

解説 流体音源の計測技術*

飯田 明由 (工学院大)**

43.28.Ra

1. はじめに

新幹線や自動車などの交通機関やパソコン、プロジェクター、プリンタなどの OA 機器、エアコンやクリーナーなどの家電製品の高性能化、高機能化にともない、空気力学的に発生する騒音(空力騒音)が増加する傾向にあり、その低減技術の開発が製品開発における重要な課題となっている。これらの製品には使用環境や製品の性質に基づいた個別の条件があるため、個々の製品毎に独自の手法で騒音低減手法が開発されているが、更なる低騒音化を進めていくためには、より系統的な騒音低減技術の開発が必要である。近年では数値解析による空力騒音の予測[1][2]が可能になりつつあり、空力騒音低減手法に関する知見も数多く得られてきているが、まだまだ十分であるとは言えず、より高度な数値計算モデルを構築していくためには、空力騒音の発生機構についての実験的な解析が必要である。本解説記事では、空力騒音の研究に広く利用されている風洞を用いた空力騒音及び音源の計測手法について解説する。

2. 低騒音風洞

空力騒音の基礎実験では、主騒音源であるファンの騒音をサイレンサや吸音パネル、吸音エルボ等で十分小さくなるように設計した低騒音風洞[3][4][5]を使用することが一般的であり、測定部は無響室かそれに近い構造となっている。

一般に騒音の測定の容易さから、図 1 に示すような開放型測定部を使用することが多い[6][7]。



図 1 小型低騒音風洞の開放型測定部 (工学院大学工学部)

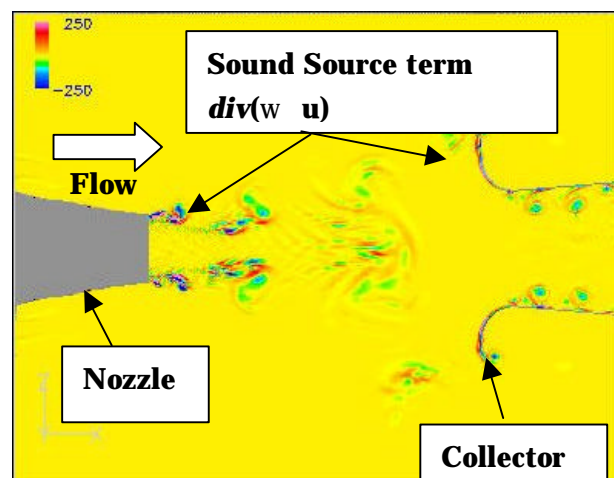


図 2 低騒音風洞測定部の空力音源項の解析例

このため、低騒音風洞の暗騒音は縮流ノズル出口部とコレクタ部における渦の非定常運動によるものが支配的になる。

図 2 は数値解析によって得られた風洞測定部の空力音源項の分布である。ノズルとコレクタ部に強い音源項が存在する。したがって、風洞暗騒音を低減するにはノズル出口部分における強いせん断層の抑制やコレクタ部における渦度の緩和処理(コレクタ表面に吸音材や繊維を貼付)が

* Aeroacoustic Measurements

** Akiyoshi Iida, (Department of Mechanical Engineering, Kogakuin University, Tokyo 192-0015) iida@fliud.mech.kogakuin.ac.jp

必要になる。小型の低騒音風洞（測定部 50cm × 50 cm : 測定位置ノズル側面 1m）では 50m/s で風洞暗騒音が 60 ~ 65dB 程度のものが一般的であり、暗騒音レベルはほぼ流速の 6 乗に比例して増加することから、音源は双極子音源であると考えられる。

3. 低騒音風洞における空力騒音計測

3.1 近距離場と遠距離場

開放胴での空力騒音計測では、騒音計の SN 比を考慮して、気流の影響を受けない範囲で、できるだけ音源に近い位置で測定を行いたい。しかし、流れによって物体から放射される圧力波には音源近傍（近距離場）において擬似音波（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 乗に反比例するのに対して距離の 4 乗に反比例する。）が含まれる。このため、音波として（遠方に）放射される空力騒音を計測対象としている場合、測定位置において近距離場（擬似音波）の影響がどの程度なのかを考慮する必要がある。特に非圧縮の流れ解析を利用した空力騒音解析モデルの場合、遠距離場の仮定を用いている場合が多いので、実験データに近距離場の影響が含まれていると比較することが難しくなる。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）と近距離場（擬似音波）の音圧の比 ξ は

$$\xi = \frac{2\pi f r}{a} \quad (1)$$

と表せる[8]。ここで r は測定位置、 f は音の周波数、 a は音速である。仮に遠距離場と近距離場の比が 10dB 以上あれば、近距離場の影響を無視できるとすれば、式(1)から測定位置 r における測定可能な周波数を推定することができる。たとえば、音源から 1m 程度の位置で騒音を測定する場合、170Hz 以下の周波数成分には擬似音波が含まれている可能性があるため、実験データと解析結果を比較する場合は注意が必要である。

