空力騒音の計測

機械工学科　　飯田 明由

1.はじめに

航空機，鉄道車両，自動車，電子機器，家電製品あるいは高層建築物など多岐にわたる製品分野において空力騒音が問題となっている．特に国内では鉄道車両や家電製品などの分野で空力騒音低減のニーズが高く，活発な研究が行われている．一方，米国では航空機産業を中心にマッハ数の大きなジェットの流れや航空機の車輪等を格納するキャビティ部の騒音などの研究が盛んである．著者にはこれらの幅広い分野にわたる問題について解説を行う力量はないので，空力音の計測手法と著者が関わっている製品分野における空力音の一例を紹介したい．国内の空力音研究に関しては梶教授による詳しいレビュー(1)があるので，興味のある方はそちらを参照していただきたい．

2.低騒音風洞

空力音の基礎実験には低騒音風洞を使用するのが一般的である．低騒音風洞の基本設計方法は望月・丸田(2)の解説が詳しい．表１に低騒音風洞の仕様一例を示す．低騒音風洞では，音源であるファンの前後にスプリッタ型のサイレンサを設置することが多い．また，ダクトの内壁を吸音処理し，騒音を低減する．曲りダクトを用いると減音効果が得られるので，ゲッチンゲン型のような回流式のものは騒音低減に効果がある．測定部に伝播するファン騒音を目標とする騒音レベルより 10dB 以上低くすることが望ましい．最終的には縮流ノズル部のせん断流から発生する空力音とコレクタ部からの騒音が問題となる．鉄道総研の低騒音風洞では柔毛材を使用することにより低騒音化を図っている(3)．図１は小型低騒音風洞の例である(4)．

空力音の実験では音の測定を行う関係から開放型の風洞を使う場合が多い．開放型風洞の場合，せん断層の渦と対象とする流れ場の渦との干渉の問題が発生する．特に円柱などの二次元物体の計測を行う場合，円柱の端部の扱い方が問題となる．最も簡単な方法は測定部の上面と下面に平板を置くことであるが，この場合は，音の反射，共鳴が問題となる場合がある．藤田ら(5)(6)は一方の平板をポーラス材とすることにより，音響的な反射等の問題を抑える方法を提案した．また，Jacob ら(7)はポーラス材で密閉型測定部を作成し，空力音を測定した．これらのポーラス材の音響透過性能は数ｋHz 以下の周波数域において 2dB 以内である．図 2 はポーラス材を使用した測定部の模式図である．

表１ 低騒音風洞の仕様例

	風速 [m/s]	測定胴 W×H×L [m]	騒音レベル [dB]	一様性 [%]	乱れ強度 [%]	備考
鉄道総研大型騒音風洞	83.3	3.0×2.5	75dB(A)	0.7%以下	0.2%以下	柔毛材
Audi AG	83.3	3.24×2.79	78dB(A)	-----	----	アクティブ消音
荏原総研	35	0.4×0.4	48dB(A)	-----	----	無響室室内回流
日立製作所機械研究所	50	0.5×0.5×1.5	60dB(A)	1.0%以下	0.5%	小型風洞

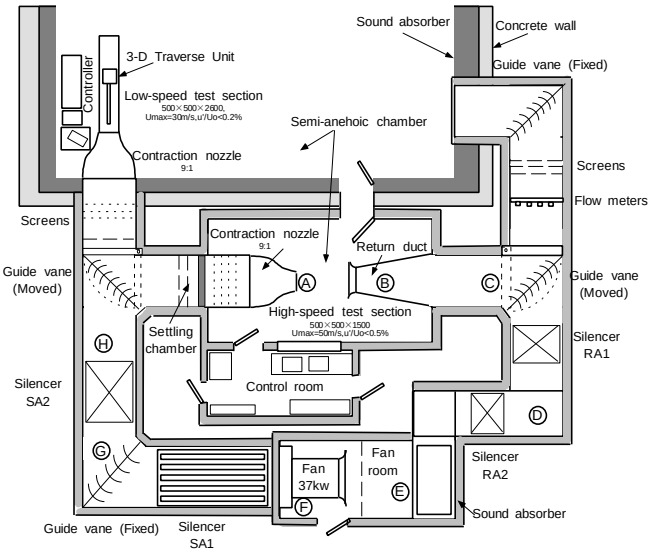

図１　低騒音風洞

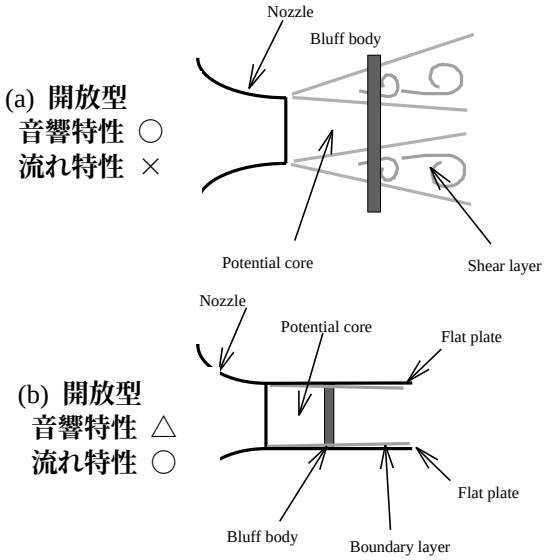

図２ テストセクション

3. 計測装置

3.1 速度場の計測

空力音の研究では周波数特性や乱れの時間変動を議論することが多いので，熱線流速計やレーザー・ドップラー流速計を用いることが多い．熱線流速計は価格も安く手軽に使用できるが，センサを挿入するため，センサ自身の空力音が発生するため音と流れの相関をとることが難しい．また，点計測になるため，流れ場の空間的な分布を計測することが難しい．

このような問題点を回避する手段として，PIV(Particle Image Velocimetry)や PTV(Particle Tracking Velocimetry)などの画像計測手法を用いることが有効ではないかと考えられる．空力音解析に PIV が利用されている例は現在のところ少ないようであるが，(1) 速度場または渦度場の空間分布が得られる．(2)空力音の発生に寄与する物体近傍の流れを精度良く計測することが可能である．問題点としては高いサンプリングレートでの時系列データの取得，トレーサ・プローブから発生する空力音の抑制及び装置の価格が高価なことなどであるが，ＰＩＶは今後の空力音解析の重要なツールになると考えられる．

