

軸流圧縮機からの回転騒音

谷田 好通, 長島 利夫

SUMMARY: A new test rig has been built to investigate the discrete frequency sound generation from an axial fan or a compressor. Steady performance of the rig is found to be satisfactory at the design condition. Experimental particulars for the acoustic test are given and some of the test results are shown for both operation modes of a single rotor and/or the rotor plus stator cascades. One of the primary objectives in the present experiment is the effect of the blade tilting on the interaction between the blade cascades in relative motion, therefore an analytical model including this effect has been also proposed.

概 要

軸流ファンや圧縮機からの回転騒音の発生、伝播機構とその低減法、特に翼列の傾斜効果を明らかにする目的で計画された研究の内容が報告されている。新しく製作された回転翼列試験機の性能や測定システムの組立ての他に、翼列後流の減衰や音響特性に関する一連のデータが整理され、傾斜効果に関連して、3次元アクチュエータディスクの解析モデルが紹介されている。

1. ま え が き

ジェット・エンジンの空力的騒音としては、排気騒音と圧縮機騒音とが主なものであるが、近年高バイパス比の高性能ファン・エンジンの実用化によって、排気騒音は著しく低減されるとともにファンによる騒音が顕著になって、前者を凌駕するに到った。特に着陸時のファン騒音は、排気騒音よりも15 PNdB 以上も大きい場合があるといわれており、最近においては空港近辺の重要な公害問題として、その低減について数多くの研究がなされている。

ファン騒音は、白色騒音と特定周波数騒音（回転騒音）とよりなるが、高速のファン、圧縮機では、翼列の回転に起因する回転騒音が支配的となる。ファンは動・静翼と空気取入口、上下流ダクトとにより構成されているが、ファンより放出された音響エネルギーの空間的分布は、それらにより影響を受け、自由空間におけるプロペラの場合と異なって、複雑な様相を呈する。亜音速翼列が単独に存在する場合には、それが回転することにより生ずる回転騒音は減衰モードであるが、動翼の前後に静翼などがあると、両者の干渉により非減衰の伝播モードが生じ、ダクト内を伝播して外部へ回転騒音として放射される。この動・静翼列の干

渉に起因する回転騒音は、翼通過周波数 (BPF) を基本とする高調波成分に山をもつ周波数スペクトル分布を特徴とする。

翼列干渉による回転騒音の発生原因としては、翼のもつ定常負荷に関する圧力場に付随したポテンシャル干渉及び上流側翼列よりの後流が、相対運動する下流側翼列に当る際に生ずる後流干渉とがある。前者は翼列間隔を離せば多くの場合低減されるが、後者は後流の減衰性が悪いために、翼列間隔をある程度とって、騒音を低減させることは十分には期待できない。

後流干渉を低減させる積極的な方法として、翼列間に金網を挿入して後流の減衰を促進させる方法 [1] や、上下流の翼を相対的に周方向に傾斜させて、上流側翼列の後流が下流側翼列のスパン全域にわたって同時に当たらない様にする事によって騒音を低減させる方法 [2] などが僅かに試みられているに過ぎない。

本研究は、翼列干渉に起因する回転騒音の発生機構とその低減法、特に回転騒音に及ぼす翼列の傾斜効果を明きらかにする目的で計画されたものであって、以下にその概要を述べる。

2. 音場について

簡単化の為に、実際には環状のダクト内の場を、第 1 図の様な 2 枚の平行無限板で囲まれた領域に置換し、翼列上下流の主流は一樣な平行流であるとする。図示する座標系をとれば、(i) 非粘性圧縮流体 (ii) 微小擾乱の仮定の下に、流れ場を支配する基礎式 (連続、運動、等エントロピ変化) は、次の様に見える。

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{1}{R} \frac{D}{Dt} \\ \frac{D}{Dt} & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{R} \frac{\partial}{\partial x} \\ 0 & \frac{D}{Dt} & 0 & 0 & \frac{1}{R} \frac{\partial}{\partial y} \\ 0 & 0 & \frac{D}{Dt} & 0 & \frac{1}{R} \frac{\partial}{\partial z} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -C_0^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ p \\ \rho \end{pmatrix} = 0 \quad (1)$$

ここで、流体の圧力、密度、速度は $P+p$, $R+\rho$, (V_x+v_x, V_y+v_y, v_z) と表わされている。

P , R , V は一樣流中の値, p , ρ , v は擾乱とする。

$$\text{又, } \frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + V_x \frac{\partial}{\partial x} + V_y \frac{\partial}{\partial y}, \quad C_0^2 \equiv r \frac{P}{R}$$

境界条件として、(i) $z=0, h$ で $v_z=0$ (ii) 翼列方向に周期性 (iii) 無限上下流で圧

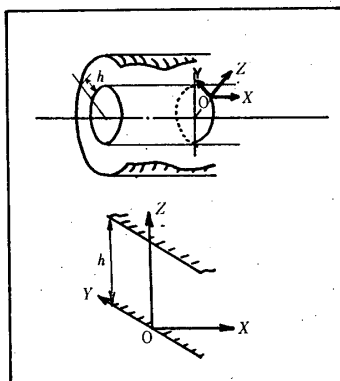


Fig. 1 Coordinates system

力波は放射型 を満足する (1) の解は,

$$\begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ p/R \\ o/R \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{-\bar{\lambda}}{i\omega + \bar{\lambda}V_x - i\mu V_y} & \frac{-\bar{\lambda}}{i\omega + \bar{\lambda}V_x - i\mu V_y} & \frac{-i\mu}{\lambda^0} & \frac{\pi n/h}{\lambda^0} \\ \frac{i\mu}{i\omega + \bar{\lambda}V_x - i\mu V_y} & \frac{i\mu}{i\omega + \bar{\lambda}V_x - i\mu V_y} & 1 & 0 \\ \frac{\pi n/h}{i\omega + \bar{\lambda}V_x - i\mu V_y} & \frac{\pi n/h}{i\omega + \bar{\lambda}V_x - i\mu V_y} & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & 0 \\ 1/C_0^2 & 1/C_0^2 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c_1 e^{\bar{\lambda}x} \\ c_2 e^{\bar{\lambda}x} \\ c_3 e^{-\lambda^0 x} \\ c_4 e^{-\lambda^0 x} \end{pmatrix} \cdot e^{i\omega t - i\mu y}$$

$$\times \cos \frac{\pi n}{h} z$$

$$\times \cos \frac{\pi n}{h} z$$

$$\times \sin \frac{\pi n}{h} z$$

$$\times \cos \frac{\pi n}{h} z$$

$$\times \cos \frac{\pi n}{h} z$$

(2)

と表わせる。ここで、

$$\left. \begin{aligned} \vec{\lambda} &= i \frac{M_x^2}{\beta_x^2} \left(\frac{\omega}{C_0 M_x} - utg\alpha \right) \pm \frac{1}{\beta_x^2} \sqrt{D_{un}}, \quad tg\alpha = \frac{V_q}{V_x}, \quad \beta_x^2 = 1 - M_x^2, \quad M_x = \frac{V_x}{C_0} \\ \lambda^0 &= i \frac{\omega}{V_x} - iutg\alpha, \quad D_{un} = \beta_x^2 \cdot \lambda_{un}^2 - M_x^2 \left(\frac{\omega}{C_0 M_x} - utg\alpha \right)^2, \quad \lambda_{un}^2 = \mu^2 + \left(\frac{\pi n}{h} \right)^2 \end{aligned} \right\} (3)$$

