

多翼シロッコファンから発生する広帯域騒音に関する研究

佐々木壮一*・児玉好雄*・林秀千人*

島山真**・志賀亮太***・高瀬毅***

A Study of Broad Band Noise Generated from a Multi-Blade Sirocco Fan

by

Souichi SASAKI*, Yoshio KODAMA*, Hidechito HAYASHI*
Makoto HATAKEYAMA**, Ryota Shiga*** and Tsuyoshi TAKASE***

The basic characteristics of the broad band noise (BBN) generated from a multi-blade sirocco fan are summarized. As a basic experiment of the BBN, the noise characteristics generated from an arc blade were researched in the wind tunnel experiment, and the distributions of the sound sources of the same blade were visualized by a numerical computation. As the sound sources generating at the separation point moved to trailing edge, the scale of the sound sources became large. Moreover, the sound sources were not necessarily uniform scale. The sound pressure generated from the multi-blade sirocco fan was proportional to third power of the flow coefficient, and the BBN in the spectrum distribution was in inverse proportion to third power of the frequency. This tendency of the noise of the fan was same as the noise characteristics of the arc blade. In the fan noise of the multi-blade sirocco fan, the influence of the BBN appeared in the flow rate vicinity of the maximum efficiency point.

1. 序論

多翼シロッコファンは家庭用空調機器や業務用衛生機器として広く用いられており、流体力学的特性の向上とともに快適性の面で騒音を低減することが重要な技術課題となっている。著者らは、前傾翼によって構成される羽根車を有するファンから発生する騒音スペクトルには、特定の周波数に存在する離散周波数騒音だけでなく、広い周波数帯域に渡って分布する広帯域騒音の両者が混在することを明らかにした¹⁾²⁾。この広帯域騒音の低周波側の音圧レベルはしばしば離散周波数騒音の音圧レベルを超えることがある。しかし、このような広帯域騒音がファン騒音全体に与える影響についてはこれまで十分な議論がなされていない。

多翼シロッコファンのように前傾の円弧翼によって構成される羽根車では、流れが前縁側からはく離し、

翼の負圧面側全体ではく離せん断層が形成される³⁾。この場合、後流渦だけでなく、はく離せん断層の内部での渦によって生じる圧力変動も任意の観測点での音圧に対して無視することのできない因子となると考えられる。このはく離せん断層内部の渦の挙動と広帯域騒音の関係や、それが多翼シロッコファンから発生する騒音に与える影響を把握することは、ファン騒音の基本的な性質を理解する上で重要である。

本研究は、多翼シロッコファンから発生する広帯域騒音の特性についてまとめたものである。広帯域騒音の基本的な性質を理解するために、静止した円弧翼周りの流れとそれによって発生する騒音の関係を風洞実験と数値計算によって調査した。多翼シロッコファンから発生する騒音の特性を整理した結果、これが円弧翼から発生する広帯域騒音の特性と一致することや、

平成15年4月18日受理

*機械システム工学科 (Department of Mechanical System Engineering)

**東陶機器株式会社商品研究センター商品研究所 (TOTO Ltd., Products R&D Laboratory)

***生産科学研究科博士前期課程 (Graduate student, Graduate School of Science and Technology)

最高効率点近傍で運転されているファンから発生する騒音には広帯域騒音の影響が現れることなどが明らかになった。

2. おもな記号

- a_0 : 音速 m/s
 B : 翼枚数
 C : 翼弦長 mm
 d : 円弧翼の最大反り mm
 D_i : 羽根車の内径 mm
 D_o : 羽根車の外径 mm
 f : 周波数 Hz
 L : スパン高さ mm
 N : モーターの回転数 rpm
 P_t : ファンの全圧 Pa
 p_0 : 大気圧 Pa
 p : 圧力 Pa
 Q : 流量 m^3/min
 SPL : 音圧レベル dB
 U_0 : 主流速度 m/s
 α : 迎え角 deg.
 ϕ_{pp} : 圧力スペクトル密度
 ϕ : 流量係数
 ϕ : 圧力係数
 η : 効率
 ω : 角周波数
 δ^* : 境界層排除厚さ mm
 θ : 流入角 deg.
 β_1 : 羽根車の入口設計角 deg.
 β_2 : 羽根車の出口設計角 deg.

