

UDC 533.697:
621.45.037:
551.508.5:
621.36

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-603

傾斜型熱線流速計による軸流圧縮機内部の3次元計測

熊谷隆王・田中英穂・丸田秀雄

1980年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

傾斜型熱線流速計による軸流圧縮機内部の3次元計測*

熊谷隆王** 田中英穂*** 丸田秀雄***

Three Dimensional Flow Measurement in the Axial Compressor with a Single Slanted Hot-Wire

by Takao KUMAGAI, Hideho TANAKA and Hideo MARUTA

ABSTRACT

To measure three-dimensional air flow in the axial flow compressors, several kinds of slanted hot-wire anemometry techniques have been developed in recent years. Quick response and less disturbance to the flow are the typical advantages of this method of measurement.

In our experiment, the measuring system consists of a hot-wire anemometer with a single slanted wire probe and a data processing system. Exit flow of the axial flow compressor with 15 rotor blades is measured by the system. The anemometer output signals, obtained by locating a probe at three positions in each 120° orientations, are sampled, averaged and calculated using the directional cosines technique. The resulting processing data show the values for three-dimensional components of mean velocity, swirl angle and pitch angle. The decay and the diffusion of the rotor wakes are also presented.

第1章 まえがき

圧縮機やタービン等のターボ機械における空力騒音や空力損失の発生機構の解明にとって、翼列後流の三次元流れの解析は重要である。軸流圧縮機内部の流れは軸流方向、円周方向及び半径方向の流れ成分を有する複雑な三次元流れである。

この計測には従来より5孔ピトー管が一般に使用されているが、これによっては流れの時間的平均値しか測定することができず、又応答性の問題や、小型化への制約から測定域の流れ場を乱すなどの欠点を有している。この点で熱線流速計の使用は、5孔ピトー管に比べプローブの小型化が容易であり、比較的流れ場を乱すことなく、高い応答性を有するなど非定常流れの計測に適している。

数年前より傾斜型プローブを有する熱線流速計を用いた三次元流れの計測法が開発され、測定例もいくつか報告されている。^{1)~6)} 本研究においては、C.E. Whitfieldにより発表された方向余弦法による三次元流れの計測法の原理を用いて、ミニコンピューターを組み合わせた計測システムにより、単段軸流圧縮機の動翼下流の内部流動を測定した。この測定法と測定結果について報告する。

記号

b_x/P	}	: ウェークの無次元半値幅
b_y/P		
b_w/P		
C_R	: 翼弦長	
e_i, e_j, e_k	: I, J, K 位置での熱線流速計リニアライザ出力電圧 (V)	
H_i, H_j, H_k	: 熱線 I, J, K の V に対する方向余弦	
L	: 動翼端からの無次元距離 (= x/C_R)	
P	: 翼列のピッチ	

* 昭和54年12月5日受付

** 原動機部

*** 東京大学宇宙航空研究所原動機部

- U_y : 動翼の周速度 (m/s)
 V : 流速 (m/s)
 V_i, V_j, V_k : V の I, J, K 方向速度成分 (m/s)
 v_i, v_j, v_k : V の I, J, K 方向垂直速度成分 (m/s)
 V_x : 軸流方向流出速度 (m/s)
 V_{xc}/V_{xm} }
 V_{yc}/V_{ym} } : ウェークの無次元速度欠損
 W_c/W_m }
 V_y : 周方向流出速度 (m/s)
 V_z : 半径方向流出速度 (m/s)
 W : 相対流出速度 (m/s)
 x : 動翼端からの距離
 z : 翼根部からの高さ
 α : 熱線プローブの初期設定角 ($^\circ$)

- $\beta_{xi}, \beta_{xj}, \beta_{xk}$ }
 $\beta_{yi}, \beta_{yj}, \beta_{yk}$ } : 熱線 I, J, K の座標軸 X, Y, Z に対する
 $\beta_{zi}, \beta_{zj}, \beta_{zk}$ } : 方向余弦