(2) の解は、 Z 方向には \cos 又は \sin による固有モード展開になっている。 c_1, c_2 は x 軸正負方向に各々進行する音波を、又 c_3, c_4 は主流の流速で下流に流される渦波の影響を示している。従って、後者は圧力変動を伴っていない。角周波数 ω 、翼列方向波数 μ は、擾乱の発生機構に依存する。いま、第2図に示す様に、 V で移動する動翼列 (ピッチ b_R) の後流が静翼列 (ピッチ b_S) を通過している場合を考えよう。静翼固定座標 (x, y, z) では、発生する音波の周波数は、動翼が基準の静翼を通過する基本周期 b_R/V に規定され、任意の変動は、

$$\propto e^{i \frac{2\pi l}{b_R} Vt - i\mu y}, \quad l; \text{高調波次数} \text{と書ける。} (\mu \cdot b_S \text{ が翼間位相差}) \text{これを、動翼固定座標}$$

(x^*, y^*, z^*) に変換するには、

$$x^* = x + d$$

$$y^* = -y + Vt$$

$$z^* = z$$

の関係を用いる。同上の変動は、

$$\propto e^{i \left(\frac{2\pi l}{b_R} - \mu \right) Vt + i\mu y^*}$$

となる。ところが、動翼から見れば、変動の基本周期は静翼のピッチ b_S に規定されて b_S/V となるので、結局、

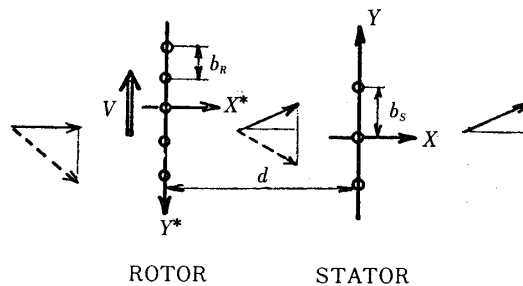


Fig. 2 Rotor & Stator coordinates

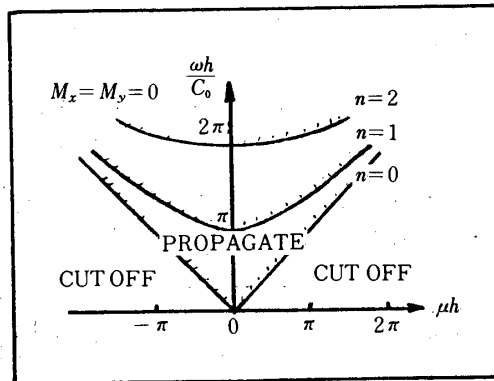


Fig. 3 Acoustic wave propagation & cut-off

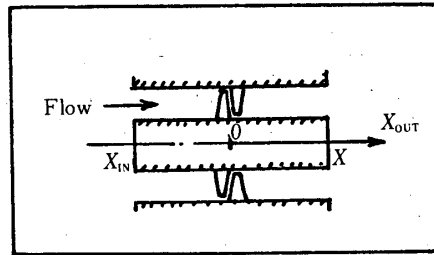


Fig. 4 Effect of finite duct ends

$\left(\frac{2\pi l}{b_R} - u\right) V = \frac{2\pi k}{b_s} V$, k ; 高調波次数 (動翼固定座標で). つまり, 静翼列の翼間位

相差 σ_s は,

$$\sigma_s = u \cdot b_s = 2\pi \left(\frac{l}{b_R} - \frac{k}{b_s}\right) \cdot b_s = 2\pi l \cdot \frac{b_s}{b_R} - 2\pi k \tag{4}$$

となる. 以上より, 発生する擾乱を $e^{i\omega t - iu y}$ と仮定する時

$$\left. \begin{aligned} \omega &= \frac{2\pi l}{b_R} V \\ u &= 2\pi \left(\frac{l}{b_R} - \frac{k}{b_s}\right) \end{aligned} \right\} \tag{5}$$

と考えれば良い. これは, 環状音場で擾乱を $e^{i\omega t - im\theta}$ と仮定する時,

$$\omega = l \cdot B_R \cdot \Omega_R$$

$$m = l \cdot B_R - k \cdot B_S$$

と置けることに対応している。ここで、 B_R 、 B_S は動・静翼枚数、 Ω_R は動翼角速度である。

音波は (3) 式 $\vec{\lambda}$ の根号内の正負に応じて、減衰あるいは伝播する波動の形をとる。両者の限界はカットオフ点と呼ばれ、その条件は、

$$\left. \begin{aligned} u \cdot h &= \frac{1}{\beta^2} \left[-M_y \frac{\omega h}{C_0} \pm \beta_x \sqrt{\left(\frac{\omega h}{C_0}\right)^2 - \beta^2 (\pi n)^2} \right] \\ \beta^2 &= 1 - M_x^2 - M_y^2 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

で与えられる。(第3図参照) カット・オフされる変動に対しては、その減衰率 Δ が $\vec{\lambda}$ の実部より、単位距離 h 当たり、

$$\Delta = 8.69 \cdot \frac{1}{\beta_x^2} \sqrt{\beta_x^2 \{(\omega h)^2 + (\pi n)^2\} - M_x^2 \cdot \left(\frac{\omega h}{C_0 M_x} - u \cdot h \cdot \operatorname{tg} \alpha\right)^2} \text{ dB} \quad (7)$$

となる。例えば、動翼列単独 ($b_s \rightarrow \infty$)、旋回無し ($V_y = 0$) の場合で、基本周波数 ($l = 1$)、半径モード $n = 0$ の擾乱なら、その減衰率は、

$$\Delta_R = \frac{8.69}{\beta_x^2} \cdot \frac{2\pi h}{b_R} \sqrt{\beta_x^2 - \left(\frac{V}{C_0}\right)^2} \text{ dB} \quad (7)'$$

で与えられる。一方、伝播する音波に対しては、ダクト端面での反射の影響で、通常ダクト内には定在波が生じる。(第4図参照) 端面での音響インピーダンス $Z_{OUT}^{\vec{\lambda}}$ が分かれば、進行波と反射波の比率が決定される。半径モード $n = 0$ の擾乱なら、任意の x 位置での音波は、

$$\vec{p} \propto c_{\frac{1}{2}} \cdot e^{i\omega t + \vec{\lambda}x - i\mu y} \left[1 - \frac{1 + \frac{\vec{\lambda} \cdot Z_{OUT}^{\vec{\lambda}}}{i\omega + \vec{\lambda}V_x - i\mu V_y}}{1 + \frac{\vec{\lambda} \cdot Z_{OUT}^{\vec{\lambda}}}{i\omega + \vec{\lambda}V_x - i\mu V_y}} \cdot e^{(\vec{\lambda} - \vec{\lambda}')(x - x_{OUT}')} \right] \quad (8)$$

で与えられる。逆に、定在波の山と谷の高さが各々分かっているれば、反射率が求められる。(8) より山と谷の距離が $\pi / |\vec{\lambda} - \vec{\lambda}'|$ となることも分かる。

3. 傾斜翼列を通過する流れ

翼列上下流のダクト内における音の伝播について考えたが、次にこれらの音波が翼列を通過する際の翼列のインピーダンス、即ち翼列上下流の流れ場あるいは音場を接続する条件を

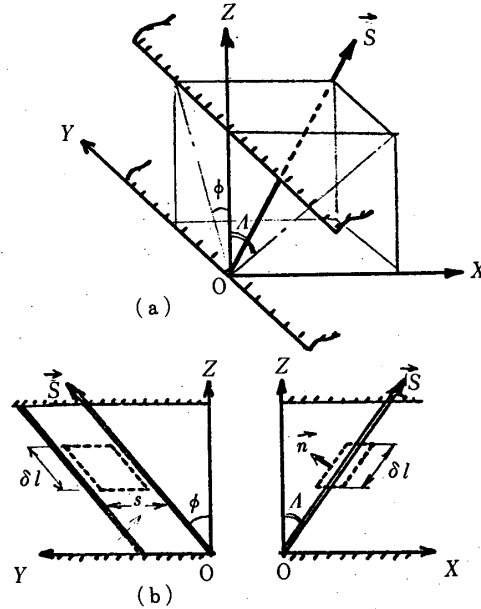


Fig. 5 Actuator model of tilted blade cascade

考えることにする。

2次元翼列における音波の伝播、反射に関しては、翼列を無限小ピッチを持つアクチュエータ・ディスクとしての取扱いが有用であることが明らかにされている [3] ので、ここで取扱う3次元的な傾斜翼列についても、翼列を1枚のアクチュエータディスクで置換えて考えることにする。第5図に示す様に、翼は x, y 軸方向に各々スウィープ角 A 及びダイヘドラル角 ϕ だけ傾斜しているものと仮定する。従って翼スパン方向単位ベクトル e_s は

$$e_s = \frac{1}{\sqrt{1 + \text{tg}^2 \phi + \text{tg}^2 A}} (\text{tg} A, \text{tg} \phi, 1)$$

