

# 多翼ファンの後流干渉と離散周波数騒音に関する研究

佐々木壮一

## Study of Wake Interaction and Discrete Frequency Noise of a Forward Curved Fan

by

Soichi SASAKI

In order to clarify the physical mechanism of unpleasant fan noise, the discrete frequency noise (DFN) generated from a forward curved fan is evaluated quantitatively based on the wake characteristics. The volute tongue of the scroll casing is replaced by a cylinder as an obstacle in order to simplify the mechanical model. Moreover, an analytical prediction model for the DFN generated by the wake interaction to the volute tongue of the scroll casing based on the wake characteristics of the impeller is proposed. To compare the prediction and measurement of the noise level, the influence of the clearance of the volute tongue on the DFN of the fan from the viewpoint of fluid dynamics is evaluated. The aerodynamic noise source was formed at the rear side of the impeller, which had large momentum in the wake. The momentum was rapidly lost by the diffusion in the near-wake field. The evaluated noise indicated that the noise level of the DFN was lower in the far-wake field than the broadband noise level. These results imply that the sinusoidal pressure fluctuation caused by the impingement of the jet-wake flow became weaker than the pressure fluctuation induced by the turbulence on the blade surface.

**Key words:** *wake interaction, aerodynamic noise, fan*

### 1. はじめに

送風機の動翼の上流や下流に静翼がある場合、その送風機は動翼と静翼の干渉により離散周波数騒音（以下、DFN）を発生する。この動翼と静翼の干渉には、二つの形態がある<sup>(1)</sup>。ポテンシャル干渉は、動翼の周辺に形成される定常な圧力パターンが静翼の通過によって急激に変化するものである。一方、後流干渉は、動翼の後流が静翼に流入し、静翼周辺の圧力分布が変化するものである。遠心ファンの一つである多翼ファンはスクロールケーシングと羽根車から構成される。スクロールの出口近傍には、再循環流の漏れを小さくするために、舌部が羽根車の近い位置に設けられている。従って、羽根車が舌部近傍を通過する度に急激な圧力上昇が起こる。この流れの干渉が多翼ファンから

発生するDFNの騒音源となる。

近年、送風機の空力特性の解析には、流れの数値シミュレーション（以下、CFD）が利用されている。このCFDによる空力騒音の予測では、非定常流れの変数がFfowcs Williams- Hawkings方程式<sup>(2)</sup>の入力データとして用いられる。Younsi, M.らは<sup>(3)</sup>は、多翼ファンの空力騒音に及ぼす非定常流れの影響をCFDで解析した。その予測値の離散周波数騒音の音圧レベルは、実測値よりも5dBから8dB小さかった。このCFDは自由音場の条件で計算されたものである。同論文では、両者の違いが実機の反射や反響の影響が考慮されていなかったことに起因すると考察されている。しかし、いずれにしても、CFDの結果だけでは流れとDFNの流体力学的な関係を説明することはできない。

令和2年6月29日受理

\* システム科学部門（Division of System Science）

本研究では、実測値の後流特性に基づいて多翼ファンから発生する後流干渉騒音を予測する。筆者は後流干渉騒音の予測において、後流中の抗力が物体表面の圧力変動を引き起こし、その圧力変動が離散周波数騒音の空力音源になることを提案する。舌部形状をモデル化するために、円柱がスクロールケーシングのない状態における羽根車の後流に設置され、その後流干渉騒音が再現されている。この実験装置の構成で測定されるファン騒音には、ケーシングやダクトの反射の影響がない。実機が多翼ファンから発生する離散周波数騒音の予測値と実測値の比較を通して、多翼ファンから発生する後流干渉騒音について議論する。