3.2 測定室内の音の減衰と反射

測定位置を決定する場合、遠距離場の仮定以外にも、音源位置とマイクの相対的な位置関係による音響特性についての検討も必要である。すなわ

ち、音源から直接マイクに到達する直接音に比べて壁面や床面からの反射音が十分に小さくなる位置を選ぶ必要がある。低騒音風洞の測定室は一般的に無響室か、それに近い構造になっていることから、風洞の暗騒音を測定する場合は壁からの反射の影響は無視できる程度である。しかし、新幹線や自動車モデル等を測定する場合、風洞測定部下面に地面板といわれる平板を設置することが多い（自動車用風洞では、床そのものが風洞測定部の下面になっていることが多い）。このような場合、音源と地面板及びマイクの位置によって直接音と間接音（反射音）の割合が変化する。

図 3は低騒音風洞に新幹線等のモデルを設置した場合の模式図である。音源は風洞中央部にありと仮定する。ここで音源をランダムノイズの点音源とみなして Snell の法則を用いて、直接音と間接音を計算する。

空気中の音の吸音を含めたマイク設置位置における音の減衰量 Δp は

$$\Delta p = 10 \log \left(\frac{r_{ref}}{r} \right)^2 \left[R_0 \pm \frac{r}{r_1} \sqrt{1 - \alpha_1} R_1 \pm \frac{r}{r_2} \sqrt{1 - \alpha_2} R_2 \right]^2 \quad (2)$$

$$R_n = 10^{-\alpha_{air}(r_n - r_{ref})/20} \quad (3)$$

と表すことができる[9]。ここで r_{ref} は音源の大きさを表す基準長さ、 r は音源からマイクまでの直接音の経路長さ、添字 1,2 はそれぞれ壁面 1,2 による間接音（反射音）に関する指標である。 $\alpha_{1,2}$ は壁面の吸音率、 α_{air} (~ 0.0048dB/m) は空気中の単位距離あたりの吸音率である。無響室の天井部分の吸音率はほぼ 0.95 ~ 1 程度である。一方、地面板は音を反射すると考え $\alpha_2 \sim 0$ とみなす。

図 4に測定用マイクを音源と同じ高さに置いた場合と、地面板の高さに設置した場合の比較結果を示す。マイクを音源位置に置いた場合は、地面高さに置いた場合に比べて 2.3dB 近く騒音が増加する。地面板による間接音の影響は、音源の位置が測定対象毎に異なるような場合や音と流れの相関を計測するような場合に問題となる。したがって、このような場合は、マイクを地面板高さに設置して計測を行うか、複数のマイク位置で測定を行い、反射の影響を確認する必要がある。