後述するように空力音計測では渦度の測定が重要な役割を果たす．熱線で渦度を測定するには図 3 のような多線式の熱線[8]を利用する．非定常渦度の計測は流体計測における最も難しい計測の一つである．多線式の熱線は取り扱いも大変であり，渦度のスペクトル計測には困難が伴う．図４に示す静圧変動プローブ[9]は比較的取り扱いが簡単でかつ精度の高い静圧計測が可能である．静圧の低い部分では渦度が大きくなることから静圧変動を測定することにより渦度の集中領域を求めることが可能となる．

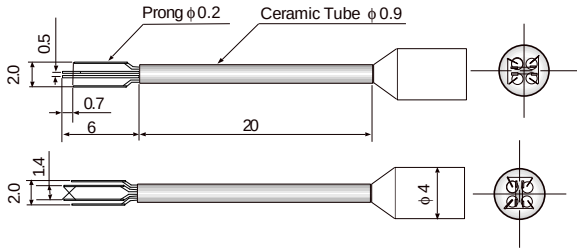

図 3 多線式熱線渦度プローブ

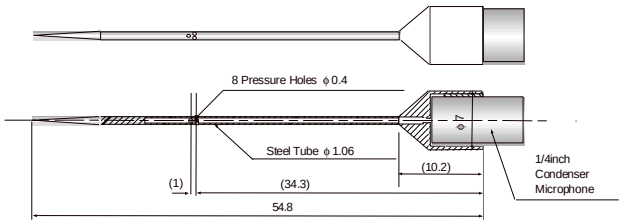

図 4 静圧変動プローブ

3.2 圧力場の計測

低マッハ数の流れ場に物体が置かれた場合の空力音は物体表面の圧力変動に起因して発生する．このため，物体表面の圧力変動を測定する必要がある．物体表面に圧力センサを埋め込んで測定することが一般的であるが， (1) 圧力測定ポートの端面処理，(2)センサの動特性，(3) センサの温度，振動特性などの問題に注意する必要がある．(１)の圧力測定ポート端面の処理は通常の平均圧力計測と同様の注意を払えばよく，(3)の温度ドリフトや振動感度の問題は航空機用に開発された半導体圧力センサの場合，あまり問題にならない．一方，(2)の動特性については十分な注意が必要である．特にセンサ単体での性能が高くても，物体内部に埋め込んだ場合は，センサポートからセンサまでの測定経路を含めた動特性を調べる必要がある．また，半導体圧力センサは測定レンジが高速流向けのものが多いため，低速度の実験では電源ノイズの影響を受けやすい．流速が遅い場合は，半導体圧力センサの変わりにコンデンサマイクを使用する場合がある．コンデンサマイクの場合，感度が高く精度の高い計測が可能だが，検査体積が大きいため，共振の問題が発生する．したがって，事前にセンサ系の動特性を良く調べておく必要がある．検定には図 5 のような装置を作成し，予め特性のわかっているリファレンス・マイクと計測に利用するセンサとの特性比較を行う．図 6，7 にコンデンサマイクを用いた表面圧力センサの動特性を示す[10]．

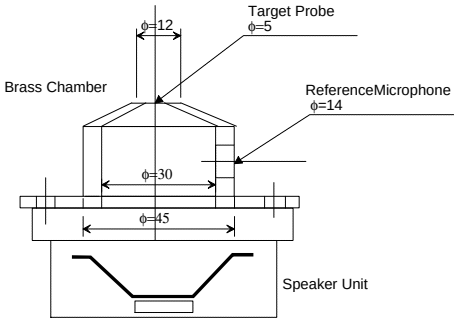

図 5 動特性検定用チャンバ

センサ取り付け部の音響特性を単一共振系とみなすと，共振周波数 fr は

$$fr = \frac{a}{2\pi}\sqrt{\frac{S}{V(\delta + m)}}$$

として求めることができる．ここでVは受圧面前面の空洞体積，S は圧力口の面積，dは圧力口の長さ，a は音速，m は管端補正係数（圧力口の直径の 0.8 倍）である．この場合はゲインと位相特性は以下の式で表せる．

$$G = 20\log\frac{1}{\sqrt{1-\left[(f/f_r)^2\right]+(2\xi f/f_r)^2}}$$

$$\phi = \tan^{-1}\frac{2\xi(f/f_r)}{1-(f/f_r)^2}$$

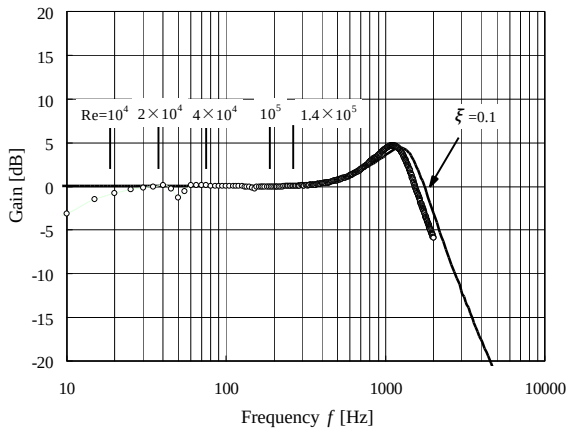

図 6 圧力センサの動特性（ゲイン）

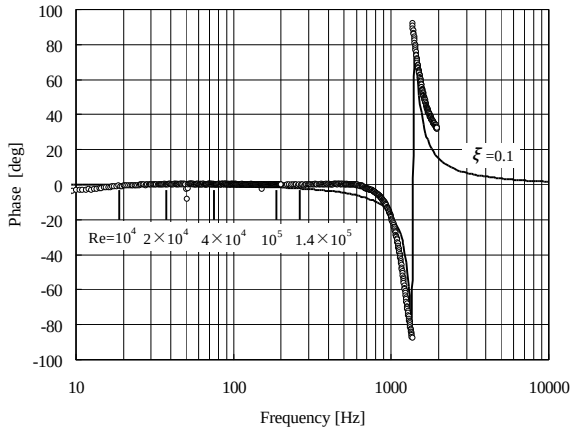

図 7 圧力センサの動特性（位相）

また，藤田ら[11]は補聴器用のマイクを角柱等に埋め込み，表面圧力変動の測定を行った．補聴器用マイクは小型かつ安価だが，周波数特性がフラットでないこと，固体差があるので，事前に特性を調べフィルター処理を行い，各マイクの特性を揃える必要がある．

3.3 流れの可視化

空力音の発生に寄与する剥離や渦の様子を調べるにはスモークワイヤ法などによる流れの可視化が行われることが多いが，近年では数値解析による流れの可視化が行われることも多い．スモークワイヤ法による 流れの可視化は簡単な発煙装置で流れ場の様子がわかるので，研究の初期段階で使用すると速度場の計測位置などの目安をつけやすい．図 8 は新幹線用パンタグラフ周りの流れの可視化結果[12]，図 9 は数値解析による二次元翼周りの流れの可視化結果である．