となり、翼列ディスク面に垂直な単位ベクトル n は、

$$n = \frac{e_s \times e_y}{|e_s \times e_y|} = (-\cos A, 0, \sin A)$$

と表わせる。第5図 (b) の様に検査面 (点線) をとれば、連続、運動量、エネルギー及び等エントロピ流れの基礎式は、次の様に書ける。

$$\left. \begin{aligned} & [(R + \rho)\{- (V_x + v_x) + (V_z + v_z) \cdot \text{tg} A\}] = 0 \\ & [(R + \rho)(V_x + v_x)\{- (V_x + v_x) + (V_z + v_z) \cdot \text{tg} A\} - (P + p)] = \\ & \quad - (F_x + f_x) / s \cdot \delta l \cdot \cos \phi \cdot \cos A \end{aligned} \right\}$$

$$\left. \begin{aligned}
 & [(R+\rho)(V_y+v_y)\{-V_x+v_x\}+(V_z+v_z)\cdot tgA]= \\
 & \quad -(F_y+f_y)/s \cdot \delta l \cdot \cos \phi \cdot \cos A \\
 & [(R+\rho)(V_z+v_z)\{-V_x+v_x\}+(V_z+v_z)\cdot tgA]+(P+p)\cdot tgA]= \\
 & \quad -(F_z+f_z)/s \cdot \delta l \cdot \cos \phi \cdot \cos A \\
 & [(R+\rho)(H_0+h_0)\{-V_x+v_x\}+(V_z+v_z)\cdot tgA]=0 \\
 & \frac{P+p}{(R+\rho)^r} = \frac{\hat{P}+\hat{p}}{(\hat{R}+\hat{\rho})^r} = \text{const}
 \end{aligned} \right\} (9)$$

ここで、

$[A]=A-\hat{A}$, $\hat{\quad}$ はディスク下流側の値

$$H_0+h_0 = \frac{r}{r-1} \frac{P+p}{R+\rho} + \frac{1}{2} \{(V_x+v_x)^2 + (V_y+v_y)^2 + (V_z+v_z)^2\}$$

$F+f$ は流体からディスクに働く力を正符号.

$$\text{非圧縮性流体の場合には, } H_0+h_0 = \frac{P+p}{R} + \frac{1}{2} \{(V_x+v_x)^2 + (V_y+v_y)^2 + (V_z+v_z)^2\}$$

とし、等エントロピ式を省く.

これより、定常分については、 $\delta z = \delta l \cdot \cos \phi \cdot \cos A$ を用いて、

$$\left. \begin{aligned}
 & [R(-V_x+V_z \cdot tgA)]=0 \\
 & [RV_x(-V_x+V_z \cdot tgA)-P] = -F_x/s \cdot \delta z \\
 & [RV_y(-V_x+V_z \cdot tgA)] = -F_y/s \cdot \delta z \\
 & [RV_z(-V_x+V_z \cdot tgA)+P \cdot tgA] = -F_z/s \cdot \delta z \\
 & [RH_0(-V_x+V_z \cdot tgA)]=0 \\
 & P/R^r = \hat{P}/\hat{R}^r = C_0^2
 \end{aligned} \right\} (10)$$

一方、非定常分に対しては、一次微小量を次の様に無次元化し、

$$\bar{p} = \frac{\hat{p}}{RV_x^2}, \quad \bar{\rho} = \frac{\hat{\rho}}{R}, \quad \bar{v} = \frac{\hat{v}}{V_x}$$

以下を得る.

$$\left. \begin{aligned}
 & [RV_x\{-\bar{v}_x+\bar{v}_z \cdot tgA+\bar{p}(-1+\frac{V_z}{V_x} \cdot tgA)\}]=0 \\
 & [RV_x^2\{(-2+\frac{V_z}{V_x} \cdot tgA)\bar{v}_x+\bar{v}_z \cdot tgA+\bar{\rho}(-1+\frac{V_z}{V_x} \cdot tgA)-\bar{p}\}] = -f_x/s \cdot \delta z
 \end{aligned} \right\}$$

$$\left. \begin{aligned}
 & \left[RV_x V_y \left\{ -\bar{v}_x + \frac{V_x}{V_y} \bar{v}_y \left(-1 + \frac{V_z}{V_x} \cdot tgA \right) + \bar{v}_z \cdot tgA \right. \right. \\
 & \quad \left. \left. + \bar{\rho} \left(-1 + \frac{V_z}{V_x} \cdot tgA \right) \right\} \right] = -f_y/s \cdot \delta z \\
 & \left[RV_x V_z \left\{ -\bar{v}_x + \bar{v}_z \left(2 \cdot tgA - \frac{V_x}{V_z} \right) + \bar{\rho} \left(-1 + \frac{V_z}{V_x} \cdot tgA \right) \right. \right. \\
 & \quad \left. \left. + \frac{V_x}{V_z} \bar{p} \cdot tgA \right\} \right] = -f_z/s \cdot \delta z \\
 & \left[RV_x \cdot H_0 \left\{ -\bar{v}_x + \bar{v}_z \cdot tgA + \left(\bar{\rho} + \frac{h_0}{H_0} \right) \left(-1 + \frac{V_z}{V_x} \cdot tgA \right) \right\} \right] = 0 \\
 & \bar{p} \cdot M_x^2 = \bar{\rho}, \quad \hat{p} \cdot \hat{M}_x^2 = \hat{\rho}
 \end{aligned} \right\} (11)$$

ディスクからの流出条件としては、翼後縁付近の面素に流れが沿うことから、翼弦とスパン両方向に垂直な単位ベクトルを \mathbf{e}_\perp とし、

$$(\hat{\mathbf{V}} + \hat{\mathbf{v}}) \cdot \mathbf{e}_\perp = 0 \quad (12)$$

ここで、

$$\mathbf{e}_\perp = \mathbf{e}_s \times \mathbf{e}_\theta, \quad \mathbf{e}_\theta = (\cos \hat{\theta}, \sin \hat{\theta}, 0), \quad \hat{\theta} : \text{食違角}$$

これより、

$$-\hat{V}_x \cdot \sin \hat{\theta} + \hat{V}_y \cdot \cos \hat{\theta} + \hat{V}_z (tgA \cdot \sin \hat{\theta} - tg\phi \cdot \cos \hat{\theta}) = 0$$

$$-\hat{v}_x \cdot \sin \hat{\theta} + \hat{v}_y \cdot \cos \hat{\theta} + \hat{v}_z (tgA \cdot \sin \hat{\theta} - tg\phi \cdot \cos \hat{\theta}) = 0$$

