で詳述する。

ここには示さないが、更に α が増加し、離散周波数のピークが確認されなくなると流れは翼前縁ではく離し、逆流領域は最大翼厚付近にまで広がる。そして、圧力勾配が大きいため翼表面に再付着することなく翼下流側へ流出する。一方、正圧面は全面で付着流れとなっており、负压面後縁に前記の場合より厚い境界層が形成され、正・负压両面から放出される渦の上下方向の間隔が大きくなるため渦の相互干渉が弱くなるために、離散周波数騒音が減少しているものと考えられる。

4.2 NACA4412 翼

図 14(a)~(c)に $Re=6.0 \times 10^4$ における α の変化に伴う NACA4412(正圧面側が平面)の翼表面流れの可視化結果を示す。 $\alpha=0^\circ$ における负压面の流れは、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、流れは翼表面に再付着することなく翼下流へ流出している。

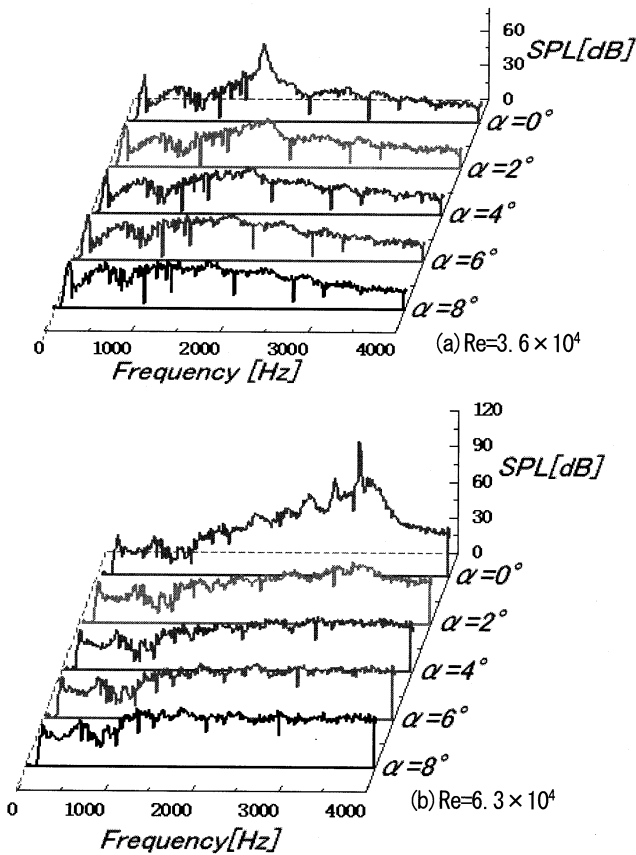


Fig. 18 Sound characteristics with wire ($\phi=0.4\text{mm}$, $x/c=0.1$)

一方、正圧面においては流れが全面付着し、そのまま下流へ向かっている。

$\alpha=3^\circ \sim 6^\circ$ 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 $\alpha=0^\circ$ 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、正圧面側の流れは $\alpha=0^\circ$ の時と同様、全面付着流れである。

ここでは示していないが、更に α が増加すると負圧面のはく離位置は翼前縁まで前進し、最大翼厚付近で再付着、翼後縁で再びはく離すると共に、再付着点は翼前縁側へ移動している。一方、正圧面側の流れは $\alpha=6^\circ$ と同様に全面付着流れであった。

図 15 に同条件における空力騒音の周波数解析結果を示す。上述のような翼後縁部での流れの変化に伴い、SPL のピークの最大値は迎え角を有する場合に 30dB 程度の減少を示すとともに、離散周波数ピークの数も減少している。また、その位置も低周波側に若干移動しているのがわかる。

4.3 NACA8412 翼

図 16(a)~(c) に前記二種と同じく $Re=6.0 \times 10^4$ における α の変化に伴う、反りを有する NACA8412 の翼表面流れの可視化結果を示す。 $\alpha=0^\circ$ 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、反りの影響で流れは逆流する。そして最大翼厚付近で主流は再

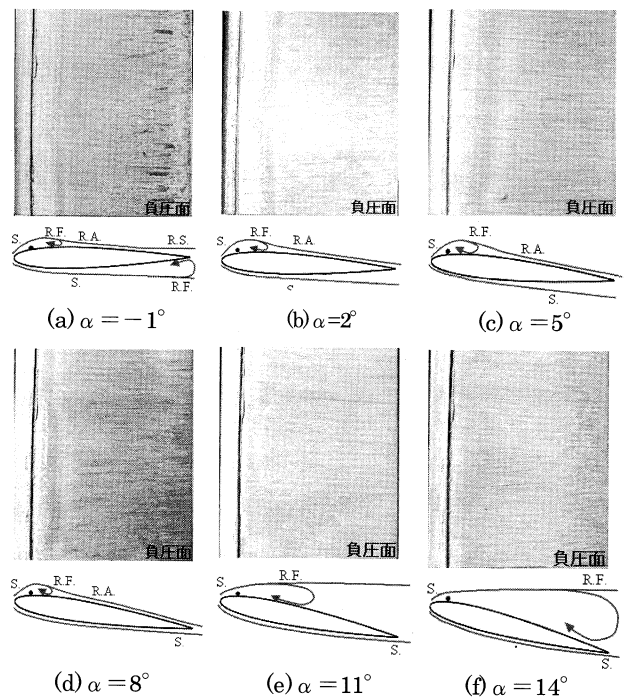


Fig. 19 Flow visualization with wire ($Re=6.0 \times 10^4$)