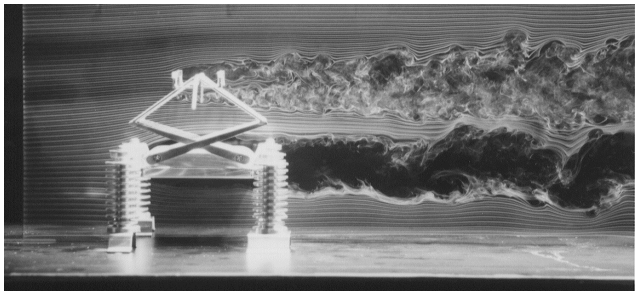

図 8 スモークワイヤ法による流れの可視化

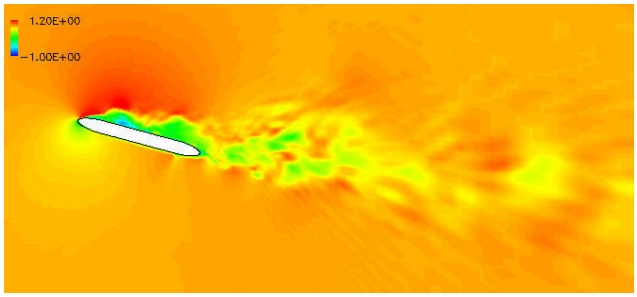

図 9 数値解析による流れの可視化

3.4 音響計測

音の測定には精密騒音計を使用するのが一般的である．周波数範囲は 10Hz 程度から 100kHz 程度まで測定可能なものが発売されているので，通常の計測では市販の騒音計で十分である．ただし，数 10kHz の高周波数の計測では空気中の水蒸気の影響なども考えられるため，測定には注意が必要である．*SN* 比を考えるとできるだけ音源に近い位置で測定を行いたいが，空力音の場合，擬似音波（音波ではなく，流れ場の近傍にできる圧力変動．音圧レベルが距離の 2 乗に反比例して，減衰するのに対して距離の 4 乗に反比例する．）の問題を考慮する必要がある．

したがって，測定対象とする音の周波数が擬似音波の影響を受けないように測定位置を決める必要がある．遠距離場（音波）と擬似音波の音圧の比ζ[13]は

$$\xi = \frac{r}{\lambda/2\pi} \tag{1}$$

と表せるので，測定位置 r における擬似音波の上限周波数 *f* は以下の式から見積ることができる．

$$20\log\left(\frac{r}{\lambda/2\pi}\right) = 20\log\left(\frac{2\pi f r}{a}\right) \geq 10dB \tag{2}$$

ただし，10dB という値は経験的な数値[14]である．

風洞に平板を設置して，その上にモデルを置いて空力音を測定する場合は，平板による音の反射の影響を考慮する必要がある．特に平板に上面で測定する場合，反射による影響が顕著に表れる．このような場合，

測定値をずらして，複数点で評価するか，予め，スピーカー実験等で測定室の音響特性（ゲイン特性）を調べておく必要がある．

空力音の難しい点は，流れ場のどこから音が出ているかわかりにくい点である．空力音発生部位を調べるにはマイクロフォンアレイやパラボラ・マイクなどの計測器を使用する．

マイクアレイは当初，新幹線や航空機の野外環境騒音の測定[15][16][17]に使用されていたが，最近では風洞実験にも使用されはじめている[18][19]．表 2 に音源分離手法を示す．測定原理はアレイ方式の場合，近接音響ホログラフィ法[18]と Phased Array 法[19]分けられる．音響ホログラフィ法はデータ処理が複雑であるが，近年のデジタル処理技術の進歩によりリアルタイム処理が可能になっている．音圧レベルの他にインテンシティやパワーレベル，粒子速度などの情報が得られる．一方，Phased Array 法の場合は原理が簡単なことから自作も可能である．ただし，得られる情報は音圧分布のみである．反射式集音特性指向性マイク[20][21][22]は，いわゆるパラボラ式の集音装置で，反射板の焦点位置にマイクを設置して，音を測定する手法である．鉄道総研では独自の回転楕円体反射板[21][22]を開発することにより，分解能 10cm （10kHz）という高い分解能を得ている．この方式の場合は，音源分布を得るにはトラバースを行う必要があるが，マイクロフォンの数が少ないため，校正等が簡単であるなどの利点がある．ただし，反射式の場合，周波数毎にゲイン特性が異なるため，予め特性を調べておき，周波数補正処理が必要である．

図 10, 11 は Phased Array 法の装置とその測定結果の一例である．パンタグラフの舟体（図 8 でカルマン渦を放出させている部分）が音源であることがわかる．

表 2 音源分離装置

	近接音響ホログラフィ	Phased Array			反射板式指向性集音装置
メーカー	B&K	Müller-BBM	NASA	日立	鉄道総研
マイク数	49 本	16 本	96 本	21～64 本	1 本
マイク	1/4inch	1/4inch	1/4inch	1/2inch	1/4 inch
マイク配置	格子状	十字	最適化ランダム配置	変形 X 型	回転楕円体型 (1.7m)
可視化処理	リアルタイム	リアルタイム	----------	----------	リアルタイム
分解能	音源との距離が近い場合：測定位置と同程度 音源との距離が遠い場合：1/2λ	1/2λ			10cm / 10kHz (測定位置 3m)
周波数	～5kHz	～5kHz (～8kHz)	～25kHz	～3kHz	～40kHz