- θ : 流れの周方向角度(スワール角)
 θ' : 熱線流速計出力より計算式を用いて求めたスワール角
 φ : 流れの半径方向角度(ピッチ角)
 φ' : 熱線流速計出力より計算式を用いて求めたピッチ角
 ν : 半径方向無次元高さ
 ψ : 流れと熱線との XY 平面における角度(熱線の I 方向を 0° とする)
 τ : 流れと熱線の回転軸とのなす角度(回転軸に垂直な流れを 0° とする)

第2章 傾斜型熱線流速計による測定原理

図1に今回の計測での、熱線と測定座標系との相対位置関係を示す。熱線はプローブの中心軸に対して 54.7° の傾きを有し、その支持軸を回転軸として 120° ごとに回転すると、各 I, J, K 位置における熱線が互いに直交する。

流速 V の I, J, K 方向成分を V_i, V_j, V_k とし、それに対する垂直方向の速度成分を v_i, v_j, v_k とすると、それぞれ

$$V^2 = V_i^2 + V_j^2 + V_k^2 \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} v_i^2 &= V_j^2 + V_k^2 \\ v_j^2 &= V_k^2 + V_i^2 \\ v_k^2 &= V_i^2 + V_j^2 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

の関係式より

$$V^2 = (v_i^2 + v_j^2 + v_k^2)/2 \quad (3)$$

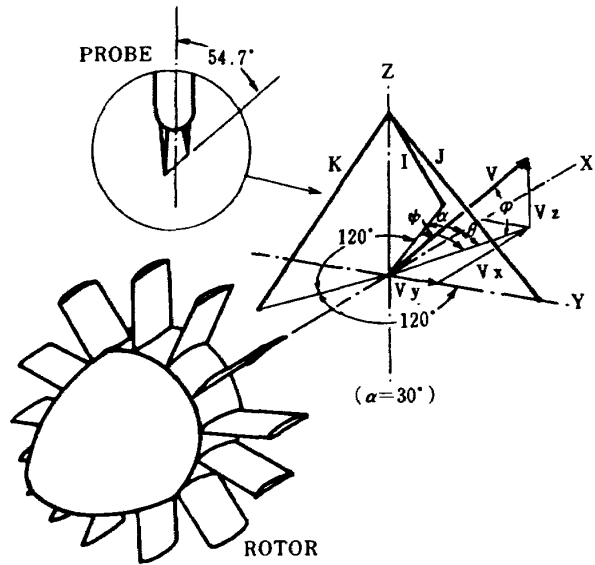


図1 熱線と測定座標との相対位置関係

$$\left. \begin{aligned} V_i^2 &= (-v_i^2 + v_j^2 + v_k^2)/2 \\ V_j^2 &= (v_i^2 - v_j^2 + v_k^2)/2 \\ V_k^2 &= (v_i^2 + v_j^2 - v_k^2)/2 \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

熱線 I, J, K に対する流れ V の方向余弦は(3), (4)式より

$$\left. \begin{aligned} H_i &= -[\frac{1}{2}(-v_i^2 + v_j^2 + v_k^2)/V^2]^{\frac{1}{2}} \\ H_j &= [\frac{1}{2}(v_i^2 - v_j^2 + v_k^2)/V^2]^{\frac{1}{2}} \\ H_k &= [\frac{1}{2}(v_i^2 + v_j^2 - v_k^2)/V^2]^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

X, Y, Z 軸に対する熱線 I, J, K の方向余弦を

$(\beta_{xi}, \beta_{xj}, \beta_{xk}), (\beta_{yi}, \beta_{yj}, \beta_{yk})$

$(\beta_{zi}, \beta_{zj}, \beta_{zk})$ とすると, V_x, V_y, V_z は次の式により求められる。

$$\left. \begin{aligned} V_x &= V \cdot (H_i \cdot \beta_{xi} + H_j \cdot \beta_{xj} + H_k \cdot \beta_{xk}) \\ V_y &= V \cdot (H_i \cdot \beta_{yi} + H_j \cdot \beta_{yj} + H_k \cdot \beta_{yk}) \\ V_z &= V \cdot (H_i \cdot \beta_{zi} + H_j \cdot \beta_{zj} + H_k \cdot \beta_{zk}) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