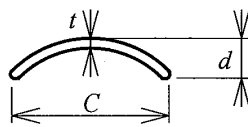


Fig. 1 Arc blade (NA32)

Table 1 Main dimensions of the arc blade (NA32)

Specification	Dimension
C	32 mm
t	2 mm
d	16 mm
L	100 mm

3. 実験装置および実験方法

3.1 風洞実験

図1は風洞実験に用いられた円弧翼の形状を示したものである。円弧翼は一円弧法で設計されており、その翼の主要諸元は表1に示される通りである。翼のスパン高さ L は100mmである。実験結果の図中にはこの円弧翼がNA32と表記されている。

図2は風洞実験における空力騒音の測定に関する概略図を示したものである。風洞装置はオープンチャンネル型で、空気吐出し口のノズルの形状は100mm×100mmの正方形である。円弧翼は前縁がノズルの出口から100mm後方に位置するように設置される。この測定位置での主流の乱れは0.2%以下である。迎え角 α は円弧翼の前縁と後縁の点を結んだ直線と主流の流線とのなす角として定義する。マイクロホンは主流と垂直方向へ後縁から1.0m離れた位置に設置されている。マイクロホンで計測された騒音の出力信号はFFTアナライザ(小野測器, CF5210)へ入力され、騒音の周波数特性がスペクトル解析される。

3.2 数値計算

数値計算による円弧翼周りの流れは二次元の有限体積法によって解かれたものである⁴⁾。その乱流モデルにはBaldwin-Lomaxモデルが適用されている⁵⁾。RANS方程式の非粘性項の流束は構造格子の界面で3次精度のMUSCAL法により計算され、粘性項は2次精度の中心差分で計算される。翼弦長 C を基準としたレイノルズ Re 数は 6.8×10^4 に設定され、これは風洞実験での主流速度が約30m/sの流れに相当するものである。円弧翼の格子節点数は 361×101 であり、その格子形状は風洞実験で用いられた円弧翼と同じである。

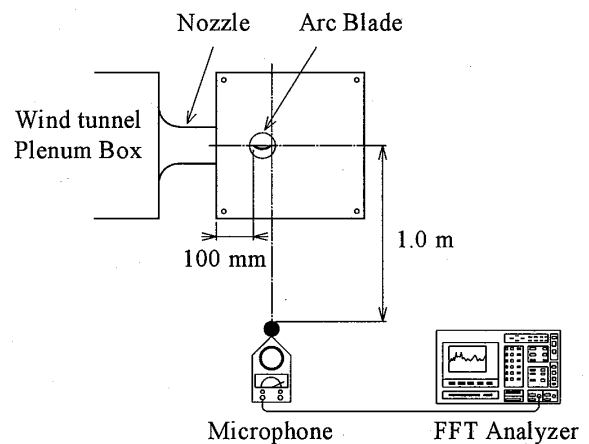


Fig. 2 Schematic diagram of the wind tunnel experiment

3.3 多翼シロッコファン

図3には実験に用いられた多翼シロッコファンの羽根車の形状が示されている。羽根車の主要諸元は表2に示される通りである。実験結果の図中にはこれがSC13として表記されている。羽根車の翼には前傾の円弧翼が採用されており、入口角 β_1 は53.2deg、出口角 β_2 は144.5degである。このとき、翼の取り付け角は33.1degとなる。羽根車の翼形状は前節の円弧翼が2/5程度に縮小されたものである。この羽根車がスクロール角6degのケーシングに設置されている。ファンのモーター回転数 N は1400rpmに統一した。