### おもな記号

$a_0$ : 音速	(m/s)
$b_{1/2}$ : 後流の半値幅	(mm)
$b$ : スパン長さ	(mm)
$C_D$ : 抗力係数	
$C_{xx}$ : 自己相関関数	
$C_{xy}$ : 相互相関関数	
$D$ : 円柱の直径	(mm)
$F$ : 抗力	(N)
$f$ : 周波数	(Hz)
$L$ : スパン長さ	(mm)
$L_Z$ : スパン方向の濡れ長さ	(mm)
$L_S$ : スパン方向方向相関長さ	(mm)
$L_p$ : 音圧レベル	(dB)
$N$ : 回転数	(rpm)
$p$ : 音圧	(Pa)
$p_0$ : 最小可聴音圧	(Pa)
$R_{xx}$ : 自己相関係数	
$R_{xy}$ : 相互相関係数	
$r$ : 音源から観測点までの距離	(mm)
$S_{xy}$ : クロススペクトル	
$S_t$ : 無次元周波数	
$U$ : 羽根車の周速度	(m/s)
$V_c$ : 後流の対流速度	(m/s)
$v$ : 絶対速度	(m/s)
$v_{1m}$ : 絶対速度の最大速度欠陥	(m/s)
$Z$ : 羽根枚数	
$\rho$ : 密度	(kg / m <sup>3</sup> )
$\theta$ : 指向性の角度	(°)
$\omega$ : 角周波数	(rad/s)
$\tau$ : 時間遅れ	(sec)

### 2. 後流干渉騒音の実験方法

図1は後流干渉騒音を再現するための実験装置を示したものである。表1には、羽根車の主要寸法が整理されている。この実験では、スクロールケーシングの舌部を模擬した円柱が羽根車の後方に設置され、その後流干渉騒音が再現されている。円柱の直径は12mmである。この円柱の直径は実際のスクロールケーシングの舌部半径を参考にして決定された。羽根車の回転数は2800 rpmとなるようにインバーターで制御される。羽根車の外径と円柱の距離は干渉距離 $\Delta R$ と定義されている。羽根車後流の非定常流れは熱線流速計によって計測される。可動熱線プローブはトラバース装置によって任意のスパン位置へ移動させることができ

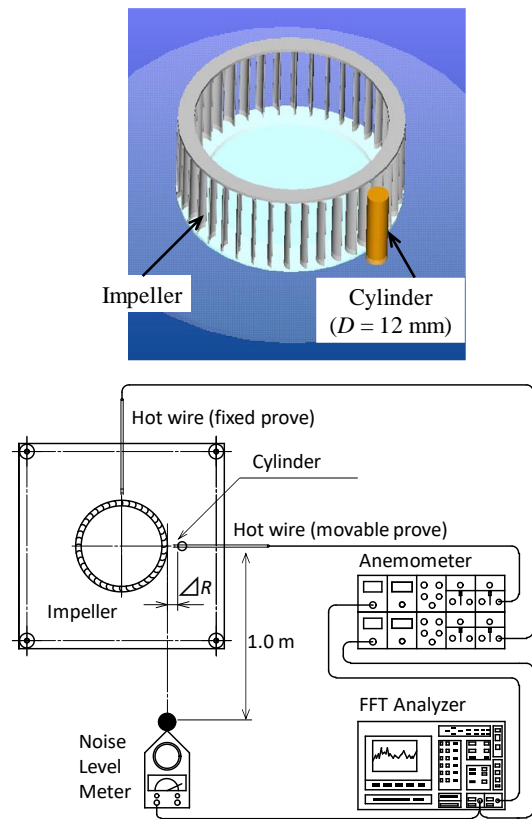


Fig.1 Experimental setup

Table 1 Main dimensions of the impeller

Outer diameter, $D$ (mm)	125
Chord length, $C$ (mm)	9
Number of blades, $Z$	40
Span length, $b$ (mm)	50
Thickness, $t$ (mm)	1

る．一つの熱線プローブで測定される信号の自己相関係数  $R_{xx}(\tau)$  は式(1)として定義される．

$$R_{xx}(\tau) = \frac{C_{xx}(\tau)}{C_{xx}(0)} \quad (1)$$

このとき，

$$C_{xx}(\tau) = \overline{x(t)x(t+\tau)} = \lim \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} x(t)x(t+\tau)dt$$

ここで， $C_{xx}$  は自己相関関数， $\tau$  は時間遅れである．また，二つの熱線プローブで測定される信号の相互相関係数は式(2)として定義される．

$$R_{xy}(z, \omega) = \frac{S_{xy}(z, \omega)}{S_{xy}(z_0, \omega)} \quad (2)$$

このとき，

$$S_{xy}(z, \omega) = \frac{1}{2} \int_{-T/2}^{T/2} C_{xy}(z, \tau) e^{-i\omega\tau} d\tau$$

$$C_{xy}(z, \tau) = \overline{x(z_0, \tau)y(z, \tau)}$$

ここで， $S_{xy}$  はクロススペクトル， $C_{xy}$  は相互相関関数である．騒音は羽根車の外径から水平軸方向に 1.0m 離れた位置に設置されている．