又流れのピッチ角(φ)及びスワール角(θ)は以下の式により求められる。

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \tan^{-1} [V_z / (V_x^2 + V_y^2)^{\frac{1}{2}}] \\ \theta &= \tan^{-1} (V_y / V_x) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

以上のように方向余弦 H, β により流れの X, Y, Z 方向成分を求めることができる。又熱線流速計出力はリニアライザーにより直線化されており、熱線に垂直な方向の流れの速度成分 v に比例した出力電圧 e が得られる ($V = C \cdot e$, C -比例係数)。ゆえに I, J, K 位置での出力電圧 e_i, e_j, e_k が測定できれば, (3)~(7)式より流速の3次元成分が得られる。

2-1. 測定可能範囲

前述の(5)式からわかる様に、次のいずれかの状態になった場合、

$$v_i^2 > v_j^2 + v_k^2$$

$$v_j^2 > v_k^2 + v_i^2$$

$$v_k^2 > v_i^2 + v_j^2$$

平方根内部が負になり、 H_i, H_j, H_k のいずれかの方向余弦を求めることができなくなる。この平方根内部が負にならない角度 ψ の範囲は、プローブ個々の特性により左右されるが、ほぼ $\pm 20^\circ$ 前後である。この余弦法を用い

て流れの計測を行なう場合は、熱線の計測範囲は ψ の値にして約 $\pm 20^\circ$ に限定される。

第3章 実験装置及び実験方法

3-1. 実験装置

3-1-1. 供試圧縮機

実験に用いた圧縮機はボス比0.45と比較的小さく三次元流れの強い単段軸流圧縮機である。本実験では動翼後流での現象を単純化し、測定範囲を拡大するため静翼列を取り除き15枚の動翼列のみにて構成した。吸込空気