図4は多翼シロッコファンの騒音の測定方法を示したものである。騒音の測定は無響室で行われ、無響室での騒音測定時の暗騒音は30dB(A)以下である。騒音の観測点は送風機の回転軸上のベルマウス入口端から1.0m上流の点である。ファンの吐出し口には長さ1100mm、幅500mm、高さ500mmの無響箱が取り付けられている。この無響箱には静圧孔とダンパーが設けられており、流量は出口側のダンパーで調整される。また電動機からの騒音を遮断するために、電動機はフェルト製の吸音材が内張りされたアルミニウム製の箱に収められ、箱全体がゴム製遮音材で被覆されている。

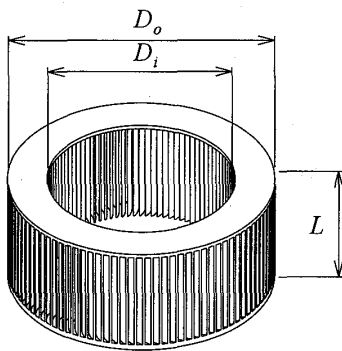


Fig.3 Test impeller (SC13)

Table 2 Main dimensions of the impeller (SC13)

Specification	Dimension
D_o	125 mm
D_i	99 mm
C	13 mm
L	50 mm
B	120
β_1	53.2 deg.
β_2	144.5 deg.

4. 広帯域騒音について

4.1 流動モデル

図5は一様流中の円弧翼周りの流れの流動モデルを示したものである。迎え角 α が0degの円弧翼を通過する流れには、前縁側からはく離点の位置まで層流境界層が形成される。円弧翼からはく離した流れは後縁側で上下の渦が互いに干渉し、後流には周期的なカルマン渦が放出される。また、はく離点で生成された渦が後縁に到達するまでに、円弧翼の表面上にははく離せん断層が形成される。

4.2 乱流境界層騒音理論

Mugridge⁶⁾は B 枚の翼の乱流境界層から発生する騒音の音響エネルギーが式(1)の関係となることを示した。

$$\frac{dE}{d\omega} = \frac{BLU_0^3}{6\pi\omega\rho_0 a_0^3} \phi_{PP}(\omega) \quad (1)$$

ただし

$$\phi_{PP}(\omega) = |p(\omega)|^2$$

ここで、 E は音響エネルギー、 L はスパン高さ、 $\phi_{PP}(\omega)$

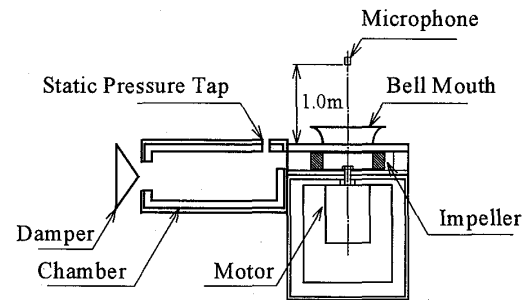


Fig.4 Experimental apparatus of the multi-blade sirocco fan for noise measurement

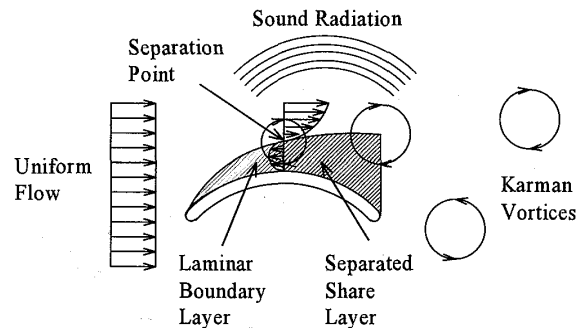


Fig.5 Schematic diagram of the flow across to an arc blade and the noise generated from the separated share layer

は圧力スペクトル密度, $p(\omega)$ は圧力である. また, $\phi_{pp}(\omega)$ の特性には単独翼の風洞実験の結果を基にして, 式(2)が提案されている.

$$\phi_{pp}(\omega) = 10^{-3} \rho^2 \delta^* U_0^3 \quad (2)$$

式(2)は無次元周波数が $0.003 < f\delta^*/U < 0.1$ の領域で妥当な結果を得ることができる. この場合, 圧力スペクトル密度 $\phi_{pp}(\omega)$ の周波数特性は主流速度の3乗に比例することになる. しかし, 式(2)の整理は乱流境界層内部の渦による動圧が必ずしも全て圧力へ変換されることを意味するものではなく, 実験的な整理に基づく特性であることには注意が必要である.