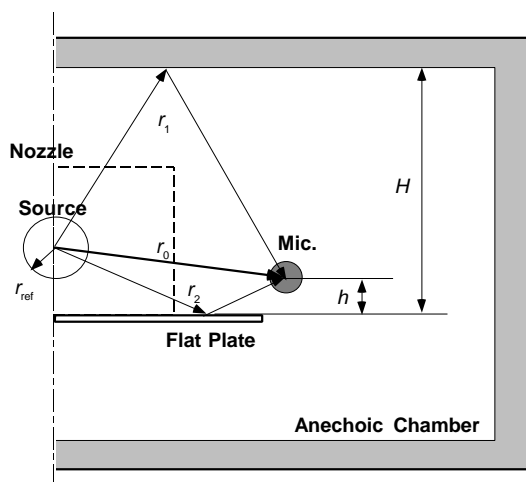


図3 風洞測定部における音の反射

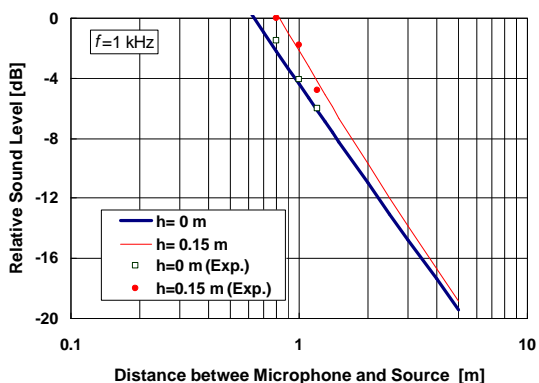


図4 測定部における地面板の影響

円柱や翼など二次元モデルを用いた流れの基礎実験では、風洞気流を一様に保つため密閉型の測定部を使用することが多いが、空力騒音の計測では、inflow マイクを使う特別な場合を除いて、開放型の測定部内部にモデルを設置して測定を行うことが多い。このような開放型の測定部において、円柱や翼などの二次元モデルを測定する場合、ポテンシャルコア外部のせん断層をモデルが横切るため、流れが三次元的になり、密閉胴を用いた流れの計測結果と比較することが難しくなる。流れ場の二次元性を保ち、円柱や翼などの基本形状から発生する空力騒音の発生機構を調べる場合、地面板と平行に天板を設置したセミ・オープン型の測定部を使用することが多い[6][7]。このような場合、天板による反射(図4において経路1)も考慮しなくてはならなくなるが、無響室のサイズに比べて測定部の大きさが小さいた

め、天板による間接音の影響は相対的に大きくなる。そこで、天板をエア・フィルターなどに用いられるポラス材と吸音材で作成し、天板の音響的な影響を取り除く必要がある。

図5にポラス材を用いた測定部の構造を示す。天板は厚さ10mmのエア・フィルター(平均孔径130 μ m、気孔率85%)を穴開鉄板(厚さ1mm 開口率45%)で補強したパネルからなり、穴開鉄板の上に厚さ50mmの吸音材を設置した。このパネルを天板として取り付けると、流れはほぼパネルに平行に流れるが、音の反射は抑えられ、パネルがない場合とほぼ同等の音響特性を示ようになる。

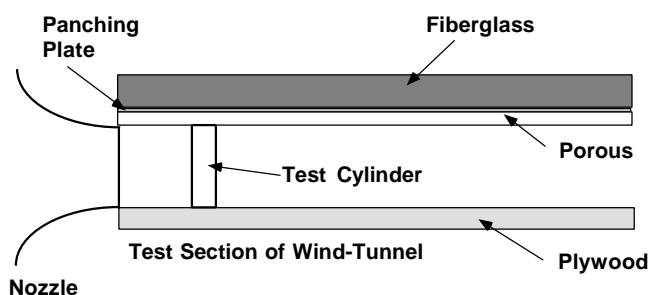


図5 音響透過パネルの一例

ポラス材で密閉型測定部を作成し、空力音を測定した例(Jacobら[10])や風洞壁面をケブラー膜で作成し、ケブラー膜を介して騒音を測定する方法も開発されている[11]。これらのポ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以内であり、風洞気流を一様に保ちながら測定する手法として注目されている。ケブラー壁面にマイクアレイを埋め込んだ実験[11]も行われているが、高周波数域での計測では位相特性の補正が問題となる。

3.3 風洞ノズルとの共鳴音

風洞に二次元翼を小さな迎角で設置すると鋭いピーク性の空力騒音が発生する。これは翼の後縁から放出された渦による空力騒音が、翼前縁の微小攪乱を励起し、翼後縁の渦とフィードバック・ループを作り、離散的な強い空力騒音を発生させる現象である。開放型の測定胴の場合、フィードバック・ループはこのような翼自身によるものだけでなく、風洞ノズルと翼の設置位置によって作られる場合がある。風洞ノズルの代表寸法を d 、ノズルから翼前縁までの距離を L とすると、風洞と翼の干渉によって、周波数 f の離散的な空

力騒音が発生する場合がある[12].

$$\frac{fL}{U_0} \approx 0.92 \sqrt{\frac{d}{L}} (n+0.54)^{\frac{3}{2}} \quad (4)$$

ここで n はモードの次数である. この騒音は風洞ノズルによるエッジトーンであり, 翼のコード長などに基づくフィードバック・ループとは別の現象であり, 翼固有のものと区別する必要がある.

4. 空力音源計測

4.1 音響計測

空力騒音の発生部位を調べるために, マイクアレイ等を用いた音源分離実験が試みられている. 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[13][14]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[15]. マイクアレイによる音源分離方法には, 近接音響ホログラフィ法[16]と Phased Array 法があるが, 風洞実験では Phased Array 法が使われることが多い. また, パラボラ式の超志向性マイクを用いた風洞実験も行われている [17].