### 3. 後流干渉騒音の予測理論

図 2 は羽根車後流の概念図を示したものである．N. Curle<sup>(4)</sup> は固体表面から放射される遠距離場での音圧を式(3)として与えている．

$$\overline{p} = \frac{1}{4\pi a_0 r^2} \frac{\partial \overline{F}_i}{\partial t} \quad (3)$$

ここで， $\overline{\quad}$  は二乗平均を意味する記号， $a_0$  は音速， $r$  は音源から観測点までの距離，下付きの  $i$  はベクトルを意味する記号， $F$  は固体表面に作用する力である．この研究では，流体のもつ運動量の周期的な変動が固体表面上に作用する力を誘起すると仮定する．羽根車の後流の抗力は式(4)として与えられている．

$$\overline{F} = \rho \int_y v(y) (\overline{v} - v(y)) dy \quad (4)$$

ここで， $v(y)$  は絶対速度の分布， $\overline{v}$  は平均絶対速度である．後流の絶対速度の分布は，文献(5)を参考にして，式(5)のように与えられている．

$$v(y) = \overline{v} - v_{1m} \exp\left(-0.693 \frac{y^2}{b_{1/2}^2}\right) \quad (5)$$

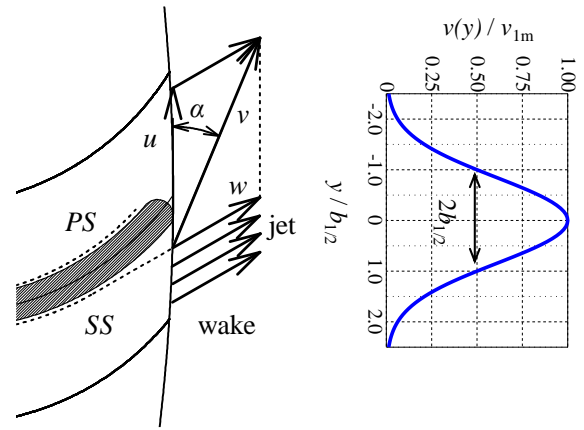


Fig. 2 Schematic image of the wake flow

ここで， $v_{1m}$  は絶対速度の最大速度欠陥， $b_{1/2}$  は後流の半値幅である．このとき，抗力係数は式(6)となる．

$$C_D(t) = \frac{F_D}{\frac{\rho U^2}{2} D L_z} \sin(\omega t + \phi) \quad (6)$$

ここで， $U$  は羽根車の周速度， $D$  は円柱の直径， $L_z$  は円柱のスパン方向の濡れ長さである．式(6)の抗力係数が後流の翼通過周波数（以下，BPF）に同期して正弦波的に変動すると仮定する．このとき，その抗力係数の微分は式(7)となる．

$$\frac{\partial \overline{C_D}}{\partial t} = \omega \overline{\partial C_D} \quad (7)$$

解析の対象となる後流干渉騒音の音源は，羽根車の後流が円柱表面へ干渉する際に生じる周期的な運動量の変動によって誘起される．この周期性を決定する翼通過無次元周波数  $S_t$  は式(8)のように定義される．

$$S_t = \frac{\omega D}{2\pi U}, \because \omega = 2\pi N Z / 60 \quad (8)$$

ここで， $N$  は羽根車の回転数， $Z$  は羽根枚数である．空力騒音は全スパンに渡って発生するのではなく，スパン方向相関長さの範囲で発生すると仮定する．このスパン方向相関長さには，Corcos の相関長さが採用されている<sup>(6)</sup>．

$$L_s = \frac{b_c V_c}{\omega} \quad (9)$$

ここで， $b_c$  は Corcos の無次元係数である．従って，羽根車の後流と円柱との干渉によって発生する DFN は

式(10)となる.

$$\bar{p} = \frac{\rho S_i U^3 \overline{C_D}}{4 a_0} \frac{\cos \theta}{r} \frac{L_s}{L} L_z \quad (10)$$