5. 実験結果および考察

5.1 円弧翼の広帯域騒音

図6は風洞実験で計測された円弧翼から発生する音圧レベルのスペクトル分布を迎え角 $\alpha=0\text{deg}$. と $\alpha=30\text{deg}$ の場合について比較したものである. $\alpha=0\text{deg}$ の場合, 600Hz から 700Hz にかけて明確なピークを持つ離散周波数騒音(DFN)が発生している. また, 1000Hz

以上の音圧レベルは暗騒音よりも高く, これが広帯域騒音(BBN)を形成している. 一方, $\alpha=30\text{deg}$ の場合, DFN はスペクトル分布中には存在しない. しかし, 1000Hz 以上の音圧レベルは暗騒音よりも僅かに高く, この場合も BBN が形成されていることがわかる.

図7は円弧翼の後流の速度変動を動圧として整理したスペクトル分布を示したものである. 迎え角 α は 0deg と 30deg である. 以下, この動圧を便宜上, 速度変動エネルギーと呼ぶことにする. 図中の測定位置 (x,y) は翼の後縁を原点とした場合の相対的な位置関係である. $\alpha=0\text{deg}$ の場合, 明確な線スペクトルが 638Hz 近傍に存在し, この周波数は離散周波数騒音のピーク周波数と一致する. いずれのスペクトル分布も 1000Hz 以下の領域では, その速度変動エネルギーの周波数分布が $5/3$ 乗に比例した直線と平行の関係となった. これは 1000Hz 以下の渦の挙動がコルモゴロフの乱流渦の性質をもつことを示すものである. 一方, 1000Hz 以上の領域では速度変動エネルギーの勾配が前者よりも大きくなり, このときスペクトル分布は $E \propto f^{-3.0}$ の関係となった.

図8は主流速度と円弧翼から発生する騒音の音圧レベルの関係を整理したものである. DFNは離散周波数騒音のピークの音圧レベルとした. また, BBNは2000Hz以上の広帯域騒音を全帯域騒音として整理したものである. $\alpha=30\text{deg}$ におけるDFNは明確なピークを捉えることが出来なかったために図中の掲載を省略した. $\alpha=0\text{deg}$ のDFNの音圧レベルは主流速度の4.8乗に比例して増加し, この騒音特性は双極子型音源から発生する騒音の基本特性である6乗則よりも小さくなった. これは本実験での騒音はA特性で測定された結果を整理したために, 1000Hz以下に現れるDFNが聴感補正されたことによると考えられる. 一方, BBN