が得られる。

流入条件が与えられる時、ディスク後流の未知量 $(\hat{P} + \hat{p}, \hat{R} + \hat{\rho}, \hat{V}_x + \hat{v}_x, \hat{V}_y + \hat{v}_y, \hat{V}_z + \hat{v}_z)$ 5ヶ及び変動力 $(F_x + f_x, F_y + f_y, F_z + f_z)$ 3ヶの計8ヶに対し(10)又は(11)と(12)の7ヶの関係式が得られ、条件式が1つ不足する。この為、変動力が翼スパンに垂直方向に働く条件を付加する。

$$(\mathbf{F} + \mathbf{f}) \cdot \mathbf{e}_s = 0 \quad (13)$$

つまり、

$$(F_x \cdot tgA + F_y \cdot tg\phi + F_z) = 0$$

$$(f_x \cdot tgA + f_y \cdot tg\phi + f_z) = 0$$

簡単な例として、一様流がある速度 $(V_x, V_y, 0)$ でディスクに流入する場合を考えれば、(10)、(12)、(13) より

$$-(V_x - \hat{V}_x) \cdot \text{tg} A - (V_y - \hat{V}_y) \cdot \text{tg} \phi + \hat{V}_z = 0$$

これより、 $A = \phi = 0$ の場合には、 $V_z = 0$ 故に $F_z = 0$ なる自明な解を得る。更に、定常分に対しては、

$$\left. \begin{aligned} \hat{M}_x &= \hat{M}_z \cdot \text{tg} A + \left(\frac{R}{\hat{R}}\right)^{\frac{r+1}{2}} M_x \\ \hat{M}_y &= \hat{M}_z \cdot \text{tg} \phi + \left(\frac{R}{\hat{R}}\right)^{\frac{r+1}{2}} M_x \cdot \text{tg} \hat{\theta} \\ M_z(1 + \text{tg}^2 s + \text{tg}^2 \phi) &= \left(\frac{R}{\hat{R}}\right)^{\frac{r-1}{2}} M_x (\text{tg} A + \text{tg} \alpha \cdot \text{tg} \phi) \\ &\quad - \left(\frac{R}{\hat{R}}\right)^{\frac{r+1}{2}} M_x (\text{tg} A + \text{tg} \hat{\theta} \cdot \text{tg} \phi) \\ 1 + \frac{r-1}{2} (\hat{M}_x^2 + \hat{M}_y^2 + \hat{M}_z^2) &= \left(\frac{R}{\hat{R}}\right)^{r-1} \left\{ 1 + \frac{r-1}{2} M_x^2 (1 + \text{tg}^2 \alpha) \right\} \end{aligned} \right\}$$

最後の2式は、 M_z と R/\hat{R} に関する連立方程式になっている。流体が非圧縮性の場合には、

$$\hat{V}_z = \frac{\text{tg} \phi}{1 + \text{tg}^2 s + \text{tg}^2 \phi} (V_y - V_x \cdot \text{tg} \hat{\theta})$$

が得られる。一般に、ディスクを通過する流れに転向があれば、ディスク後方では、翼スパンに沿う流れが生じることが分かる。逆に、翼列前後の流路の傾きが決められた場合、ある負荷条件に対し、特定の傾斜翼列を設計できる。

4. 実験について

本実験では、後流を上流側翼列により発生させ、動・静並びに静・動両者の翼列配置において、静翼が円周方向へ傾斜する場合の効果を調べる予定である。この目的の為に、環状翼列試験機を試作したが、本試験機は任意の翼列配置を与えることができ、又動翼負荷が回転数とは独立に変えられる様に空気源が設けてある。前述の様に、定常負荷のある傾斜翼列には、翼スパンに沿う速度成分が現われる。従って、この種の翼列流れは本質的に3次元の取扱いを要する。また、主流に転向が無く、それによって運ばれる後流が壁面間で一様に(2次元的に)発生する場合でも、擾乱の起因となる後流が相対運動する下流側翼列へ及ぼす効果は、ハブからチップ又は、その逆方向へと、翼スパン上を時間的遅れを伴って波及する。従って、擾乱のスパン方向モード構成を考慮する点で、2次元の干渉に比べ、解析に困難さが増す。この為、実験では、発生擾乱が出来る限り簡単な性格を有する様に両翼列の枚数は

同じとする。以下に詳細を述べる。

4.1 装 置

第6図に示す様に、試験機①は、地面効果を考慮して2m程床上げして据付けられており、吐出側に流量制御バルブ⑦を備えた送風機④が設置されている。試験機駆動モータ③、送風機とその駆動モータ⑤は床下に組込まれている。第7図は試験機本体を示すが、テスト・セクションは流入ベルマウス②に続く直線部分③で、ハブ及びチップの同心円筒壁は、すべて後部排気筒④によって支えられ、途中にストラットを全く持たない片持構造となっている。動・静翼はテスト・セクションのハブ側に取付けられる。回転翼ディスク⑤としては、入口部を含め3枚のうち任意のものが選べ、3本の同心回転軸⑥を介して各々プーリー⑦と連結し、Vベルト駆動される。従って、必要に応じて反転作動も可能となる。テスト・セクションを流れた空気は、放射型ディフューザ⑧によって半径方向外向きに曲げられ、排気筒内部に集合された後、送風機に導かれ戸外に吐出される。試験機並びに空気源の設計仕様は、第1表の通りである。

4.2 測定系

第8図に本実験での測定系をブロック図で示す。まず、主流の流速及び風向の計測には、自作のコブラ型3孔ピトー管及び動的応答を要する場合を考えI型の熱線を用い、出力は各々、傾斜マンメータ、熱線風速計と線型化器によって測定される。流量は軸流速度を全環高にわたり積分して求め、又翼列前後の静圧上昇は外側ケーシング壁面に設けた静圧孔により測定する。動翼回転数はプーリーに取付けられた角度割出板上の金属突起が容量変換器の検出電極を通過する毎に発生するパルスを整形しカウンタで数えて求める。翼通過周波数は、この回転数から算出される。音響測定には、1/8" コンデンサー型マイクロフォンと計測アンプ組込み周波数分析器が活用される。テスト・セクションに軸方向30mmのピッチで設けられている6mmφの測定孔を利用して、小型マイクロフォンが翼端側ダクト内面と了度面が接する様に取付けられる。直接マイクロフォンを配置できない個所での測定は、先端にプローブ・チューブを取付けて行う。周方向モードを持つ音場の評価には、同型のマイクロフォンをもう1台要する。その他、トラバース装置を用いて、小型マイクロフォンを試験機上流側前面よりダクト内部に挿入でき、又、試験機前方の空間での音圧分布も音放射と関連して探られる。データ集録にはデータ・レコーダを、相関及びスペクトル分析、平均応答法などの処理演算には、相関計とフーリエ変換器を、又記録にはX-Yレコーダ、ペン書オシログラフを用いる。使用する各種測定器の型式と仕様を第2表にまとめてある。

4.3 実験経過

4.3.1 動翼列運転

第1表に示す動翼列の特性を調べる。第9図(a)に動翼列単独での作動曲線を示すが、回転数3000rpmに対しては、空気源の容量不足の為、無負荷(静圧上昇0)の状態を実現するまでに至らない。本運転の目的は、(i)動翼列単独での音の発生 (ii)静翼(後置)の位置での動翼列後流の強さの評価の2点にある。干渉効果は、静翼を装着した場合の音響測定の結果から(i)を減じて、分離される。第10図に翼列上流側での軸方向擾乱速度を

3%狭帯域フィルターを用いて、周波数分析した結果を示す。実験中の回転数むらは1%を越えない。翼列近傍ではBPF基本成分が卓越している。振幅レベルは各半径位置によって多少異なり、観測中の周波数に対して変動するが平均的な値は判定出来る。観測位置を変えて、その減衰率を調べると(7)式による計算値と良く合う。一方、翼列後流の軸方向速度変動を同様に分析した結果を第11図に示す。BPF高調波成分は、翼近傍でのみ顕著となる。変動振幅の減衰状況から、静翼位置では主流の約4%の擾乱となっている。変動の半径方向分布は下流にゆくに従って均一化されている。第12図は、回転に同期した成分を取り出す平均化法を用いて後流速度形状を観測したもので、下流にゆくに従って、後流が拡散し、滑らかな正弦波状に落ち着くことが分かる。この形状は周方向に規則的だが十分下流においては多少不規則になる。次に音の発生状態に関しては、第13図及び第14図に、流出角が平均半径で30.5°の設計条件を満足した場合において、回転数を3000rpmと2000rpmの両者に変えた結果が各々示されている。計測は翼列上下流の翼端側壁面にフラッシュ装着した1/8"マイクロフォンにより行ったが、レベル並びにBPFピークに対応する音圧の分布は翼列近傍での上昇部分を除き、ほぼ平坦である。回転数による音圧変化は約9dBで回転数比の約2.8乗の割合に相当する。回転数2000rpmで負荷条件を変えてBPF基本成分の音圧を測定すると、広範囲な迎角変化にかかわらず微小な変化しか認められなかった。