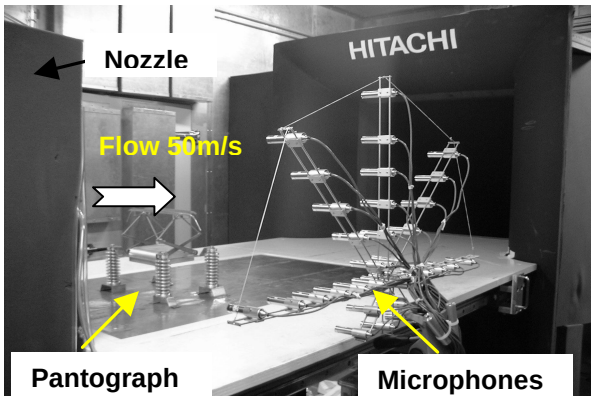

図 10　マイクアレイ

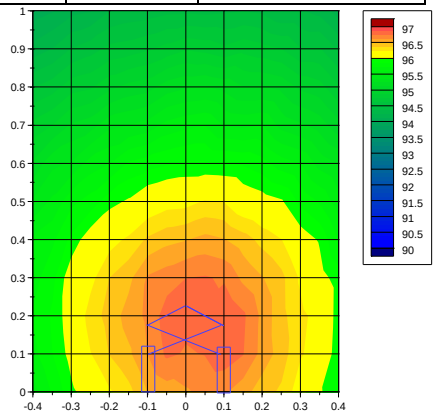

図 11 空力音源分布

3.5 相似則モデル

上記のセンサや測定手法を用いて空力音の測定を行い，製品開発等が行われている．新幹線の開発などでは，実物大のモデルを風洞にセットし，実際の運転速度に相当する風を流すことが理想的である．しかし，自動車や高速車両などの場合，実物大のモデルで実験をすることが難しい場合が多い．このため，航空機などと同じように小型モデルを使用した実験が行われる．しかし，モデル実験は相似則が得られている場合の

みに有効であることは言うまでもない．空力音に関する相似則は必ずしも確立されていないため，モデル実験の結果を判断することが難しい場合がある．ここでは相似則モデルの一例を紹介する[23]．

マッハ数の小さな流れ場に置かれた物体から発生する空力騒音は Lighthill-Curle の理論[24]により，以下のように記述できる．

$$\overline{p^2(r)} = \frac{\alpha\, C_{LR}^2}{16}\frac{\rho^2}{a^2}\frac{DLS_t{}^2U^6}{r^2} \tag{3}$$

ここで， P^2 は音圧，a は媒質の音速，ρは媒質の密度，D 及び L は物体の代表寸法，r は音源と観測点との距離，U は流れの速度，St はストローハル数，C_{LR} は流体力（揚力及び抗力）係数の実効値，αは無次元相関長さ（後述）である．モデルにおける測定値と実機における測定値の比をとると，

$$\frac{\overline{p^2(r)}}{p_m{}^2(r)} = \frac{a\, C_{LR}{}^2}{a_m\, C_{LRm}{}^2}\frac{a_m r}{a r_m}\frac{DLS_t{}^2U^6}{D_m L_m S_{tm}{}^2 U_n{}^6}\frac{r_m{}^2}{r^2}. \tag{4}$$

となる．ここで，添え字 m はモデルの値を示す． 騒音の場合，デシベルで表記することが一般的であるので，式(4)を対数で表すと

$$SPL_e = SPL_m + 20\log\left(\frac{a_m{}^2\rho^2}{a^2\rho_m{}^2}\right) + 60\log\left(\frac{U}{U_m}\right) + 20\log\left(\frac{D}{D_m}\right) - 10\log\left(\frac{r}{r_m}\right) + 10\log\left(\frac{\Phi}{\Phi_m}\right) \tag{5}$$

となる．ここで式(5)の右辺第 1 項はモデルの騒音の測定値，第 2 項は媒質の物性値，第３項は速度比，第 4 項はモデルスケールの逆数，第 5 項は測定位置の比である．第 6 項はストローハル数，流体力係数，無次元相関長の項をまとめたものであり、レイノルズ数に依存する項である．第 6 項以外は測定あるいは実験条件として設定可能なことから既知の値とみなせる．

流れが完全に相似で第 6 項がレイノルズ数に依存しない場合は模型実験から実機の騒音を推定することが可能である．一般にブラッフボディの場合，レイノルズ数が 10^3 から 10^5 の範囲ではストローハル数，流体力係数はほぼ一定である (図 12，図 13) ．無次元相関長はレイノルズ数の平方根に逆比例[25]するので，式(5)の第 6 項は近似的に

$$10\log\left(\frac{\Phi}{\Phi_m}\right) = -5\log(\mathrm{Re}) \tag{6}$$

と表すことができる．ただし，レイノルズ数が 10^5 を超えるようなレイノルズ数ではストローハル数や流体力係数も大きく変化するため，注意が必要である．また，翼などの流線形物体ではレイノルズ数の変化に敏感である．しかし，式(5)自体は低マッハ数流れで成立するものであるから，相似則を検討する場合は式(5)の第 6 項を検討すればよい．

一方，周波数特性はモデルと実機でストローハル数が一定であると仮定すると，

$$f = f_m\frac{D_m}{D}\frac{U}{U_m} \tag{7}$$

と表せる．したがって，実機の空力音の周波数はモデルのスケールに反比例し，風速に比例する．騒音レベルを評価する場合，周波数を式(7)を用いて換算したのち，A 特性補正（聴感補正 図 14 参照）を行う．

図 15，図 16 にパンタグラフの縮尺モデルとその空力騒音スペクトルを示す．模型実験により実機の騒音スペクトルを精度良く予測することが可能であることがわかる[23]．

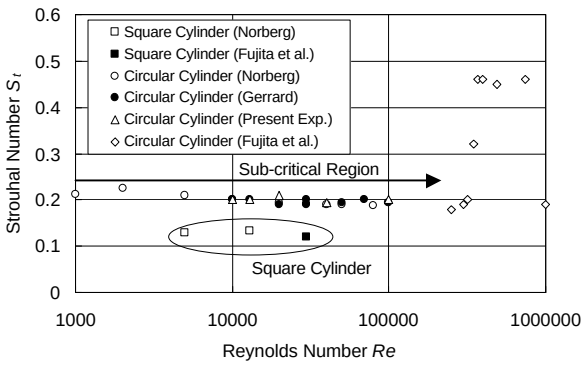

図 12 ストローハル数のレイノルズ数依存性[26]~[29]

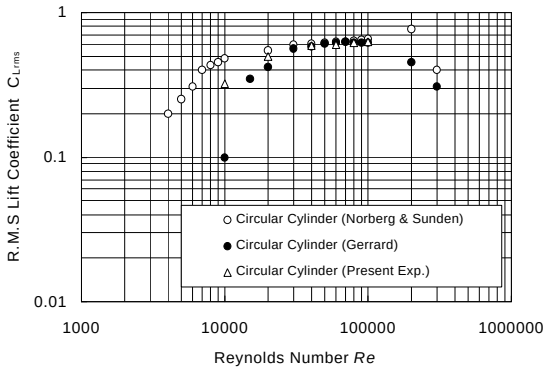

図 13 流体力のレイノルズ数依存性[30]