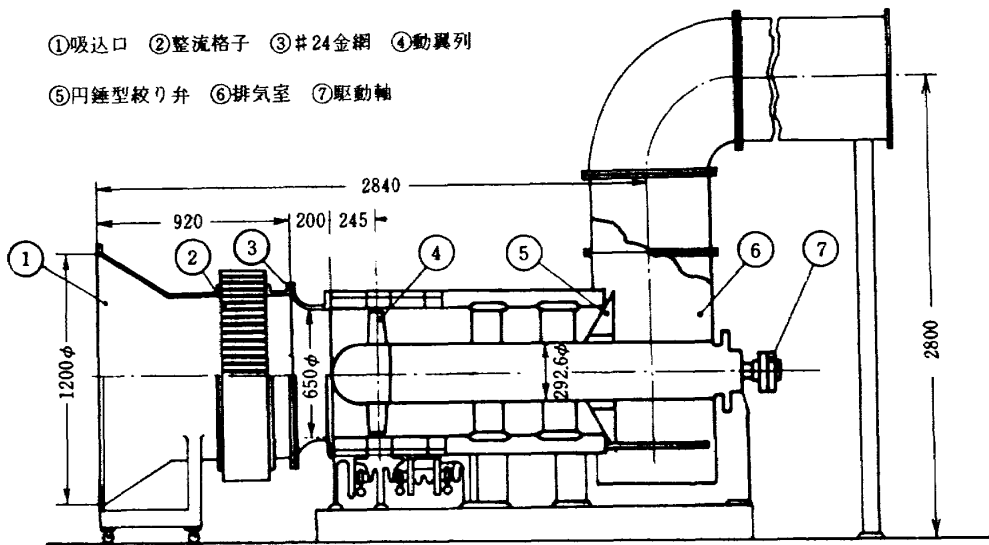


図2 軸流圧縮機概略組立図

の一様化をはかるため入口ダクトの中間にハニカム構造の整流格子と24メッシュの金網とを設置している。

図2に供試圧縮機の概略組立図、表1に諸元、表2に動翼形状諸元を示す。

3-1-2. 熱線プローブ

図3に本実験に使用した日本科学工業製の熱線プローブ

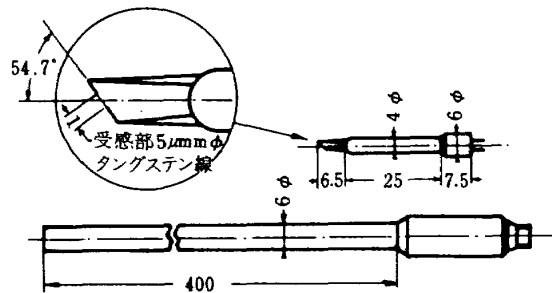


図3 熱線プローブ及びサポート

回転数	0 ~ 4,400 rpm (任意の回転数に設定可能)
ボス比	0.45
外径	650 mm
内径	292.5 mm
駆動々力	75 kW 直流電気動力計
動翼枚数	15 枚

表1 軸流圧縮機諸元

プの形状及び仕様を示す。このプローブは特別仕様品であり、製造誤差等に起因する各個体の感度・角度特性等のバラツキが予想されたため、予じめ諸特性の検定を行なった。(3-3参照)。

熱線風速計はプローブと同様日本科学工業製のリニアライザー付定温度型(21-1312, 21-1711, 21-1211)を使用した。

半径比 λ	0.45	0.50	0.525	0.65	0.725	0.80	0.875	0.95	1.00
翼弦長 C_R (mm)	95.00	93.38	90.94	88.50	86.06	83.63	81.19	78.75	77.13
ソリディティ σ_R	1.551	1.372	1.162	1.00	0.872	0.768	0.682	0.609	0.567
翼厚 t_{Rmax} (%)	12.00	11.82	11.55	11.27	11.00	10.73	10.45	10.18	10.00
相対流入角 β_1 (deg)	43.91	46.93	50.89	54.29	57.19	59.70	61.89	63.80	64.95
食違角 ξ_R (deg)	27.11	32.83	40.09	45.79	49.89	53.13	56.04	58.80	60.40

翼形 NACA 65 系, 翼枚数 15

表2 動翼列の諸元

3-2. 実験方法及び実験条件

測定位置は図4に示す軸流方向4ヶ所, 半径方向7ヶ所の計28点において, 下記一定条件のもとに行なった。

- 1) 軸流圧縮機回転数: 2,000 rpm
- 2) 出口絞り弁開度: 全開

軸流方向測定位置(L)は, 50%翼高さ位置の C_R 80.06 mmで無次元化しており,

$$L = x/C_R : 0.71, 1.16, 1.62, 2.09$$

の4ヶ所で, これらは, あらかじめケーシングにけられた測定孔の位置である。半径方向測定位置は, 動翼スパン178.7 mmで無次元化しており,

$$r = z/178.7 : 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80 \%$$

の7ヶ所である。また, 内外壁近傍(10, 15, 85, 90%)での測定を試みたが, 熱線流速計の測定範囲を超える流れのために測定不能になったりしたためデータとして使用することができず, これらの位置での測定は省略した。

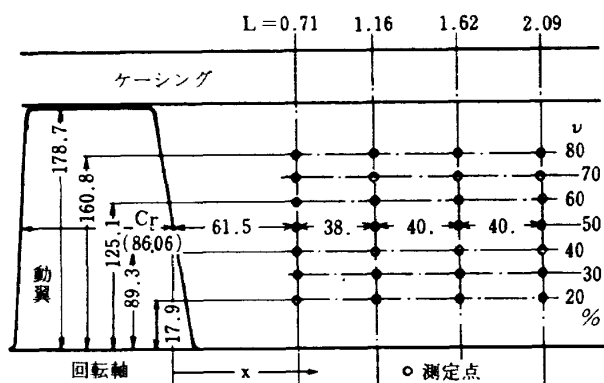


図4 測定位置

3-3. プローブの検定

吹出口直径80mmの横置型検定風胴下流に3次元トラバ

ース装置を設置し, 吹出口中心の軸流方向に x 軸をとり, 吹出口端より約30mm下流を座標の原点と定め, 垂直方向に Y 軸, 水平方向に z 軸をとった。プローブ受感部の中心を原点に合わせ, プローブの軸心を z 軸に一致させ, 以下の諸特性を測定した。