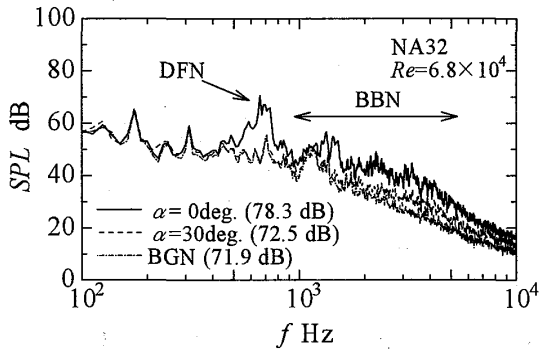


Fig.6 Noise spectral distribution of NA32

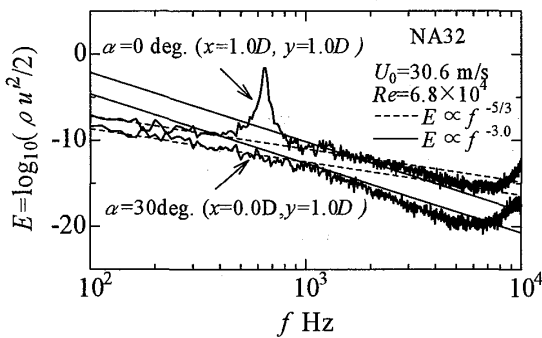


Fig.7 Spectral distributions of the velocity fluctuation of NA32

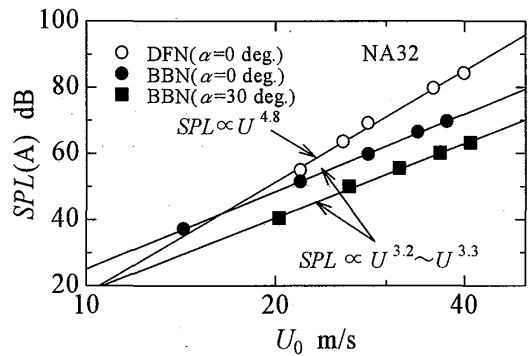


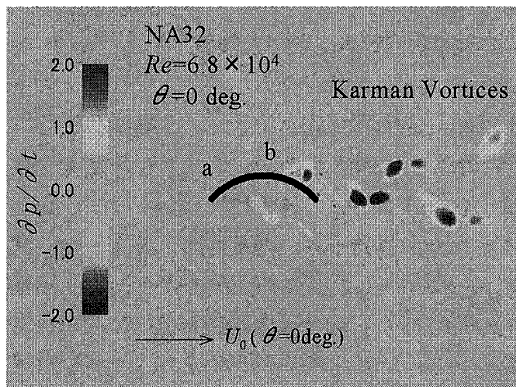
Fig.8 Relationship between the mainstream velocity and the sound pressure level of NA32

の音圧レベルはいずれの迎え角においても主流速度の約3乗に比例して増加し、これはDFNとは異なる騒音特性となった。

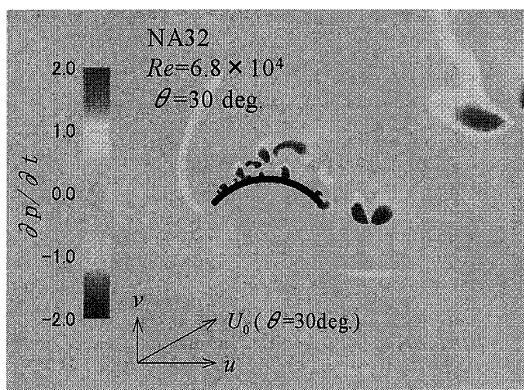
図9は数値計算による円弧翼周りの音源を流入角 θ が0degと30degの場合について可視化したものである。Curle⁷⁾は任意の観測点における音圧が式(4)となることを理論的に導出している。

$$p - p_0 = \frac{1}{4\pi a_0^2} \frac{x_i}{r^2} \frac{\partial}{\partial t} \int_S p \left(y, t - \frac{r}{a_0} \right) dS(y) \quad (4)$$

ここで、 r は音源から観測点までの距離、 p は流れ場の圧力である。式(4)は流れ場で生じた圧力が固体表面上で反射し、その余弦成分が任意の観測点での音圧になることを意味するものである。これを参考に、本研究では空間中に分布する音源が流れ場の圧力を時間微分した特性で可視化されている。 $\theta=0\text{deg}$ の場合、図中のa点からb点にかけては音源の生成がなく、この領域では層流境界層が形成されていることがわかる。同図中のb点のはく離点以降では渦放出に伴って音源が生成されており、後縁側での渦の干渉により後流中にはカ



(a) $\theta=0\text{ deg}$.



(b) $\theta=30\text{ deg}$.