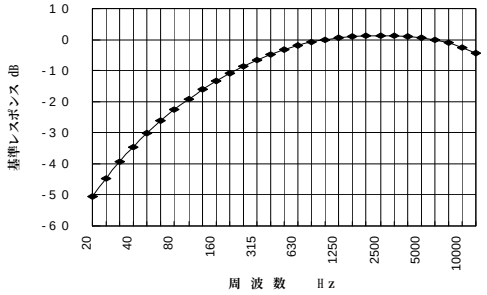

図 14　A 特性補正

周波数	A特性	周波数	A特性	周波数	A特性
20	-50.5	200	-10.9	2000	1.2
25	-44.7	250	-8.6	2500	1.3
31.5	-39.4	315	-6.6	3150	1.2
40	-34.6	400	-4.8	4000	1.0
50	-30.2	500	-3.2	5000	0.5
63	-26.2	630	-1.9	6300	-0.1
80	-22.5	800	-0.8	8000	-1.1
100	-19.1	1000	0.0	10000	-2.5
125	-16.1	1250	0.6	12500	-4.3
160	-13.4	1600	1.0		

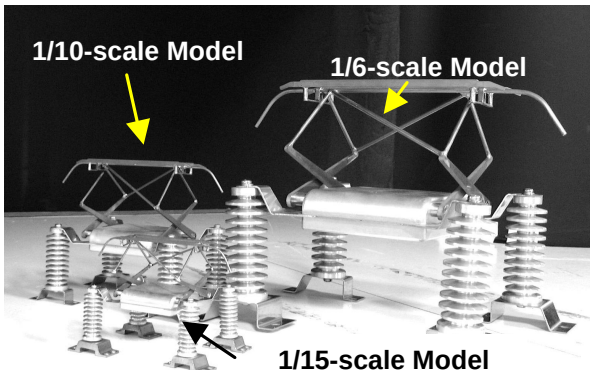

図 15　風洞実験用縮尺モデル

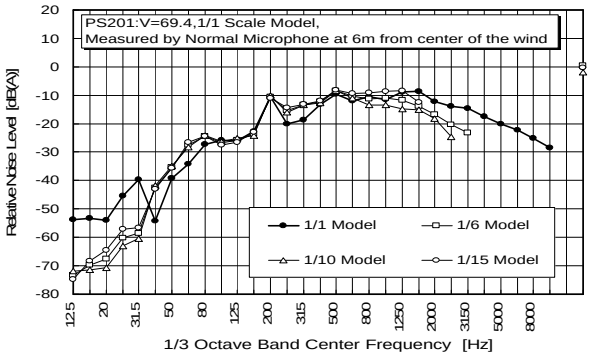

図 16 相似則を用いた空力騒音予測結果

注意点：ここまでの議論は問題を単純化するため，物体の大きさと音の波長の相似性を無視している．スケールモデルと実機モデルではモデル寸法だけでなく，実験の流速も異なる．周波数は式(7)に示したように物体の代表寸法と速度の関数であるが，式(7)を用いて周波数換算を行うと，音の波長と渦スケールの比は，実機とスケールモデルでは異なるという問題が生じる．ここで渦スケールと音の波長の比はマッハ数に比例することから，実機モデル試験(U=75m/s)のほうが，スケールモデル（U=50m/s）に比べ，渦スケールと波長の比が大きい．この問題は特に低周波数で顕著になる．しかし，騒音問題として考える場合，音圧データを A 特性処理することが一般適であり，比較的低周波数の成分は A 特性補正により，レベルが小さくなる．このため，全体騒音レベルへの寄与が小さくなると予測される．また，式(7) は波長が物体に比べ大きい，コンパクトボディの仮定を置いているので，波長が小さくなると式(3)の厳密性が失われる．ただし，1/10 スケールモデル程度の場合，これらの問題はあまり顕著には表れないようである．）

4. 空力音の対策例

日本では，高速鉄道車両の低騒音化の研究が鉄道総研を中心に勢力的に進められている．これは鉄道車両の分野では日本の技術が世界的にも高いことに加え，国内での走行では沿線に対する騒音問題が常にクローズアップされるためである．このため，日本の騒音基準はヨーロッパに比べて厳しいものであり，騒音対策が重要な課題となっている．図 17 は新幹線の各部位から発生する騒音を測定した結果である[12]．時速 270km（75m/s）ではパンタグラフや先頭床下部分の騒音が支配的であることがわかる．特にパンタグラフからの騒音は防音壁による遮蔽効果が少ないため，最も対策が必要な部位とされている．

図 18 は図 8 に示したパンタグラフから発生する空力音のスペクトル[12]である．舟体部のカルマン渦の基本周波数にあたる f^*=0.14 付近にピークが現れている．この空力音を低減するために取られた対策は，パンタグラフ周囲にカバーを取り付けることにより行われた．空力音は速度の 6 乗に比例するので，音源である舟体付近の速度を下げることにより騒音を低減することが可能である．カバー自体も空力音を発生させるが，空力音の周波数は物体の代表寸法に反比例し，速度に比例することから，舟体（高い周波数）に比べ，代表寸法の大きなカバーを用いることで音の周波数を低くし，人間の耳には不快にならないようにしている．騒音対策には音の周波数を考慮する必要があり，パンタカバーは人間の聴覚特性と空力音の特性をうまく利用した例である．ちなみに静かに森の中を飛行することで知られる梟は，羽根の付け根にあるこぶや羽根の形状，表面の柔らかさを巧みに利用して飛行音を下げている（実際，騒音は小さい）のだが，最も効率良く音を低減している周波数は 1.5k-4kHz 付近である．これはエサとなる小動物の聴感特性にあわせたものであり，自然界でも音の周波数をうまくつかいわけているようである．（参考文献(31)に梟の飛行について詳しく述べてある．）

パンタグラフ自体の騒音を下げることを目的に，ホーン部に小孔や段差をつける手法も開発されている[32]．これは後述するように渦の組織構造を変えて空力音を下げる方法である．