Phased Array の場合, マイクの配置による空間分解能の向上が課題となっている. 図 6 は 81 本のマイクを等間隔 (12.5mm) に格子状に配置し, 1m 離れた位置に置かれた点音源 ($f=1\text{kHz}$) を計測した場合の数値計算結果である.

アレイを設計する場合, 少ないマイク数でサイドローブが小さくなるよう設計するべきであり, マイクをランダムにした配置したランダム・アレイ[18]やスパイラル状に配置したスパイラル・アレイ等[19]が開発されている. 複数のスパイラル配置を組み合わせたマルチ・アーム・スパイラル配置がサイドローブの低減に効果的である[20]との報告があるが, チャンネル数が 100 以上になるため, 計測規模が大規模になる傾向にある. 車両計測に広く利用されている X 字型アレイは比較的少ないチャンネル数で, サイドローブの小さな計測ができるため, 風洞実験に適したアレイ配置である[13].

図7に変形X型のマイクアレイ装置を用いた音源分離実験の写真を示す. 図8はその計測結果である. パンタグラフの舟体(架線と接触して電気を集電する部分. 矩形断面のため下流にカルマン渦ができるため, 強い音源となることが知られて

いる)が音源であることがわかる.

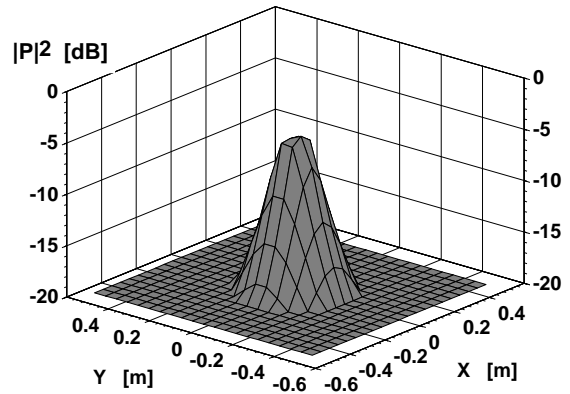


図 6 マイクアレイによる空力音源分離 (解析)

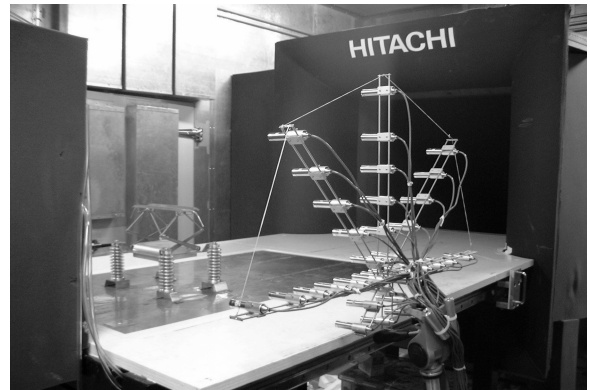


図7 マイクアレイによる音源分離実験

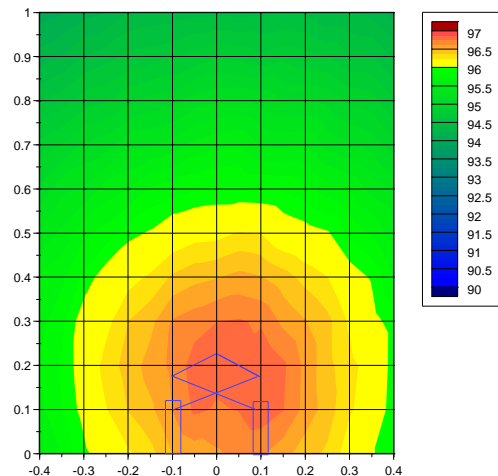


図8 パンタグラフ周囲の空力騒音分布

4.2 流体力学的手法に基づく音源解析

マイクアレイ等を用いた音響学的な音源の同定は, 空力騒音の発生機構に関する知見や音源対策における情報を提供するが, 流体騒音を発生さ

せている渦の非定常運動と直接結びつけた情報を得るには、流体力学的な知見と音響特性に関する深い洞察が必要となる。

したがって、渦運動と空力騒音の関係をより直接的に検討できる音源探査方法が必要である。

Howe[21]は低マッハ数流れの中に物体が置かれた場合の空力騒音は渦度と速度場の外積とコンパクト・グリーン関数を用いて、以下のように表すことができることを示した。

$$P_a(\mathbf{x}, t) \approx \frac{-\rho_0 x_i}{4\pi a |\mathbf{x}|^2} \frac{\partial}{\partial t} \int_V (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{u})(\mathbf{y}, t - |\mathbf{x}|/a) \cdot \nabla Y_i d\mathbf{y} \quad (5)$$