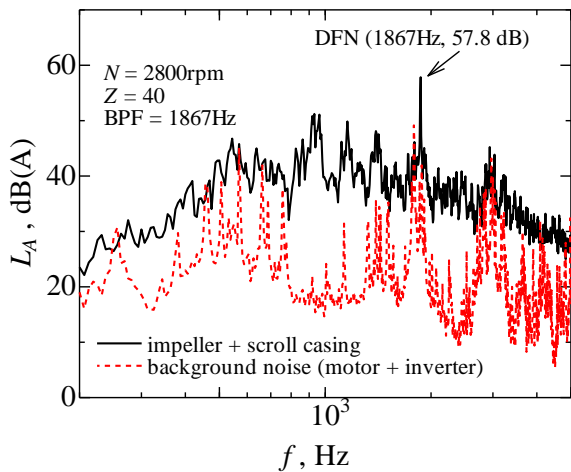
このとき,

$$L_p = 10 \log_{10} \left( \frac{\bar{p}}{p_0^2} \right)$$

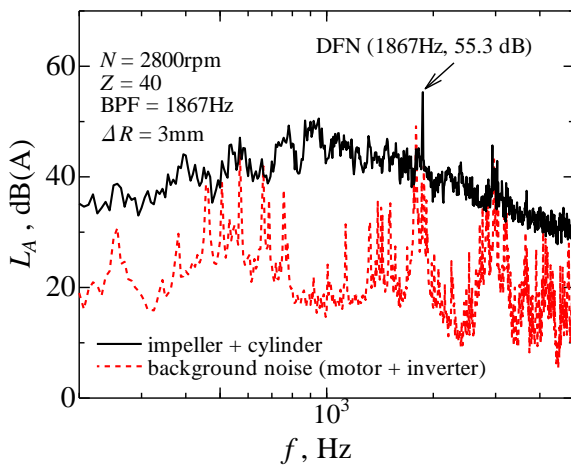
ここで,  $\theta$  は指向性を表す角度,  $L_p$  は音圧レベル,  $p_0$  は最小可聴音圧 (20 $\mu$ Pa) である.

#### 4、実験結果および考察

図3には, 実機が多翼ファンと図1の実験装置から発生した騒音のスペクトル分布が示されている. 図3(a)は実機が多翼ファンから発生した騒音のスペクトル分布を示したものである. 破線は羽根車なしの実験



(a) actual forward curved fan



(b) experimental apparatus

Fig.3 Noise spectra of the wake interaction noise

装置から発生した暗騒音である. 多翼ファンの BPF は 1867 Hz である. 実測値の DFN は暗騒音よりもよりも十分に大きい. この結果は, この BPF での DFN が空力騒音であることを示すものである. この研究の対象となる騒音はこの DFN であり, 広帯域騒音については議論しない. 図3 (b) は羽根車と円柱で構成される実験装置から発生した騒音のスペクトル分布を示したものである (図1参照). 干渉距離は 3 mm である. この実験装置は, 実機が多翼ファンと同じように, BPF に同期した DFN を発生した.

図4 は子午面における速度変動の分布を示したものである. この速度変動の分布は BPF での最大速度変動によって構成されたものである. 後流の速度変動は後面側に偏っている. この流動様相の結果から, 干渉騒音の音源が羽根車の後面側に形成されることがわかる.