Fig.9 Visualization of the sound sources by the numerical computation

ルマン渦のような千鳥配列の音源が形成されている。

$\theta=30\text{deg}$ の場合、流れは翼の前縁ではく離し、(a)のような千鳥配列の音源が近距離場の後流中に形成されていない。また、翼の負圧面側に形成される音源の大きさは後縁側へ移動するに従って発達し、はく離せん断層内部での音源の大きさは必ずしも一様ではないことがわかる。このような音源の大きさの発達は(a)のはく離せん断層の内部でも観察することができる。

5.2 多翼シロッコファンの広帯域騒音

図10は多翼シロッコファン(以下、SC13と略称)の特性曲線を示したものである。 ϕ は流量係数、 ϕ は圧力係数、 η はファン効率であり、これらは式(5)として定義した。

$$\phi = \frac{Q}{60\pi D_0 L U_0}, \varphi = \frac{2P_t}{\rho U_0} \quad (5)$$

$$\lambda = \frac{2W_s}{\pi\rho D_0 L U_0^3}, \eta = \frac{\phi\varphi}{\lambda}$$

ここで、 Q は流量、 P_t はファンの全圧、 λ は動力係数、 W_s は軸動力である。圧力係数 ϕ は $\phi=0.10$ から $\phi=0.20$ にかけて増加し、この範囲で前傾翼特有の圧力特性が現れた。 $\phi=0.20$ でのファンの効率は $\eta_{\max}=0.593$ となった。この最高効率点近傍よりも大きな流量では、図9に示されるような翼面上のはく離せん断層内部での渦が発達するために、その渦による損失が全圧と効率の低下を引き起こしたと考えられる。

図11はSC13から発生する騒音の音圧レベルのスペクトル分布を流量係数 ϕ が0.18、0.23および0.28の場合について示したものである。図中の実線は音圧が周波数の3.0乗に比例することを近似した直線である。全ての流量係数においてDFNを除くBBNのスペクトル分布と実線はほぼ平行の関係にある。このBBNの傾向は円弧翼後流の速度変動エネルギーの2000Hz以上の

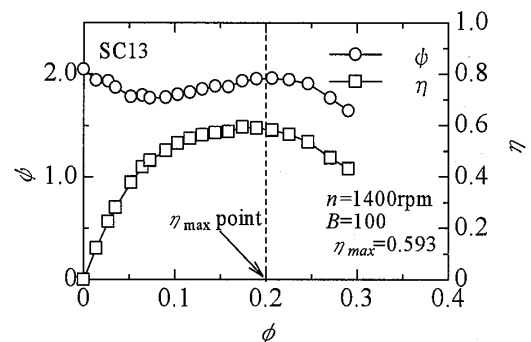


Fig.10 Characteristics curves (SC13)

スペクトル分布と同じ傾向となった。流量係数 ϕ が増加すると、BBN の音圧レベルも大きくなることからわかる。一方、 $\phi=0.23$ と $\phi=0.28$ の流量係数では、2000Hz から 3000Hz の間に DFN が発生している。前節の風洞実験の結果を参考にすれば、これは翼の後流に放出されるカルマン渦によって発生する DFN であると類推できる。

図 12 は SC13 から発生する騒音の音圧レベル $SPL(A)$ の流量特性を示したものである。図中の実線は最高効率点以上 ($\phi \geq 0.20$) の結果を用いて最小二乗法により近似された直線である。最高効率点以上の音圧レベルは、流量係数の 3.1 乗に比例して増加した。この傾向は図 8 に示される NA32 の広帯域騒音の傾向と一致する。これらのことから、多翼シロッコファンの騒音特性は最高効率点近傍での運転条件下においても広帯域騒音の影響が現れることがわかった。

6. 結論

多翼シロッコファンから発生する広帯域騒音の特性を調査した。広帯域騒音の基本特性を円弧翼による風洞実験と数値計算による解析結果を含めて、以下の結論を得た。

- (1) 円弧翼の後流の速度変動エネルギーのスペクトル分布は、1000Hz 以下の領域で周波数 f の $5/3$ に比例した分布となった。一方、1000Hz 以上では周波数のおよそ 3 乗に比例し、その勾配は僅かに大きくなった。
- (2) 円弧翼から発生する離散周波数騒音は主流速度の 4.8 乗に比例して増加した。一方、円弧翼から発生する広帯域騒音は主流速度のおよそ 3 乗に比例して増加し、前者とは異なる傾向となった。
- (3) 流入角 0deg の流れが円弧翼へ流入すると、はく離点で生成された音源は後流中で規則的な千鳥配列の分