付着し、そのまま翼後縁まで付着流れとなる。

迎角 $\alpha=3^\circ \sim 6^\circ$ 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、後縁に逆流域が生じる。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、再はく離点は翼後縁へ移動し、 $\alpha=6^\circ$ 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 17 に同条件における騒音の周波数解析結果を示す。正・負圧面間の主流間隔がこれまでの二種の翼型に比して大幅に広がるので、渦の干渉が弱まり、SPL は最高値でも 60dB と、これまでの二種に比して大幅に低下すると共に、発生周波数も低周波側の 1000Hz 付近に移動していることがわかる。この図と可視化結果を比較すると、離散周波数騒音が確認されなくなる迎角 $\alpha=6^\circ$ 以上の場合、負圧面側のはく離点は前縁側へ移動し、正圧面では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ことがわかる。

5. 翼騒音の発生機構と低減方法

さて、周知の通り壁面境界層内の流れは主流に比して流速が小さくなる。これまでに示した、翼面上の流れを見ると、翼の正・負圧それぞれの面で成長した境界層は翼の後縁部で、ある厚みを持つが、主流から見るとこの厚みの内部、特に翼表面付近は流速が大きく低下しているので、主流との流速差が大きくなり、あたかも剛体壁であるかのような挙動を示すことになる⁸⁾。すなわち、境界層厚みの増加、あるいははく離によって、正・負圧面間の主流の距離が離れることは、翼後縁の厚みが増すことに相当する現象と言えるということである。

厚みを持った平板翼周りの渦放出に関しては、これまで
風力エネルギー

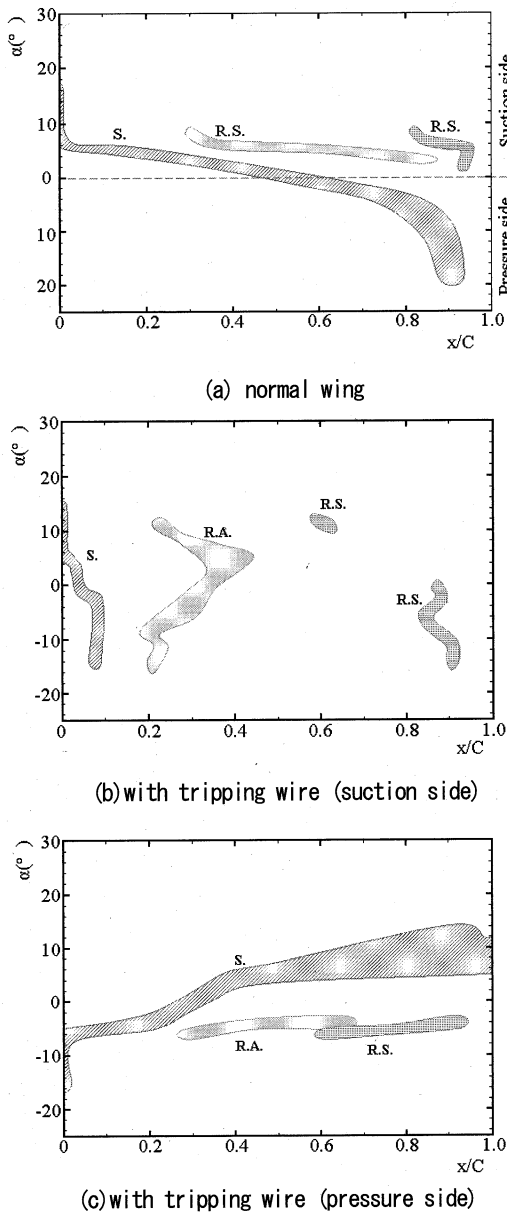


Fig. 20 Summary of the flow around a wing

での研究から、厚みが増すほど量的に少なくなり、その一方で、渦の大きさが増すことが示されている⁹⁾。この板厚をここで述べた境界層の厚みと読み替えれば、翼面上の流れの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、翼後縁付近において境界層がそれぞれ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になる。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、境界層を十分薄くすることによって、翼の上下面から規模が大きく周期的な渦が形成されにくくする事が出来、後縁から発生する離散周波数騒音を低減する事が可能になると考えられる。なお、前述のように、この厚みは、境界層内の速度分布に依存するので、流体の粘性に大きく左右され、翼の代