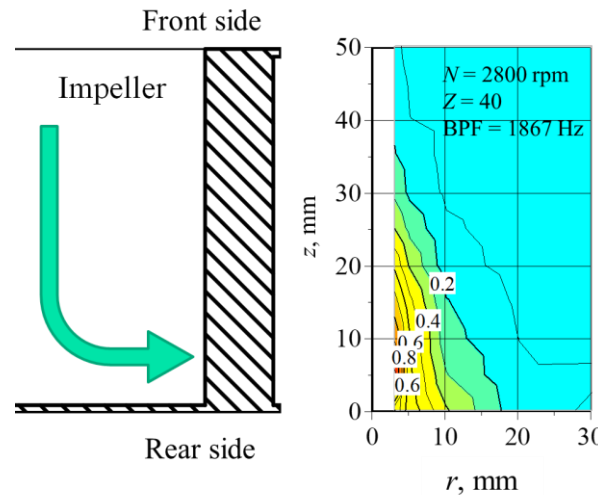


Fig. 4 Flow regime in the meridional plane

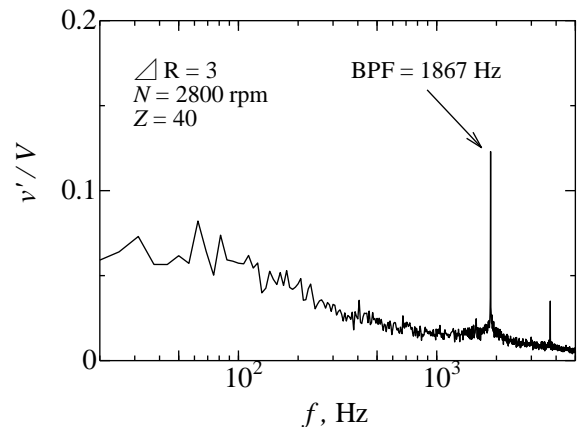


Fig.5 Spectral distribution of the velocity fluctuation in the wake

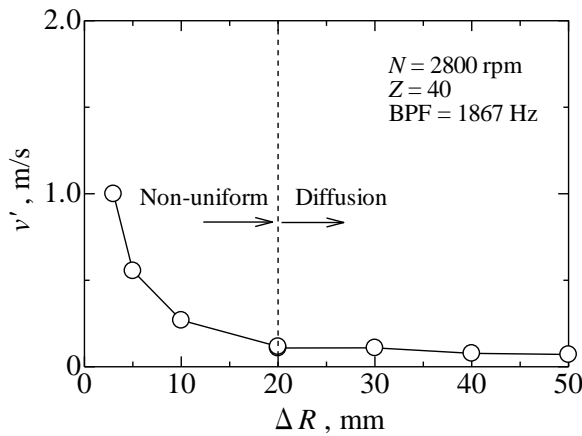


Fig. 6 Relationship between the interference distance and the velocity fluctuation

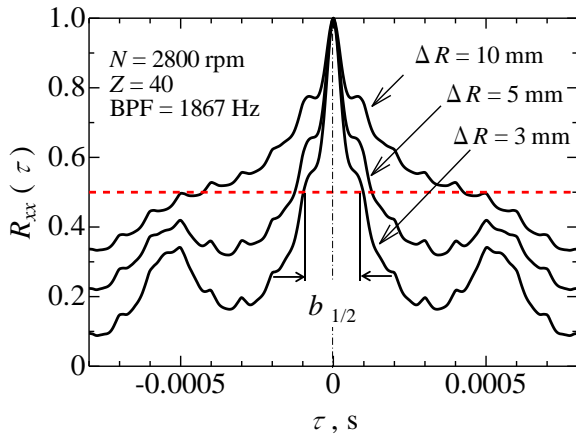


Fig. 7 Distribution of the auto correlation coefficient

図 5 には、羽根車後流の速度変動のスペクトル分布が示されている。この速度変動の測定位置は、図 4 の速度変動の最大値の位置である。実測値の速度変動の離散周波数は DFN の周波数と一致する。この変動量は噴流と後流の速度変動によって決定される。これは BPF での速度変動は式(4)における速度欠陥  $v_{1m}$  の大きさに相当するものであることを示すものである。図 6 には、干渉距離  $\Delta R$  と速度変動の関係が示されている。速度変動は近距離場後流 ( $\Delta R < 10\text{mm}$ ) において急激に減少する。一方、遠距離場後流 ( $\Delta R > 20\text{mm}$ ) では、その値はほとんど変化しない。また、多翼ファンの羽根車の後流は近距離場で急激に拡散する。

図 7 は後流の自己相関係数の分布を干渉距離ごとに示したものである。この自己相関係数に羽根車の周速度が乗じられると、後流の半値幅を定量的に評価することが出来る。干渉距離が大きくなると、羽根車の後