4.3.2 圧縮機単段運転

動・静両翼列からなる圧縮機の特性を第9図(a)に、又第9図(b)には、3000rpmでの特性曲線上の作動点(A, B, C)に対応する流速と流出角分布を示してある。動翼列を通過する流れは、両壁面付近を除き、ほぼ設計状態を実現している。静翼列からの流出は軸方向を向かず、約15°の旋回が残り、静翼列前後の静圧上昇も設計値より低めを示す。この流出角はI型熱線による為、分解能の点で多少の誤差がある。回転数を2000rpmに変えての作動曲線が第9図(a)に示されているが、この場合は無負荷の運転が行える。これらの結果から、圧縮機単段としての設計点での性能は、流量・静圧上昇とも、ほぼ初期の計画通りと結論される。第13図と第14図には、この単段運転時(第9図(a)中のA, D両作動点)におけるテスト・セクション内部音圧分布が示してある。動翼単独の場合と比較すれば、全体的騒音レベルには、ほとんど差がみられないが、BPF基本成分に関しては約5~10dBほどの翼列干渉効果が顕著に認められる。動翼単独では翼列上下流ともほぼ同じ音圧レベルを示すが、圧縮機の場合、翼列下流側の方が上流側に比べ若干音圧が高い。

4.3.3 平板試験翼列

静翼の有するひねりや反りなどの要因を取り除き、翼の傾斜効果を単純明白にさせる目的から、静翼の代わりに平板試験翼を用いることにする。平板翼としては、第1表に示す様に、通常のラジアル翼とダイヘドラル角を30°つける翼の2種類を選ぶ。傾斜が動翼回転方向か否かに応じて、ダイヘドラル角に正負の符号をつける。第14図には、静翼列位置にラジアル平板翼列を食違角15°で配置し計測した音圧分布が示されている。回転数は2000rpmでBPFは1.07kHzとなる。BPF成分に干渉効果の結果、10dB程の増加がみられるが、それ以上に、レベル音圧の上昇が顕著である。周波数分析の結果、このレベルは、ほとんどが2.54kHz付近に鋭いピークを持つスペクトル成分の寄与であると判明した。翼厚みと一

様流速で無次元周波数を算出すると約0.2となり、Karman 渦列の発生との関連が示唆される。音速と平均半径での周長さをを用いて、対応する円周方向モード数がほぼ6と算出される。このモードに対応するカット・オフ周波数は2.53 kHzで、前述の音波は丁度伝播しはじめる付近の周波数を持っていることになる。BPF 高調波とは別に、明瞭な音圧ピークを与える周波数が存在する例は動翼後流の発生とダクト共鳴現象の関連から報告[4]されている。又、平板直線翼列を用いた実験でも、この種の音響が発生することも確かめられており[5]、更にその原因を調べてみる必要がある。

5. 結 び

本報告では、軸流圧縮機の回転騒音に対する翼列の傾斜効果を探るべく計画された研究の概要を述べた。

第1に、傾斜翼列の解析モデルへのアプローチが示され、第2に、実験システムの構成と点検を通じて(i)設計された圧縮機性能が初期の目的を満足すること(ii)計測システムの作動が良好なこと、などが確認された。又動翼列単独並びに動・静翼列単段運転の結果が、後流減衰曲線や音圧分布の形で整理された。

今後は、平板試験翼列の実験を進行させ、傾斜翼列を装着して、その具体的な効果を調べる。これと共に、更に前置静翼列の配置についても実験データの集録を行う予定である。

謝 辞

本試験機の設計にあたり適切な助言をいただき、又実際に製作していただいた、三井精機株式会社、宇野沢組鉄工所株式会社の両社に深く感謝の意を表します。

1978年1月9日 原動機部

参 考 文 献

- [1] 趙, 村田 「軸流送風機の騒音について」日本機械学会論文集 38-312 (No 47-8), 2093
- [2] Sharland, I. J. 「Sources of Noise in Axial Flow Fans」
J. Sound Vib. 1-3 (1964), 302
- [3] 梶・岡崎 「翼列を通過する音波の解析」日本機械学会論文集 34-267 (昭 43-11), 1937
- [4] Parker, R 「Resonance Effects in Wake Shedding from Compressor Blading」
J. Sound Vib. 6-(3), (1967), 302
- [5] 平本・梶・岡崎・岸本 「風洞内におかれた平板翼列, 円柱列から発生する音」
日本機械学会論文集 38-3105 (昭 47), 1353

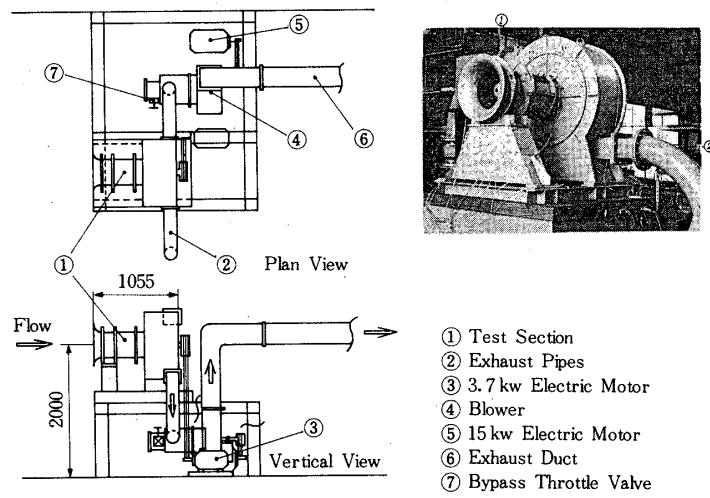


Fig. 6 General view of apparatus.