3-3-1. 流速対リアライザー出力特性

熱線受感部を流れに垂直に設置し, 流速50 m/sにて熱線流速計リアライザー出力電圧を10Vに調整した。流

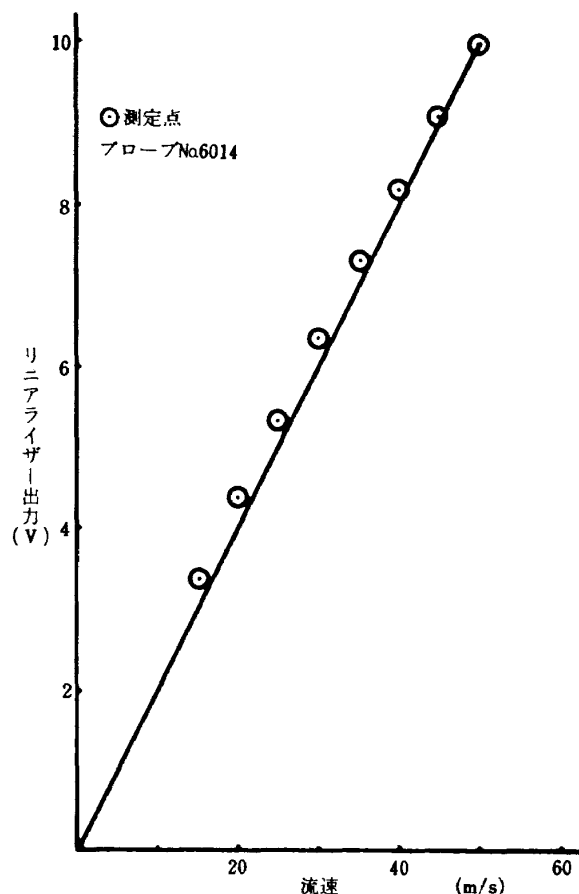


図5 流速対出力電圧特性

速を変化させてそれに対応した出力電圧の変化を図5に示す。これよりNo.6014のプロープにおいては低速側で最大7%程の誤差が認められる。出力電圧を流速に変換する際に計算式の係数を変えることにより修正を行なっている。

3-3-2. 角度感度特性

プロープ支持軸を流れに垂直に設置し($\tau=0^\circ$), 支持

軸を回転させて回転角(ψ)とリニアライザー出力との対応を図6に示す。このプロープにおいては出力最小点と $\psi=0^\circ$ (熱線受感部がx軸と同一平面上となる角度)とは良く一致しており、正負の特性は $\psi=0^\circ$ を中心にしてほぼ対称である。

なお図中の点線は、角度 ψ とリニアライザー出力eとの対応の理論曲線($e=c \times \cos(90^\circ - \cos^{-1}(\sin 54.7^\circ \times \cos \psi))$)
c-係数)であり、 $\psi=0^\circ$ 近傍においては、実測値が理論