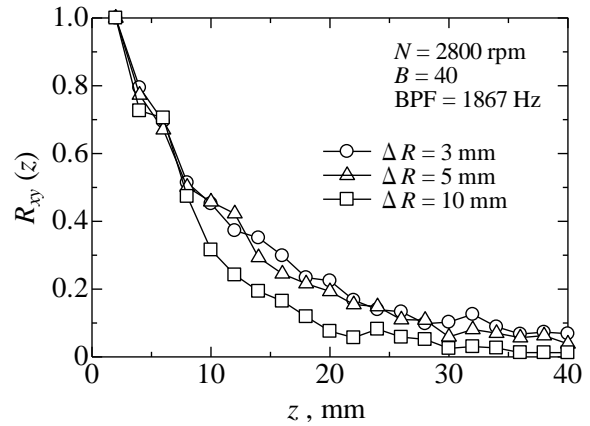


Fig. 8 Comparison on the cross-correlation coefficient

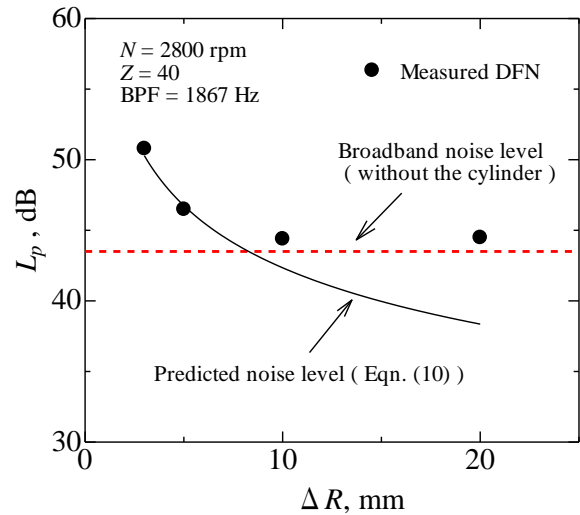


Fig. 9 Relationship between the interference distance and the wake interaction noise

流の幅が拡散によって広がる事がわかる。図 8 には、二本の熱線プローブによって計測された相互相関係数のスパン方向の分布が示されている。スパン方向の濡れ長さは式(11)によって評価されている。

$$L_z = \frac{1}{R_{xy}(z_0)} \int_z R_{xy}(z) dz \quad (11)$$

$\Delta R = 10\text{mm}$  でのスパン方向の濡れ長さは、後面側に偏る慣性力の影響で小さくなったと考えられる。

図 9 には、干渉距離と DFN の騒音レベルの関係が示されている。図中の実線は式(10)の予測値の騒音レベルである。破線は、円柱の無い状態における、羽根車から発生する広帯域騒音レベルである。干渉距離が 3 mm の場合、DFN は広帯域騒音よりの 7.3 dB 大きくなった。予測値の DFN の騒音レベルは干渉距離 5mm

まで急激に減少する傾向を表すことができた。しかし、干渉距離が少なくとも 10mm を超えると、予測値の DFN は広帯域騒音よりも小さくなる。これは、後流の抗力が遠距離場で拡散により弱くなるためである。これらの結果は、舌部隙間の広い多翼ファンの後流干渉騒音が翼表面の統計乱流によって発生する広帯域騒音よりも小さくなることを示すものである<sup>7)</sup>。

## 5、おわりに

この記事では、後流干渉騒音の予測式が提案され、多翼ファンから発生する離散周波数騒音について解説されている。後流干渉騒音の予測で必要となる物理量が流れの計測に基づいて評価された。本実験の範囲では、予測値の後流干渉騒音は実測値の傾向を表すことができた。この結果は、後流の抗力が離散周波数騒音を誘起すること、その音源を形作るスパン方向の後流には秩序構造がないこと、などを示すものである。また、舌部隙間が広がると、多翼ファンの干渉騒音が低減することは、後流の抗力が拡散によって弱められることに起因することを示した。

## 参考文献

- 1) 深野徹, 空力素音発生機構, ターボ機械, 26(1), pp. 5-16, 1998.
- 2) J. E. Ffowcs Williams and D. L. Hawkings, Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A*, 264(1151), pp. 321-342, 1969.
- 3) M. Younsi, F. Bakir, S. Kouidri, and R. Rey, Influence of impeller geometry on the unsteady flow in a centrifugal fan: numerical and experimental analyses, *International Journal of Rotating Machinery*, Article ID 34901, 10 pages, 2007.
- 4) N. Curle, The influence of the solid boundary upon aerodynamic sound, *Proceedings of the Royal Society of London*, 231(1187), pp. 505-514, 1955.
- 5) H. Schlichting, *Boundary-Layer Theory*, Seventh Edition, McGraw-Hill Book Company, New York, pp. 739-743, 1979.
- 6) G.M. Corcos, The structure of the turbulent pressure field in boundary-layer flows, *Journal of Fluid Mechanics*, 18, pp. 353-378, 1964.
- 7) Amiet, R.K., Noise Due to Turbulent Flow past a Trailing Edge, *Journal of Sound and Vibration*, 47, pp. 387-393, 1976.