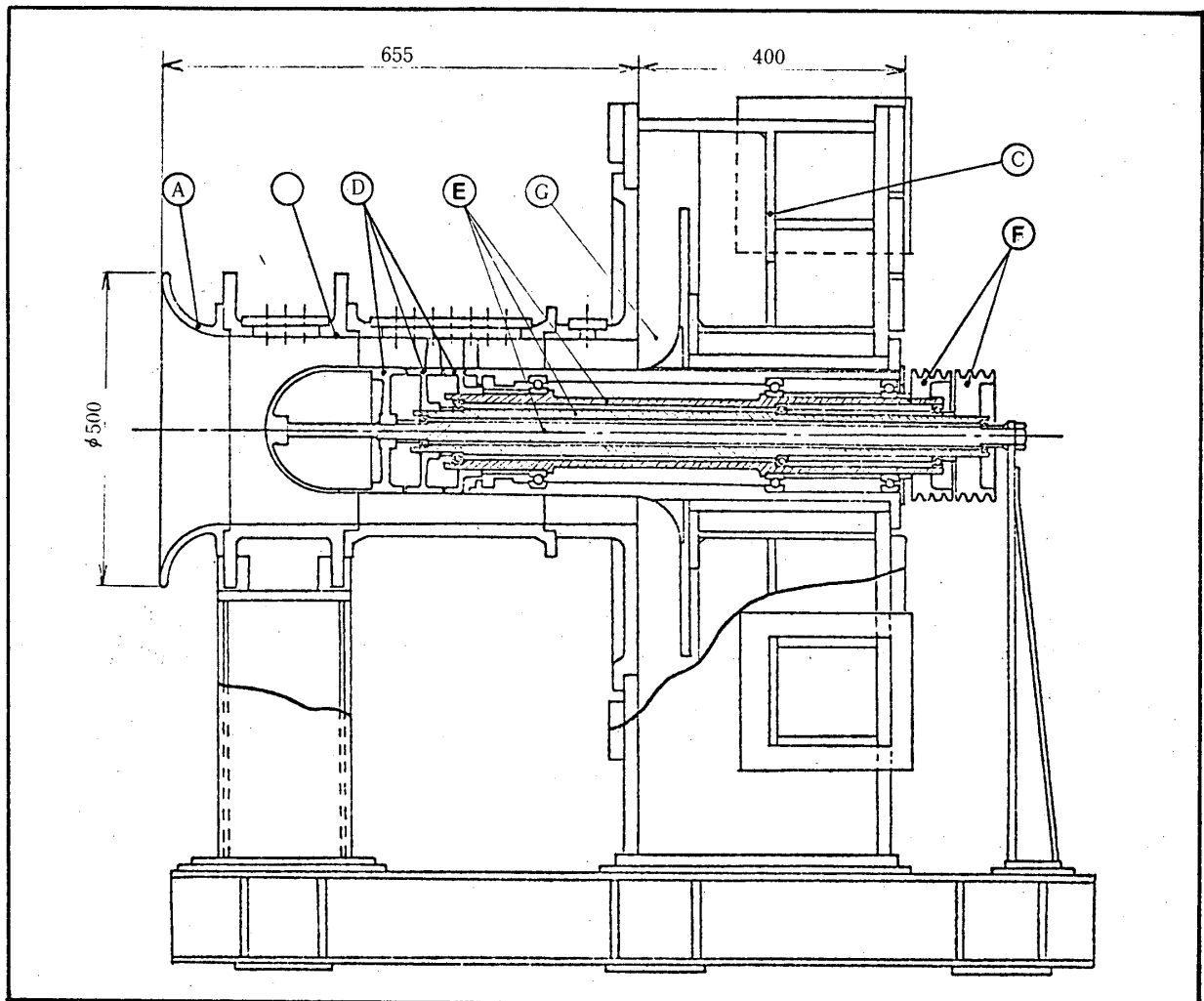


Fig. 7 Cross section of test rig

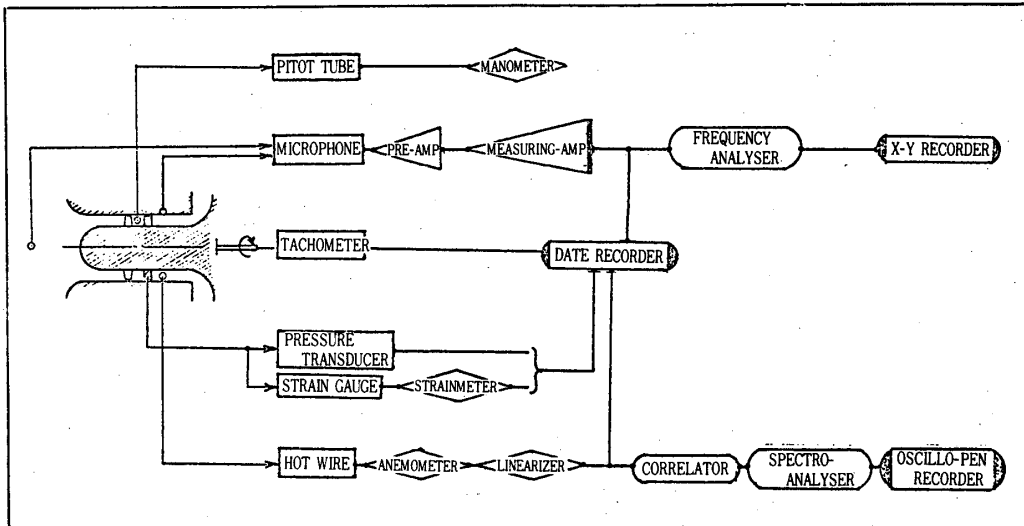
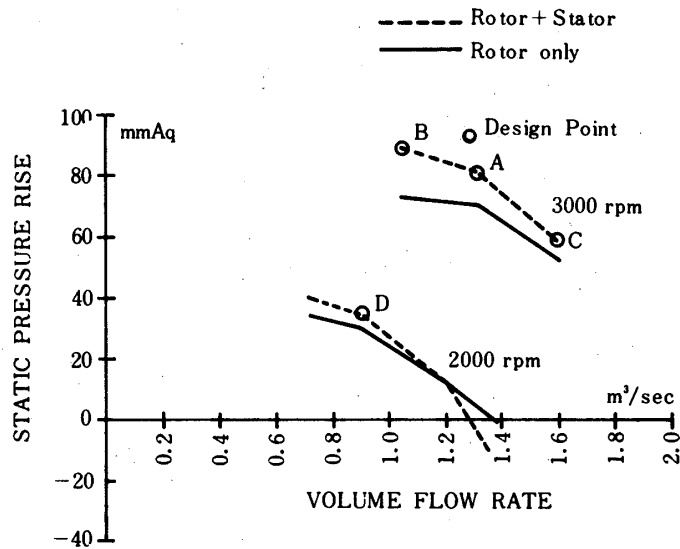