ここで、 P_a は音圧、 a は音速、 $\boldsymbol{\omega}$ は渦度、 \mathbf{u} は速度、 ρ_0 は媒質の密度である。コンパクト・グリーン関数は、物体を横切る非圧縮流れの速度ポテンシャル Y_i の勾配によって表される。

円柱の場合、速度ポテンシャルは

$$Y_i = y_i \left(1 + \frac{d^2}{4\sqrt{y_1^2 + y_2^2}} \right) \quad i=1, 2; \quad Y_3 = y_3. \quad (6)$$

と表すことができる。したがって、円柱後流の渦度分布を計測することにより、式(5)と式(6)から渦の非定常運動によって発生する空力騒音の発生部位を調べることができる。コンパクト・グリーン関数によって物体によるスキヤタリングの効果も表すことができるため、渦運動の寄与を定量的に評価することができる。渦度の計測には熱線流速計を複数組み合わせた渦度センサ[22]や渦度と密接に関連のある静圧変動計測データを用いる方法[22][23]が一般的である。

図9にHoweの理論に基づいて求めた空力音源分布と、渦度と空力騒音の相互相関から求めた空力音源分布との比較を示す[24]。

円柱の直後のはく離せん断層の強い渦層が不安定になり、カルマン渦として巻き上がる部位 ($X/D=1.5$, $Y/D=\pm 0.4$) が音源となっていることがわかる。

4.3 PIV 計測の可能性

前節に示した計測例では、渦度の計測に熱線流速計と静圧変動プローブを用いているが、これらの計測では、逆流の計測や物体近傍の計測が困難なこと、空間分布の瞬時計測が難しいなどの問題がある。Particle Image Velocimetry (PIV)は画像計測技術の進歩により急速に発展、普及してお

り、空力騒音源の計測に役立つものと期待されている。現在のところ時間分解能を向上させることが課題となっているが、原理的に流れ場の空間構造の計測が可能であり、流れと音の相関解析に威力を発揮すると思われる。近年、高速・高出力の半導体レーザー励起式完全固体化レーザー(パルス間隔最大 30kHz, 10kHz パルスの平均出力 75W 以上)が開発され、このレーザーと高速カメラを組み合わせた高速 PIV システムを用いることにより、画像解像度 1024×1024 において周波数分解能 1kHz、または解像度 256×256 において周波数分解能 12kHz の測定が可能である。このような高速 PIV を用いることにより、速度場及び渦度場の時系列データを取得することができるので、非定常渦度場と空力騒音との直接相関計測が可能になりつつある。

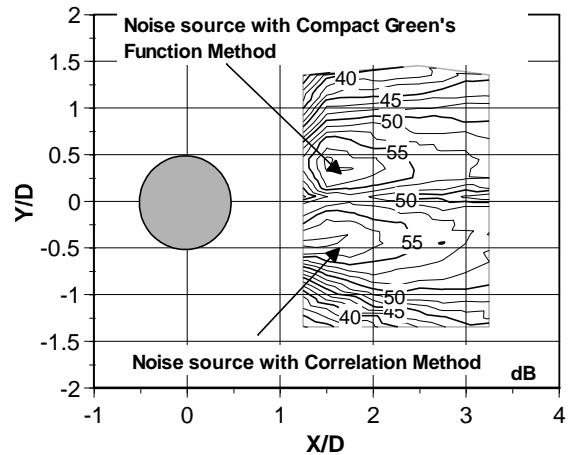


図9 円柱後流の空力音源分布 (上半分:グリーン関数法,下半分:相関法)

5. まとめ

空力騒音計測では、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。音響計測に偏った計測であっても、流れ場に重点を置きすぎた計測でも良い結果が得られない。両者のバランスをうまく取りながら空力騒音の計測を行うことが必要である。

マイクアレイ等の音源探査手法が風洞実験でも確立しつつあり、今後は高速 PIV との組み合わせにより、空力騒音の発生機構がさらに明らかになると思われる。空力音源の情報は空力音響解析モデルを構築する上で重要であり、風洞実験結果を、数値解析のためのモデル構築や数値解析結果の信頼性評価に役立てていただきたい。