講習会では新幹線の他，ファン騒音の対策事例[33]，クリーナー騒音[34]の対策事例等も紹介する．

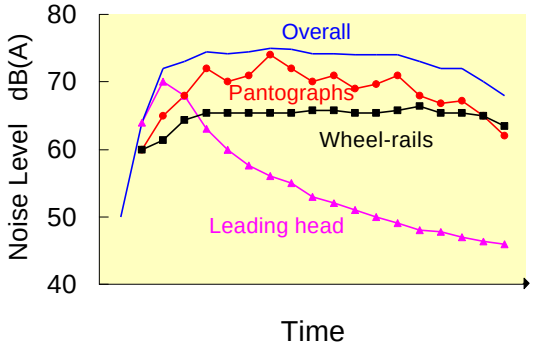

図 17　新幹線の各部から発生する騒音の比較

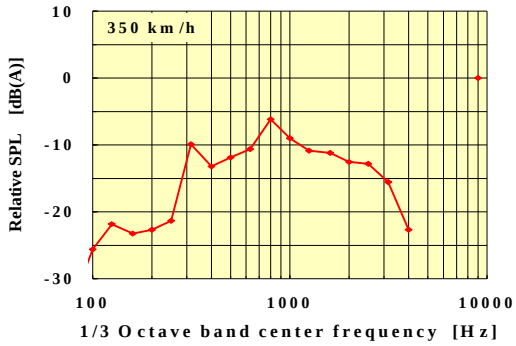

図 18　パンタグラフの空力騒音

5 .流れと音の相関解析

5.1 空力音の予測

最後に空力音の基礎理論に基く計測事例を紹介する．

Lighthill は N-S 方程式から空力音の基礎方程式である Lighthill 方程式を導いた．Lighthill 方程式によれば，流れから発生する音は以下のように記述できる．

$$\left(\frac{\partial^2}{\partial t^2}-a^2\frac{\partial^2}{\partial xj^2}\right)\rho=\frac{\partial^2}{\partial xixj}Tij \tag{8}$$

ここで，a は媒質の音速，ρは媒質の密度，T_{ij} は Lighthill の音響テンソルであり，以下のように記述される．

$$Tij=\rho uiuj+(p-a^2\rho)\delta ij+\mu\left(\frac{\partial ui}{\partial xj}+\frac{\partial uj}{\partial xi}\right)-\frac{2}{3}\mu\delta ij\frac{\partial uk}{\partial xk} \tag{9}$$

ここで，u_i は気流の速度，p は流れ場の圧力である．Lighthill 方程式は音響テンソルの２階の空間微分を音源項として持つ波動方程式であり，音響テンソルの成分が示すように流れの非定常運動が音源であることを示している．原理的に音源項を求めることにより空力音の計算が可能であるが，現在の数値解析や実験解析技術では音響テンソルを直接求めることは困難である．また，式(8)の形のままでは空力音の発生機構を理解することは難しく，より物理的に理解しやすく，実際の計算等にも適したモデルが提案されている．

Curle は Lighthill 方程式をもとに，低マッハ数流れの中に物体が置かれた場合の空力音の支配方程式を導いた．

$$p_a(x)=\frac{xi}{4\pi ax^2}\frac{\partial fi}{\partial t} \tag{10}$$

$$fi=\int_S n_iPdS \tag{11}$$

ここで，P_a は音圧，f_i は物体に働く流体力である．P は物体表面の圧力，n_i は外向き単位法線ベクトルである．

Lighthill-Curle の理論によれば，流れの中に物体が置かれた場合，物体に働く流体力あるいは物体表面の圧力の時間変動により空力音が発生する．したがって，物体に働く流体力あるいは物体表面の圧力変動を測定することにより空力音を求めることができる．ここでは，代表的な空力音の一例である円柱から発生する空力音，いわゆエオルス音を例にとって Lighthill-Curle 理論について具体的に説明する．

一様流中に直径 D，長さ L の二次元円柱が置かれた場合に発生する空力音を考える．円柱表面の圧力変動はスパン方向に一様ではなく，三次元的な構造を持つことを考慮する必要がある．Phillips[35]はスパン方向に表面圧力変動が同位相で働くとみなせる空間相関長 L_c を用いて，空力音を計算する方法を示した．

$$\overline{p_a{}^2(x)}=\frac{1}{16\pi^2a^2x^4}LLc\overline{\left(x_i\frac{\partial f_i}{\partial t}\right)^2} \tag{12}$$

式（12）を用いて空力音を計算するには円柱表面の圧力変動 P と，そのスパン方向の相関距離 Lc を測定すればよい．円柱スパン方向の相関長の定義方法については，さまざまな試みが行われており，確立されていないが，本稿では円柱表面圧力変動のスパン方向コヒーレンス C の積分特性距離を用いた[10]．

$$L_c(f) = \int_0^{\infty} C(f)\,d\zeta \tag{13}$$

$$C(f) = \frac{\overline{|G_{ij}(f)|^2}}{|G_i(f)||G_j(f)|} \le 1 \tag{14}$$

ここでζはスパン方向距離である．$G_{ij}(f)$は圧力変動のクロススペクトル，$G_i(f)$は圧力変動のフーリエ・スペクトルである．

図 19 に実験に使用した円柱を示す[14]．直径 D= 40 mm，長さ L=500 mm の円柱の内部に 1/2 インチのコンデンサ・マイクロフォンを 12 個埋め込み，円柱表面に設けられた直径 1mm の圧力孔を介して円柱表面の圧力変動を計測した．圧力孔の共振周波数（Helmholtz 共振周波数）は 1380 Hz である．本実験におけるカルマン渦の基本周波数は 18.75 Hz から262.5 Hz であり，共振周波数より十分低い値である．

式(12)に測定した相関長 L_c および表面圧力変動を代入して，円柱から放射される空力音スペクトルを計算した結果を図 20 に示す．カルマン渦の一次成分の立ち上がりかたなどを含め，計算値とマイクロフォンによる直接測定の値は良く一致する．計算結果はカルマン渦の基本成分の 5 倍程度の周波数までマイクロフォンによる直接測定結果とよく一致しており，Lighthill-Curle の理論と相関長 L_c を用いて空力音を推定することが可能であることがわかる．

Fujita ら[36]は臨界レイノルズ数を超える高いレイノルズ数における空力音の研究を行っている．図 21 は空力音とストローハル数のレイノルズ数依存性である．臨界レイノルズ数付近で空力音が低下し，ストローハル数が増加する．その後，レイノルズ数の増加とともに空力音が増加する．実線は Lighthill-Curle の理論より求めた計算値である．高レイノルズ数領域でも Lighthill-Curle の理論は比較的現象を表しているようである．しかし，表面圧力変動との相関(図 22)は低レイノルズ数の場合に比べ，小さくかつ，スパン方向に一様でなくなる．これらはマッハ数の増加に伴う渦音の増加，コンパクト・ボディの仮定の妥当性などの問題や渦スケールの微細化に伴う測定の困難さなどに起因するものと考えられる．高レイノルズ数領域での空力音の発生機構については不明な点も多く，実験により新たな空力音モデルが構築されることが期待される．