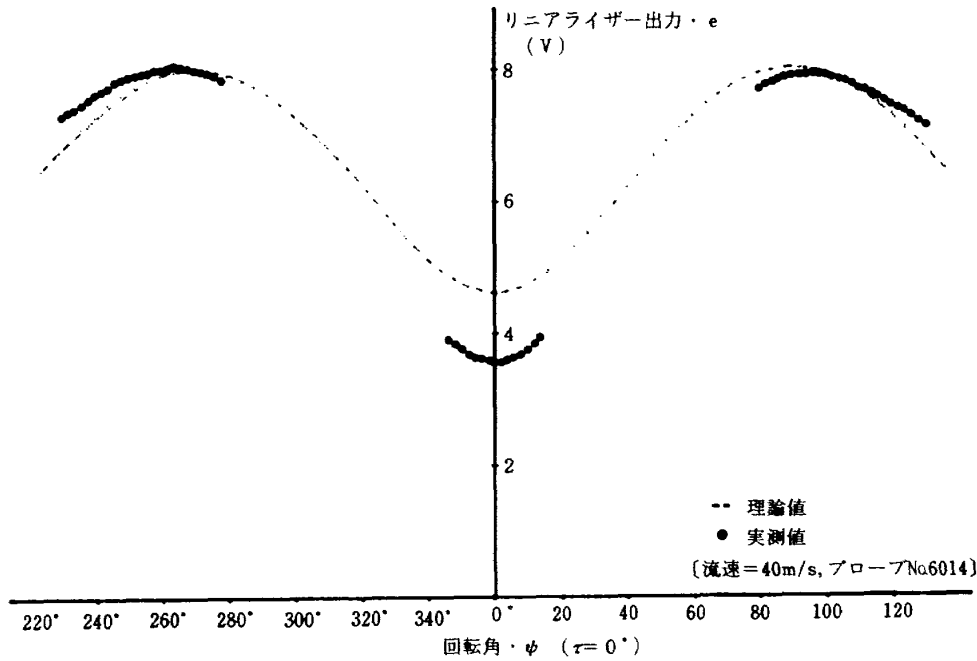


図6 角度・感度特性

値よりも1V程度低い値となっている。

3-3-3. 風向角度特性と角度修正式

熱線プロープの流れに対する角度(τ)及び(ψ)を変化させ、その時の熱線流速計リニアライザー出力より方向余弦の手法を用いて計算値(τ' , ψ')を求める。この時の実際の角度と計算値の対応を図7及び図8に示す。この図からわかるように、熱線と流れとの実際の角度と、計算により求めた角度とは異なり修正の必要がある。 $\tau-\tau'$ の特性において、パラメータ ψ の値による影響は無視できる程度であり、 $\tau=K_1 \cdot f(\tau')$ 。又、 $\psi-\psi'$ の特性では τ の影響が大きいため、 $\psi=K_2 \cdot f(\psi' \cdot \tau)$ の修正式となる。修正式作成においては、複数の(τ' , τ)あるいは(ψ' , ψ)を与え最小2乗法により

$$\tau = -0.036 \times \tau'^2 + 0.88 \times \tau' + 9.47$$

$$\psi = 0.003 \times \psi'^2 + (1.2 - 0.017 \times \tau) \times \psi' - 0.2$$

の2式を求め、プログラムに組込んで計算機処理を行なった。なお図8において、計算値 τ' が $\tau=0^\circ$ の時に約 -8°

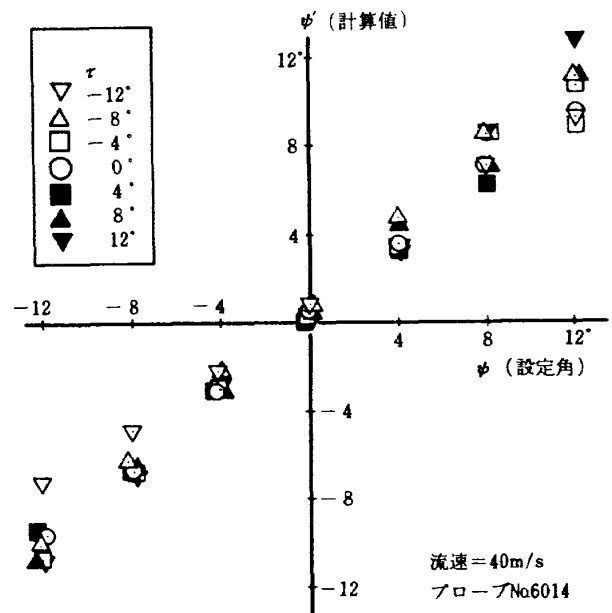


図7 スワール角・角度特性

第4章 計測及びデータ処理

4-1. 計測装置

図9に今回の実験のために試作した計測システムの概略を示す。

トリガー・パルスは平均化処理を行なう際、高速A/D変換(以下FADC)のタイミングをとるためのスタートパルスであり、ローター1回転につき1回3V程度のパルスを発生させている。これと熱線流速計の出力を、データレコーダー(SONY, DFR-3530W)の2チャンネルに同時に記録した。圧縮機内部は、翼枚数(15枚)と回転数(2,000 rpm)との積を基本周波数(500 Hz)とする高調波を多く含んだ流れである。データ・レコーダーのテープ・スピードは76 cm/sで、DC~20 KHzまで記録可能であり高調波を損なうことなく十分な周波数特性を有している。オンライン処理も考えたが、データ転送経路での移相ずれ、減衰等の保証に疑問があったため、信頼性の高いオフ・ライン処理を行なった。