参考文献

- [1]加藤千幸, 高野靖, 飯田明由, 藤田肇, 池川昌弘: LES による流体音の予測 (第 1 報 二次元円柱からの放射音), 機論 60-569 B 126-132 (1994).
- [2]C.Kato, A. Iida, M.Hattori and S. Inadama: Numerical Simulation of Aerodynamic Sound Source in the Wake of a Complex Object, 6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA Paper 2000-1942, (2000).
- [3]H. Fujita, A. Iida, Y. Takano and C. Kato: Development of a Low Noise Wind Tunnel for Aerodynamic Noise Research, Proc. INTER-NOISE93, 1787-1790 (1993).
- [4]T.J.Mueller: Aeroacoustic Measurements, (Springer 2002), pp.258-274.
- [5]望月 修, 丸田 芳幸: 流体音工学入門 (朝倉書店 1996) 第 6 章.
- [6]飯田明由, 藤田肇, 加藤千幸, 高野靖: 空力音の発生機構に関する実験解析 (第 1 報 円柱表面圧力変動の空間構造について), 機論 62-604B, 4160-4167 (1996).
- [7] Y. Suzuki, C. Kato, H. Yoshiki and T. Suzuki: Experimental Study of Aerodynamic Sound Generated from a 2D Aerofoil, Pro. The Fifth JSME-KSME Fluid Engineering Conference, 541-551 (2002).
- [8]H.Fujita and L.S.G.Kovaszny: Unsteady lift and radiated sound from a wake cutting airfoil AIAA, 12, 1216-1222 (1974).
- [9]P.T.Soderam, S.M.Jaeger, J.A.Hayes, and C.S.Allen: Acoustic Performance of the 40-By 80-Foot Wind Tunnel Test Section Deep Acoustic Lining, 6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA Paper 2000-1939 (2000).
- [10]M.C.Jacob, G.Robert, N. Fremion and S. Guerrand: In-flow Acoustic Measurements on High Speed Trains, 6th AIAA Aeroacoustic conference, AIAA Paper 2000-2011, (2000).
- [11]S.M. Jaeger, W.C Horne and C.S.Allen: Effect of Surface Treatment on Array Microphone Self-Noise, 6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA Paper 2000-1937 (2000).
- [12]M.S. Howe: Acoustics of fluid-Structure Interactions, (Cambridge Univ. Press. 1998) pp.477-480.
- [13]Y. Takano: X-Shaped Two-Dimensional Microphone Array System for Measuring Noise-Source Distribution on Moving Vehicles, JSME International Journal (C), 41(1), 46-50, (1998).
- [14]P. Jean, F. Michel: Localization of the Acoustic Sources of the A340 with a Large Phased Microphone Array During Flight Tests, 8th AIAA Aeroacoustic conference, AIAA Paper 2002-2506 (2002).
- [15]O. Stefan, P. Sijtsma: Determination of absolute levels from phased array measurements using spatial source coherence, 8th AIAA Aeroacoustic conference, AIAA Paper 2002-2464 (2002).
- [16]M. Nakamura, T. Komine, M.Tsuchiya and J. Hald: Measurement of Aerodynamic Noise Using STSF. Bruel & Kjaer Application Note BO 0392-11 (1993).
- [17] 長倉 清, 高石 武久: 風洞実験による空力音の評価方法, RRR2000-8, 6~9 (2000)
- [18]B.D. Steinberg: Principles of Aperture and Array System Design (John Wiley and Sons Inc., New York, 1976).
- [19]P.R. Dougherty: Spiral-Shaped Array for Broadband Imaging, US Patent No.5838284 (1998).
- [20] J.R. Underbrink: Circular Symmetric, Zero Redundancy, Planar Array having Broad Frequency Range Applications, US Patent No.6205224 (2001).
- [21] M.S. Howe: Theory of Vortex Sound, (Cambridge Univ. Press. 2002) pp.41-81.
- [22] A. Iida, T. Otaguro, C. Kato and S. Shimode: Analysis of Aerodynamic Sound Source with Measurement of Static-Pressure Fluctuation, JSME International Journal, (B) 42(2), 596-604 (1999).
- [23] R. Hiramoto and K. Toyoda: Study on Sound Source of a Circular Jet by Simultaneous Measurements of Velocity and Pressure Fluctuations, Pro. The Fifth JSME-KSME Fluid Engineering Conference 497-505 (2002).
- [24] A. Iida, A. Mizuno and C. Kato: Visualization of Aerodynamic Sound Source with Compact Green's Function, 8th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA 2002-2572 (2002).