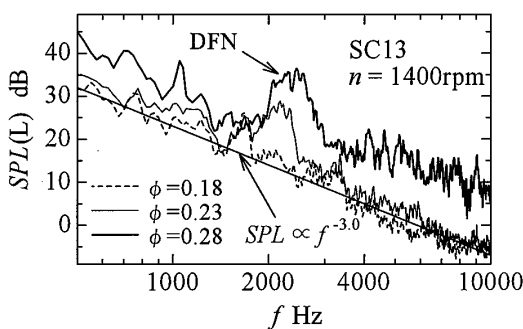


Fig.11 Noise spectral distribution of SC13

布を形成した。

(4) 流入角 30deg の流れが円弧翼へ流入すると、音源は円弧翼の前縁側で生成された。また、音源ははく離せん断層の内部で後縁側へ移動するに従って発達し、その規模は必ずしも一様ではなかった。

(5) 多翼シロッコファンから発生する騒音の音圧レベルは、最高効率点よりも高流量側で流量係数の 3.1 乗に比例して増加した。この特性は円弧翼から発生する広帯域騒音の特性と一致した。

謝辞：おわりに本研究に協力された、平成 14 年度学部学生の岡寿枝君と飯田英樹君に紙面を借り、ここに厚く謝意を表す。

参考文献

- 1) 畠山真, 佐々木壮一, 児玉好雄, 林秀千人, 後藤健一, 小型シロッコファンの乱流騒音について, 長崎大学工学部研究報告, 第 31 巻第 57 号, pp.15-22, 2001-7
- 2) 佐々木壮一, 畠山真, 児玉好雄, 林秀千人, 二重翼列遠心ファンの羽根車出口流動様相と騒音特性に関する実験的研究 (露出度とスクロール吐出角の影響), 長崎大学工学部研究報告, 第 32 巻第 59 号, pp.25-32, 20002-7
- 3) 児玉好雄, 畠山真, 佐々木壮一, 二重翼列遠心ファンの空力特性と乱流騒音について, ターボ機械, 第 30 巻第 12 号, pp.715-723, 2002-12
- 4) 佐々木壮一, 林秀千人, 児玉好雄, 井上良介, スパン方向へ生成される平板翼の後流のコヒーレント構造に関する研究 (第 1 報; 渦度輸送方程式による後流構造の解析), 長崎大学工学部研究報告, 第 32 巻第 58 号, pp.61-68, 2002-1
- 5) Yoshiaki Kodama, Computation of Ship's Resistance

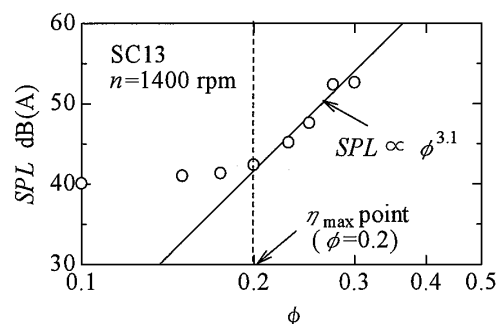


Fig.12 Relationship between the flow coefficient and the sound pressure level of SC13

Using an NS Solver with Global Conservation — Flat Plate and Series 60($C_B=0.6$) Hull—, Journal of The Society of Naval Architects of Japan, Vol.172, pp.147-155, 1992

6) B.S. Baldwin and H. Lomax, Thin layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting at Huntsville, pp.1-8, 1978

7) B. D. Mugridge, Acoustic Radiation from Aero foils with Turbulent Boundary Layer, J. Sound Vib., 16(4), pp.593-614, 1971

8) N. Curle, The influence of the solid boundary upon aerodynamic sound, Proc. Roy. Soc. A, 231, pp.505-514, 1955