表寸法に対して相似とはならない。

さて、これ以降 α による離散周波数変動が特に大きかったNACA0012翼について、他の翼型周りの流れの観察結果も参考にして騒音低減策について検討を進めることにする。ここまでの考察により、対称翼型では、正圧面側でも流れは翼面からはく離するのに対して、他の翼型では正の迎角の場合正圧面側の流れが、翼後縁では、ほぼ翼面に沿うのに対して、負圧面側は大きく剥離し、正圧面側から放出される渦と負圧面側の境界層上端から放出される渦の干渉度が小さくなり、発生する騒音も小さくなる事が確認された。そこで、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。翼面上における乱流境界層遷移を早めて圧力抗力を低減することは、航空機等で実際に行われており、特に細いトリッピングワイヤを取り付けた場合の翼面上の流れの物理的解析は数多くなされている(例えば文献^{2) 7)})。しかし、翼面上の境界層制御に伴う騒音の性状変化に関して、翼のそりに伴う流れの変化との比較と言う観点で考察したものはほとんど見られない。このことを踏まえ、次に、翼の負圧面前縁近傍にトリッピングワイヤを取り付け、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。

使用したワイヤの径は $\phi = 0.2, 0.4, 0.7, 1.2, 2.34\text{mm}$ 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13に示した可視化結果より、負圧面のはく離位置は、 $Re = 6.0 \times 10^4$ における実機の相対迎角である $\alpha = 5^\circ$ においては $x/C = 0.3$ 以下であると考えられる。そこで、 $x/C = 0.1 \sim 0.3$ の間に上記5種類のワイヤを取り付け騒音測定を行った。騒音計測結果の一例として $\phi = 0.4\text{mm}$, $x/c = 0.1$ の場合を図18に示す。これらの条件では、レイノルズ数に関わらず、図11(a)(b)それぞれに対応する条件で $\alpha > 0^\circ$ の場合、約70dBもの大幅な騒音低下を示している。また、図18(a)に示すようにレイノルズ数が小さい場合、ワイヤを取り付けることによって、流れが翼後縁付近で再付着するので境界層厚さが減少し、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、ワイヤ取付後も、わずかながら離散周波数騒音のピークの存在が確認される。ここに示したほかにも、五種類のワイヤ全てに関し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見られなかった。

次に、翼表面流れに対する効果を調べるため、予備実験において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19に、その結果をまとめたものを図20に示す(なお、トリッピングワイヤ等の取り付けと揚抗力変化に関しては別途報告する予定である)。図20(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ている。

左軸上側が正の迎角，下側が負の迎角を表し，対称翼であるので，図中波線上側が負圧面，下側が正圧面を示すことになる。図20(b)に示した，負圧面のワイヤ取り付け後の流れと比較すると，全般的に，はく離・再付着位置が前縁側へ移動し，迎角 0° から 10° の範囲では再はく離は観察されなくなっている。トリッピングワイヤは負圧面において，翼のそりと同様にはく離を促進する効果がある一方で，流れの再付着がなされる。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，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。一方，図20(c)に示す通り，正圧面側については，図20(a)の迎角の正負を反対にした場合と同様の結果を示しており，翼後縁から流出する流れにワイヤの影響は見られないことがわかる。

風車用翼の改質を考えると，騒音低減と共に翼から発生する揚抗力に対する影響も重要であり，この点に関しては別報で報告する予定である。

6. 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 $1\sim 4\text{kHz}$ の範囲に分布する。
- (2) 離散周波数騒音は， Re の増加/迎角の増加に伴い低周波数側へ移動し，大きさは反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) 反りのある翼型は後流の厚みを制御し，離散周波数騒音のピークを低減できるが，これと同等の効果はトリッピングワイヤによって与えることも可能である。

最後に本研究の風洞製作及びデータの取り纏めには，元岩手大学工学部学生菅野甲設，本地香織両君の多大な助力を得た。付記し謝意を表す。

参考文献

- (1) 中島，秋下：二次元翼から発生する離散周波数騒音の研究，機論 B 61-586(1995) pp. 2115-2120
- (2) 林ほか3名：NACA 翼型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 B 61-586 (1995) pp. 2100-2114
- (3) A. McAlpine et al. : On the Generation of Discrete Frequency Tones by the Flow Around an Aerofoil, J. Sound Vibration (1999), 222-5, pp. 753-779
- (4) 藤沢ほか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(2001) pp. 123-129
- (5) 望月，丸田：流体音工学入門(1996)朝倉書店
- (6) 丸田：流体工学セミナー第5回，エバラ時報(1999)荏原製作所
- (7) 渡邊，小林：境界層の乱流遷移におけるトリッピングワイヤ効果とワイヤ後流の測定，機論 B 54-508 (1988) pp. 3388-3393
- (8) H. Onodera: Shape of a Shock Wave Front Diffracting on a Perforated Wall, Experiment in Fluids 24(1998) pp. 238-245
- (9) 佐々木ほか3名：一様流中の単独平板翼の後流渦に基づく空力音源の研究，機論 B 67-663 (2001) pp. 2655-2661