FADCのトリガーパルスとしては、10~15V程度の電圧が必要であるが、データレコーダーの再生出力は最大±1Vなため、これを10Vまで電圧増幅を行なっている。

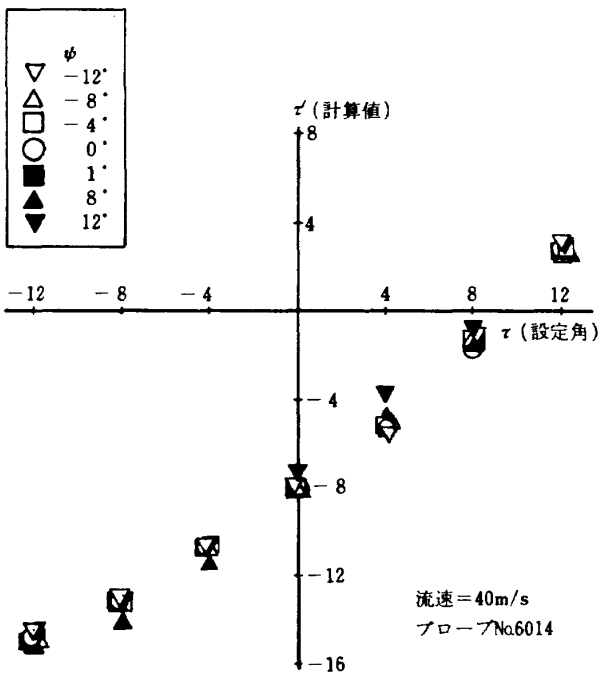


図8 ビッチ角・角度特性

程の値を示しており、他の全てのプローブにおいても同様の偏向(-5°~-8°)が見られた。プローブのサポートの空力的影響によりプローブ近傍の流れが傾むくことも考えられるが、主原因は以下の様に考えられる。

図6において実測値と理論値が、 $\Psi=0^\circ$ においては実測値が1V程低く、又 $\Psi=\pm 120^\circ$ においては逆に0.3V程高くなっている。 $\Psi=0^\circ, 240^\circ, 120^\circ$ における理論値(e_i, e_j, e_k に対応)を方向余弦の式(2章(1)~(7)式)に代入、計算すると $\varphi=0.03^\circ$ となる。これから、 $\varphi=0^\circ$ 付近における熱線出力が理論値より低いことにより、 φ' が実際には 0° となるべき流れでも負になってしまう。修正式はこれらの影響をも含めた全てにわたり角度の修正を行なっている。

3-3-4. 特性の評価

前記した3種の特性測定を8本の熱線プローブについておおまかに行ない、その中から特性の良いプローブ3本を選定し更に詳細な特性の検定を行なった。最終的にNo.6014のプローブが総合的に良い特性であり、これを使用して全ての計測を行なった。図5~8は全てNo.6014のプローブの特性である。