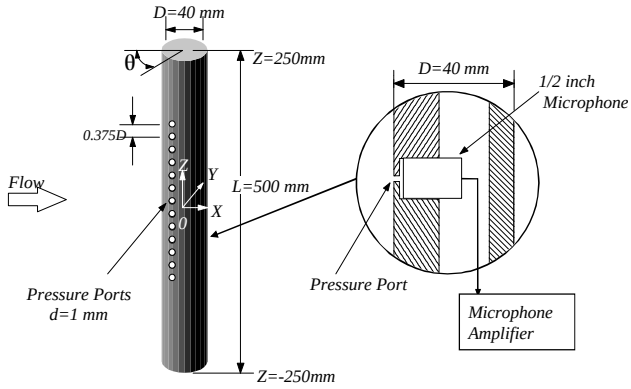

図 19 試験円柱と圧力センサ

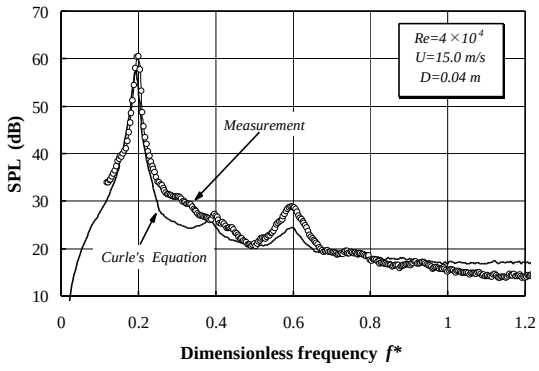

図 20 空力音スペクトルの予測結果
○ マイクロフォンによる測定値
実線 Lighthill-Curle の理論による予測結果

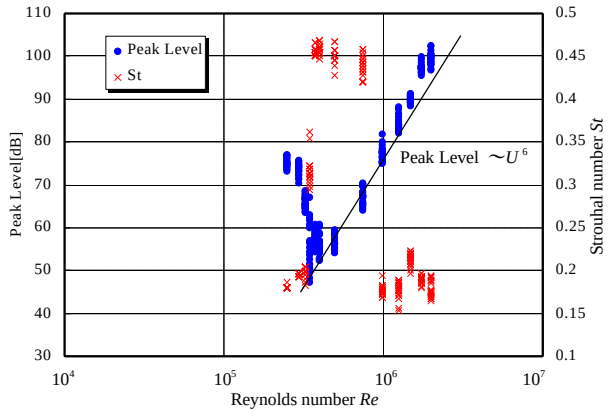

図 21 臨界 Re 領域における空力音

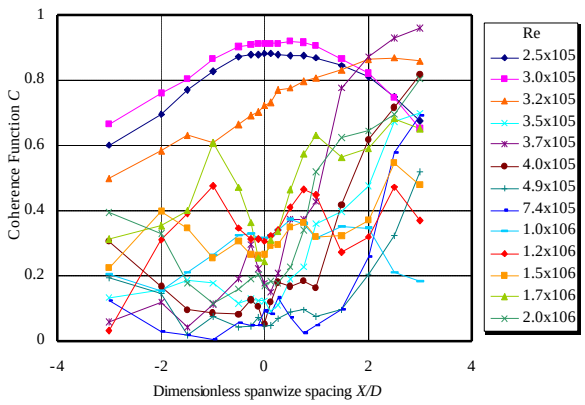

図 22 表面圧力変動と空力音の相関

5.2 空力音と流れ場の相関解析

Lighthill-Curle の理論は，空力音の推定を行うのに適したモデルであり，数値計算による空力音予測などにも応用されている[37][38].

しかし，音源である物体表面の圧力変動自体は，流れ場の渦度変動により生じるのであって，円柱表面圧力変動は二次的な音源であり，真の音源は流れ場の渦の非定常運動であると考えられる.

そこで，後流の渦度変動が音源である表面圧力変動及び空力音の発生にどの程度寄与しているかを定量的に計測することを試みた． 空力音は渦の非定常運動から発生すると考えられることから，流れ場の渦度の非定常運動を測定する必要がある．直接的な渦度の測定は困難なので，先に示した静圧変動プローブ（図 4）を使用した．まず，後流の各点における静圧変動と物体表面の圧力を同時に測定し，その *Coherent Output Power*（以下 *COP*：2 つの物理量 A,B のコヒーレンス C を求め，C×B を B の A に対する *Coherent Output Power* と定義する）を求める．この測定により後流のある点における渦度変動が表面圧力変動にどの程度寄与しているかがわかる．渦度に寄与した圧力変動を元に Lighthill-Curle の式を用いて空力音を計算することにより，後流中の渦が空力音の発生にどれだけ寄与しているかを計算した.

円柱を風洞ノズル下流 150mm の位置に水平に設置した. 座標系は円柱中心を原点として, 下流方向を X 軸, 円柱の軸方向を Z 軸，鉛直方向を Y 軸とした．後流の測定には静圧プローブと X 型熱線流速計を使用した. 三次元トラバース装置に熱線と静圧プローブを設置し, 円柱後流の速度場と静圧変動 *Ps* の同時測定を行った. 計測範囲は X/D=1.25 から 7.00，Y/D=-1.4 から 1.4 までの 609 点であり，各点ともにサンプリング周波数 5kHz で 20 秒間（100000 点）の測定を行った[39].

図 23 に $Re=4.0\times10^4$ のにおける空力音源分布を示す. カルマン渦の基本周波数成分の評価点における騒音レベルは約 61dB（オーバーオールは 64dB）である．この図から，表面圧力変動に起因し，空力音を発生させる原因となる渦度変動は，X/D=1.5～2.0，Y/D=±0.4 付近に局在していることがわかる[39]．この領域はカルマン渦の形成領域に相当する(図 24)．このことは，剥離せん断層中の渦度変動が空力音の発生に寄与することを示唆している．LES による空力音源解析においても同様の結果が得られている[40].