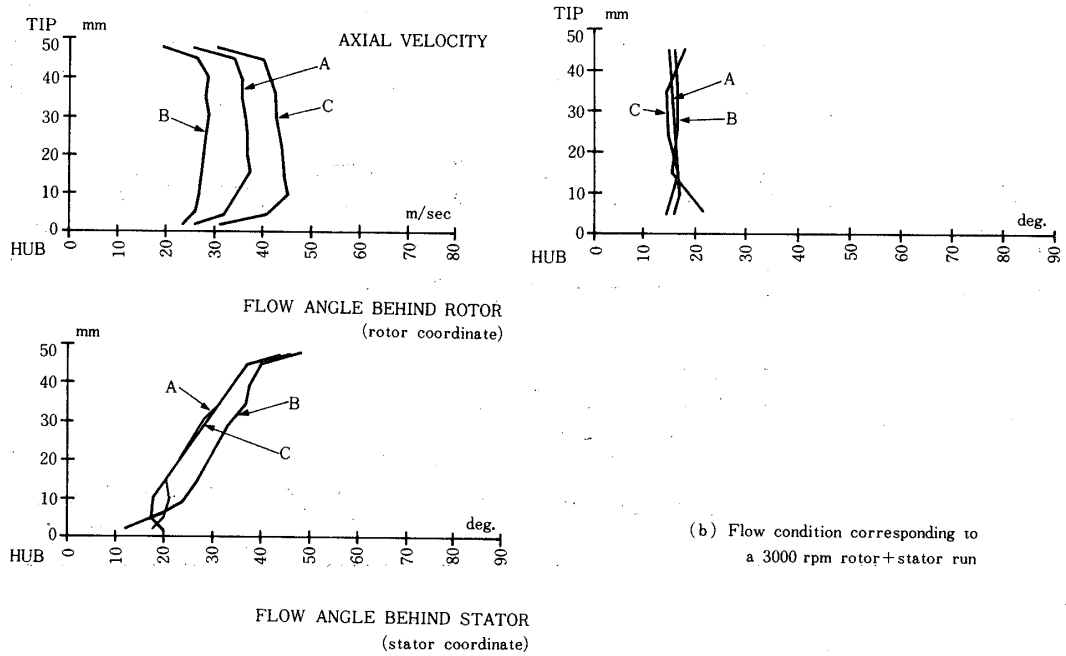
Fig. 8 Instrumentation system



N. B. Labeled points A, B, C in (a) correspond to those conditions in (b), respectively.

(a) Steady performance

Fig. 9 Test rig characteristics



(b) Flow condition corresponding to a 3000 rpm rotor+stator run

Fig. 9 Test rig characteristics

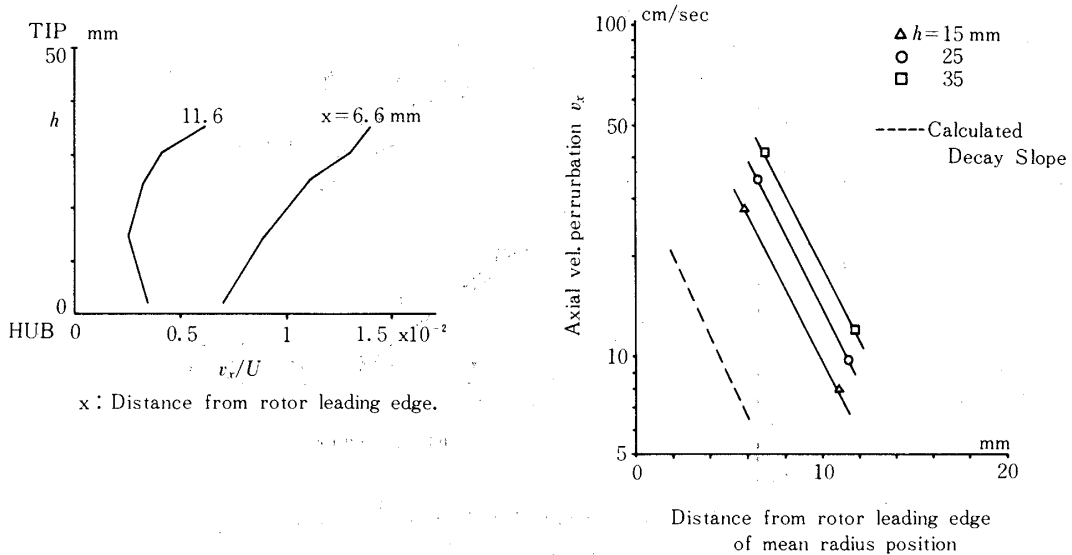


Fig. 10 Upstream velocity perturbation (BPF 1.6 kHz RMS value)

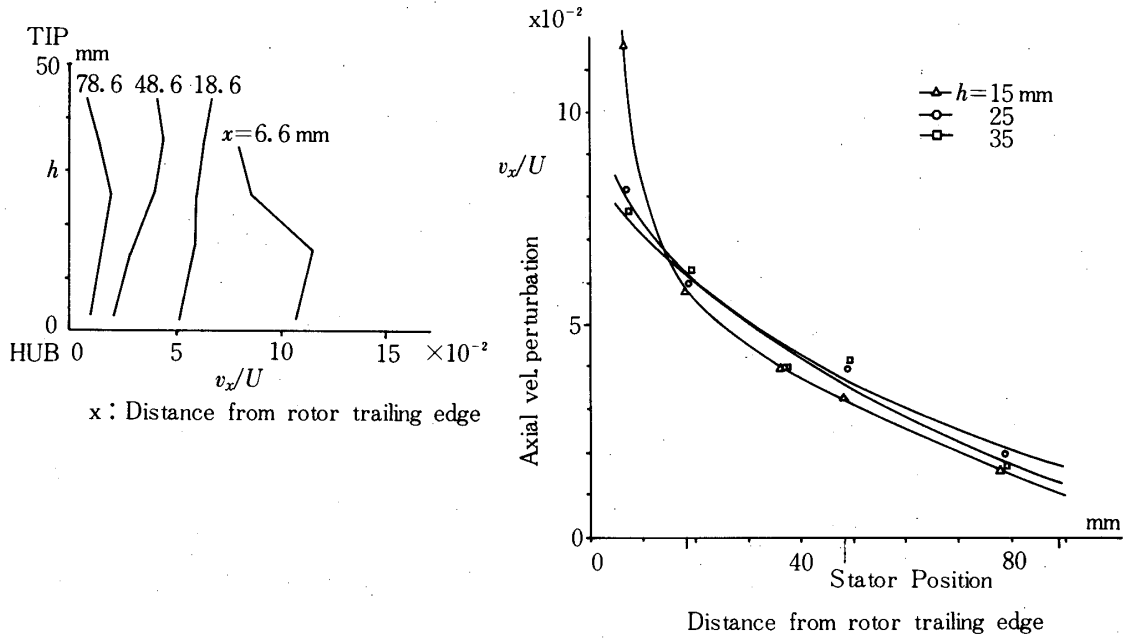


Fig. 11 Downstream velocity perturbation (BPF 1.6 kHz RMS value)

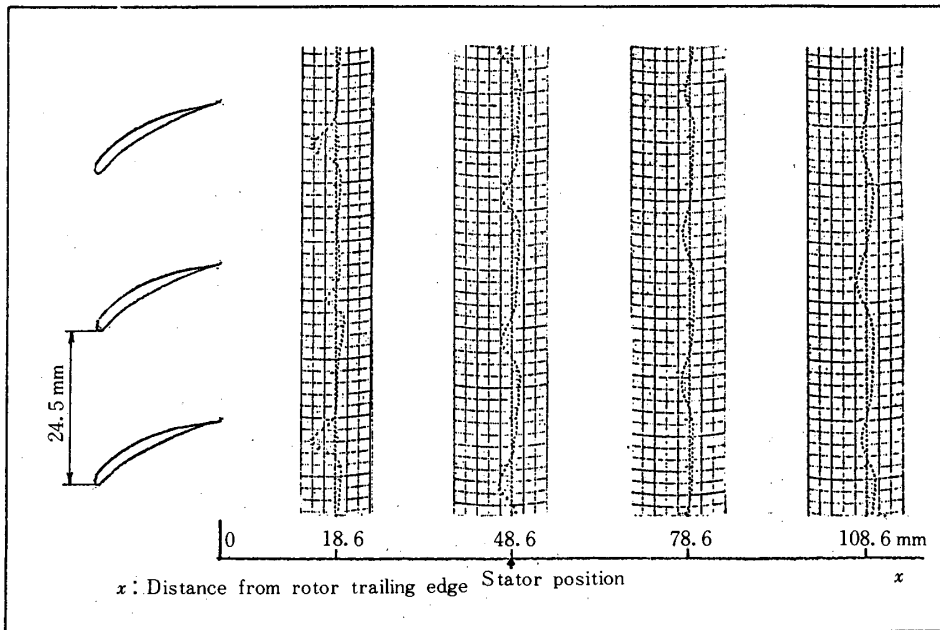


Fig. 12 Wake velocity profile

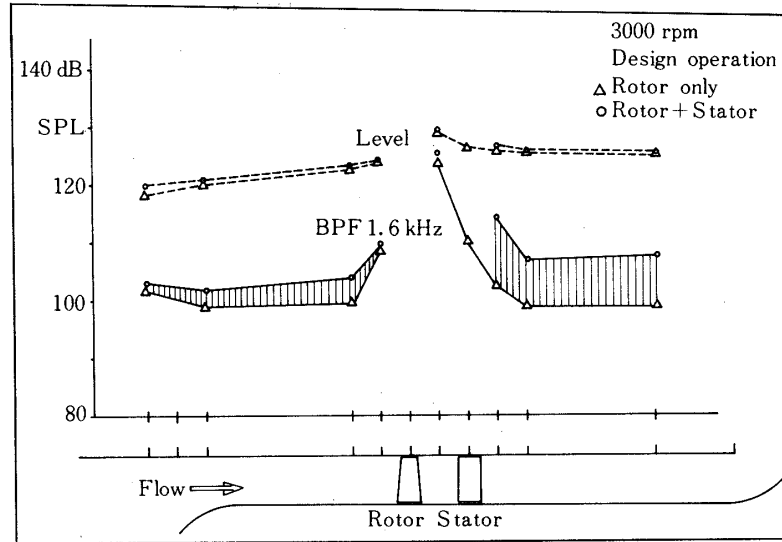


Fig. 13 Acoustic level distribution in test section

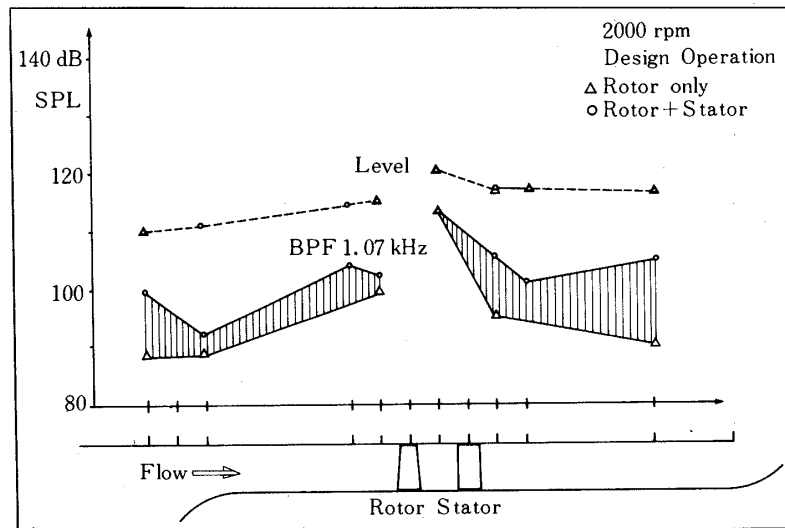


Fig. 14 Acoustic level distribution in test section

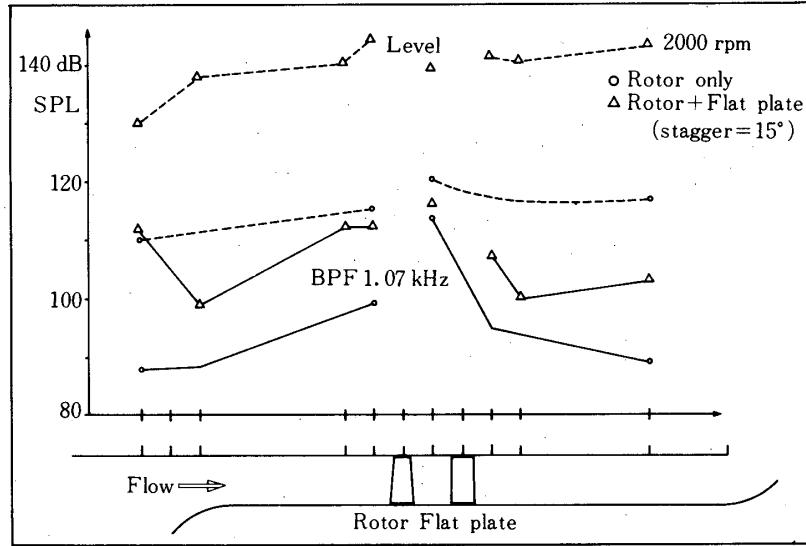


Fig. 15 Acoustic generation due to rotor & flat plate cascades

Table 1 Design details of test rig

<u>Air supply</u> (Ebara SRP 3DNo. 3)				
Volume flow		200	m ³ /min	
Static pressure rise		150	mmAq	
Rotational speed		3000	rpm	
Driving motor power		15	kw	
<u>Axial compressor</u>				
Overall dimensions				
Tip diameter		300	mm	
Hub diameter		200	mm	
Hub/Tip ratio		0.667		
Annulus height		50	mm	
Mass flow rate		1.68	kg/s	
Reynolds No.		1.21×10^5		
Rotor cascade				
Number of blades		32		
Blade chord		28	mm	
Inlet axial velocity		35	m/s	
Inlet axial Mach No.		0.103		
Rotational speed		3000	rpm	
		(Hub)	(Mean)	(Tip)
Blade profile	NACA	65 (16.7) 10	65 (11.4) 10	65 (7.7) 10
Pitch		19.64	24.54	29.45
Solidity		1.43	1.14	0.95
Circumferential speed		31.4	39.3	47.1
Relative inlet velocity		47.0	52.6	58.7
Relative inlet Mach No.		0.138	0.155	0.172
Relative inlet angle		41.9	48.3	53.4
Outlet axial velocity		34.8	34.8	34.8
Relative outlet velocity		35.3	39.5	46.0
Relative outlet angle		9.4	28.3	40.8
Turning angle		32.5	20.0	12.6
Stagger angle		22.8	35.3	44.6
Stator cascade				
Number of blades		32		
Blade chord		28	mm	
Inlet axial velocity		34.8	m/s	
Inlet axial Mach No.		0.102		
		(Hub)	(Mean)	(Tip)
Blade profile	NACA	65 (18.1) 10	65 (17.1) 10	65 (15.7) 10
Pitch		19.64	24.54	29.45
Solidity		1.43	1.14	0.95
Absolute inlet velocity		43.3	40.4	38.8
Absolute inlet Mach No.		0.127	0.119	0.114
Absolute inlet angle		36.4	30.5	26.2
Outlet axial velocity		34.8	34.8	34.8
Absolute outlet velocity		34.8	34.8	34.8
Absolute outlet angle		0	0	0
Turning angle		36.4	30.5	26.2
Stagger angle		16.0	12.7	11.2
<u>Test cascades</u> (Stator blades)				
Number of blades		32		
Blade profile	Flat plate with rounded edges (Thickness 10% chord)			
Chord		28	mm	
Dihedral angle		$0, \pm 30$	°	

Table 2 Specification summaries of instruments

INSTRUMENTS	SPECIFICATION
1/8" microphone (B & K type 4138)	Sensitivity 1 mv/Pa Frequency range 6.5 Hz - 140 kHz Dynamic range 76-168 dB
1/2" microphone (B & K type 4165)	Sensitivity 50 mv/Pa Frequency range 26 Hz - 20 kHz Dynamic range 19-146 dB
Anemometer (Hayakawa HC-24)	Constant temperature type Hot wire, tungsten (5 meter, copper coated at wire ends) Hot wire resistance 3-9 Ohm Max current 400 mA Overheat ratio 0.15 or 0.5 Air flow velocity range 1-150 m/s Frequency response up to 40 kHz at 50 m/s Output level 0.5-12 V
Linearizer (Hayakawa HC-310)	Measurement accuracy $\pm 0.5\%$ F. S Frequency response 20 kHz at 50 m/s Noise 0.3% R. M. S Drift 0.2% F. S at circumstantial temperature $\pm 3^\circ\text{C}$
Frequency analyser (B & K 2120)	Frequency response 2 Hz - 200 kHz ± 0.5 dB Input range 10 μV - 300 V (peak 700 V) Input impedance 1 M. Ohm/50 pF Output impedance A. C 50 Ohm, D. C 820 Ohm Noise Lin. 2 Hz - 200 kHz 7.0 V R. M. S S/N ratio 80 dB for input level 30 mV Frequency selection bandpass filter (bandwidths 1%, 3%, 10%, 1/3 octave), high or low pass filter
Digital correlator (TEAC C-120)	2 analogue input channels (x, y) Input range ± 1 V max A/D convertor x channel 4 bits, y channel 8 bits Input impedance 5 kOhm Output impedance 1.5 kOhm Internal clock frequency 1 MHz Sample rate 0.5 μsec - 50 sec, 25 steps Sample delay number 100 points Averaging time 2^3 - 2^{13} , 11 steps & integration
Spectrum analyser	Operation with TEAC C-120 (Input 8 bits) Output range ± 1.5 V Output impedance 600 Ohm Frequency range D C to Max 1 MHz (sample rate 0.5 μs), Min 0.01 Hz (sample rate 50 s) Resolution 10.6 kHz (sample rate 0.5 μs) -0.000106 Hz (sample rate 50 s)