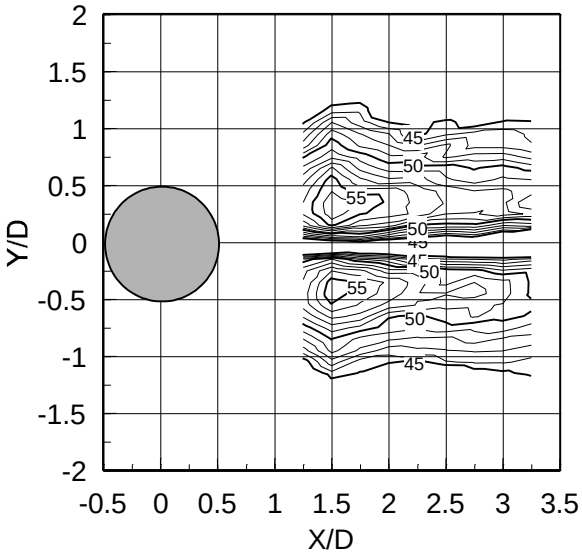

図 23 非定常渦運動の空力騒音発生への寄与
（カルマン渦の形成領域に空力音源が集中する. 単位 :dB）

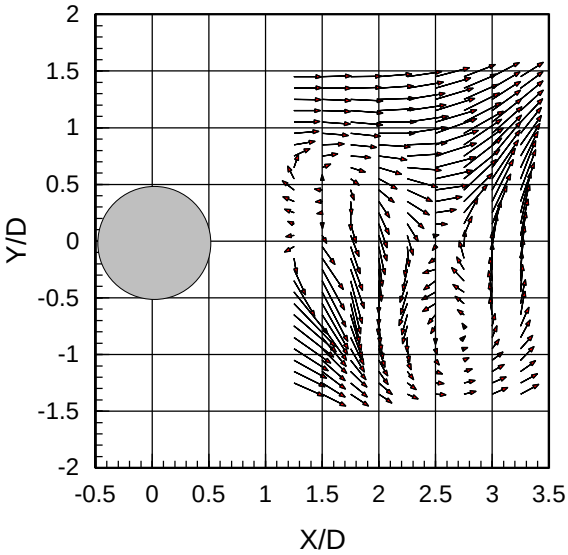

図 24 円柱後流の速度ベクトル

5. あとがき

空力音の計測は流体計測と音響計測という２つの異なる分野の計測技術を組み合わせる必要があることから２つの計測技術をバランス良く習得しなければならないという難しさがある．著者は流体計測からこの分野の計測を始めたため，音響計測に馴れるのに時間がかかった．逆に音響問題を中心に研究している人は流体計測の部分で苦労するかも知れない．しかし，２つの異なる分野の計測技術を学ぶ過程で得た情報も多く，また，測定がうまく行えた場合の喜びも大きい．計測機器やデータ処理システムの進歩により，さまざまな解析が手軽に行えるようになった．この講習を聞きにきている若い研究者には，是非，空力騒音の新しい計測手法の開発にチャレンジしてほしい．また，数値解析を数値実験と位置づけ，数値解析を大いに活用して，空力音の発生機構の解明を行っていただきたい.

参考文献

(1) Kaji.S, *6th AIAA Aeroacoustic conference*, **AIAA Paper 2000-Keynote**, (2000)

(2) **望月 修，丸田 芳幸，流体音工学入門 第** 6 **章，朝倉書店** (1996)

(3) Nishimura, N., et al., *5th AIAA Aeroacoustic conference*, **AIAA Paper 99-1847**, (1999)

(4) Fujita, H., et al., *Proc. INTER-NOISE93* (1993), 1787〜1790

(5) Fujita, H., et al., *Proc.INTER-NOSIE96* (1996), 1227〜1230

(6) **飯田　明由，他** 3 **名，第** 25 **回乱流シンポジウム講演論文集** (1993), 158〜162

(7) Jacob, M.C., et al., *6th AIAA Aeroacoustic conference*, **AIAA Paper 2000-2011**, (2000)

(8) **飯田　明由，他** 3 **名，第** 23 **回乱流シンポジウム講演論文集**, (1991), 261〜265

(9) Toyoda, K., et al., *Applied Scientific Research* **53** (1994), 237〜248,

(10) **飯田　明由，他** 3 **名，機論**,61-592 **B** (1995), 4371〜4379

(11) Fujita,H., et al., *4th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, **AIAA Paper 98-2369** (1998)

(12) Iida, A., et al., *Proc. INTER-NOISE '94* (1994), 163〜168.

(13) Fujita, H., and Kovasznay, L.S.G., :*AIAA*, **12** (1974),1216〜1222

(14) **飯田 明由，他** 3 **名，機論** 62-604**B**　(1996) ,4160　〜4167,

(15) Takano, Y., *JSME International Journal* (**C**), 41(1), (1998), 46〜50

(16) Takano, Y., et al., *Proc. INTER-NOISE 92*, (1992), 1175〜1178

(17) Michel, U., et al. *4th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, **AIAA Paper 98-2336** (1998)

(18) Nakamura, M., et al.. Brüel & Kjær Application Note (1998)

(19) Jaeger, S.M., et al., *6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, **AIAA Paper 2000-1937** (2000)

(20) Moritoh, Y. and Zenda, Y., *Japanese Railway Eng*., **130**, (1994),5〜9

(21) **長倉 清，高石 武久**, *RRR2000.8*, (2000),6〜9

(22) Sagawa, A. and Matsuo, J., *6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, **AIAA Paper 2000-2013** (2000)

(23) Iida, A., et al., *6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, **AIAA Paper 2000-2012**, (2000),

(24) Curle, N., *Proc. Roy. Soc. London*, **A231**, (1955),505〜514,

(25) Iida, A., et al., *Proc. FLUCOME'97* **Vol.1**, (1997), 121〜126

(26) Norberg, B.C., *J.Wind.Engineering Industrial Aerodynamics*, **49** (1993) 187〜196

(27) Fujita, H., et al., *5th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, (1999), 305〜310

(28) Norberg, B.C., IUTAM Symposium *Bluff-Body Wakes, Dynamics and Instabilities*, (1992), Pubrished by Springer-Verag.

(29) Gerrard, J. H., *J. Fluid Mech*., **11**, (1961), 244-256

(30) Noberg B.C. and Sundén, *J. Fluids and Structures* **1**, (1987), 337〜357

(31) Lilley, G.M., *4h AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, **AIAA Paper 98-2340** (1998)

(32) **小濱 他** 2 **名，航空宇宙研究所特別資料 SP-40，** (1999),109〜112

(33) **西岡 卓宏，他２名，機論** 64-617 **B** (1998) , 148〜154

(34) **杉村 和之，渡邊 昌俊，機論** 66-650 **B** (2000)

(35) Phillips, O.M., *J. Fluid　Mech*., **1-6** (1956), 607〜624

(36) Fujita, H., et al., *6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, **AIAA Paper 2000-2002**, (2000)

(37) **加藤千幸，他** 4 **名，機論** 60-569 **B** (1994) , 126〜132

(38) Kato, C., et al., *6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference*, **AIAA Paper 2000-1942**, (2000)

(39) Iida, A., et al., *JSME International Jounal*, (**B**) 42(2) (1999) , 596〜604

(40) **加藤 千幸，可視化情報学会誌，Vol.20，** 78 (2000) ,7〜12