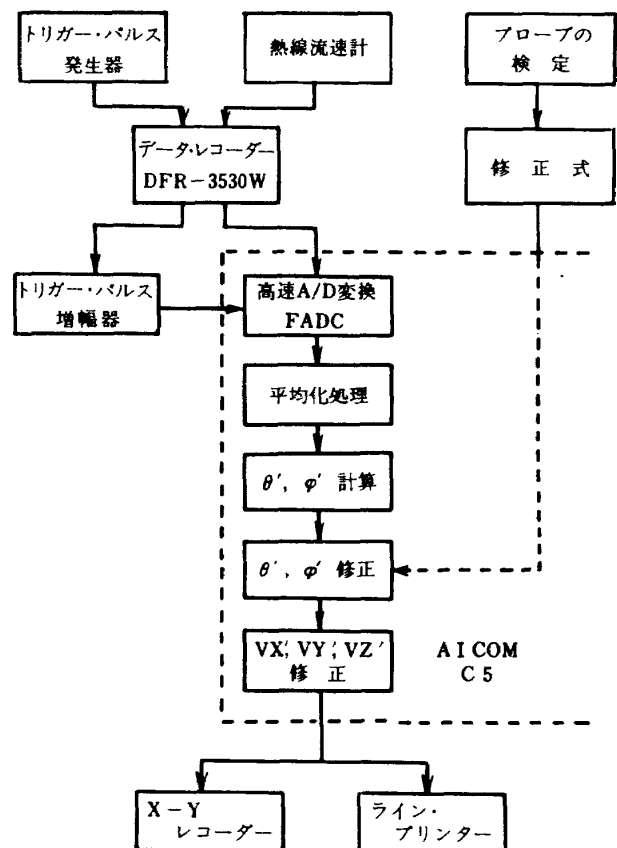


図9 計測システム

4-2. プローブのプリセット角(α)

方向余弦法を用いて計算処理する場合、プローブのI方向位置を中心にして約 $\pm 20^\circ$ 程度の流れの範囲しか測定できないことは前述(2-1)した。実際このNo.6014のプローブにおいては、図6よりI, J, K方向の電圧値を読み取り、 H_i, H_j, H_k の値を計算すると、 θ が $\pm 22^\circ$ を超える付近で虚数を生じ計算不能となった。

5孔ビトー管によるこの軸流圧縮機の動翼下流の流れの測定で、平均流出角は 40° 前後であり、X軸上($\alpha = 0^\circ$)にプローブのI方向を設定したのではこの流れの測定はできない。プローブのI方向を流れの平均流出角方向に一致させることにより、その設定角度から $\pm 20^\circ$ 前後の流れの計測が可能となる。実際には、プローブを流れの中で回転し、熱線流速計の時間平均の出力最小点を求めこれをI方向としており、この時の熱線のX軸からの角度をプリセット角(α)と呼ぶ。

4-3. データ処理

データレコーダーに記録された熱線流速計出力から、必要な流れの角度及び速度成分を取り出すため、A I C O M - C 5 ミニコンピュータにより、各種の演算処理を行なった。

4-3-1. 平均化処理

熱線流速計からの出力信号は極めて多くの乱流成分を含んでおり、時間的、空間的に変動している。この不規則成分の多い信号の中から、周期変動成分を取り出すために、以下の信号処理を行なった。

動翼は2,000 rpmにて一定回転しており、ローター1回転につき1回発生するトリガーパルスに同期してF A D Cを行なうと、特定の動翼後流がデジタル信号として得られる。この信号を何回分か加算平均することに依り、不規則成分が減少し、周期的な信号を得ることができる。この平均化処理は、種々の制約から十分とは言えないまでも、ほぼ安定な結果が得られる以下の設定で行なった。

- サンプル時間 50 μ sec
- サンプル点数 100点
- 平均化回数 99回

4-3-2. 計算処理

測定原理で述べた計算式を、フォートランにてプログラムを作成し、これに依り平均化処理されたI, J, K方向の信号 e_i, e_j, e_k からX, Y, Zの3方向速度成分 V_x', V_y', V_z' 及び θ', φ' を求める。この θ', φ' の計算値を修

正して θ 及び φ を求め、これを用いて V_x, V_y, V_z と W とを計算している。これらの結果はラインプリンター、及びD/A変換を行なってX-Yレコーダーに出力している。これら計算処理プログラムの主要部分を付録に示す。

第5章 測定結果と考察

5-1. 流出速度及び各速度成分

測定位置 $L = 0.71$, $\nu = 50\%$ における各速度成分の変化を図10~12に示す。

図10は流出速度 V の変化を示し、横軸は測定時間で周方向位置に対応しており、縦軸は流速を示している。粘性ウェークによる流速変動は、平均流速の $\pm 3\%$ 程度しかなく、ほぼ一様とみることができる。

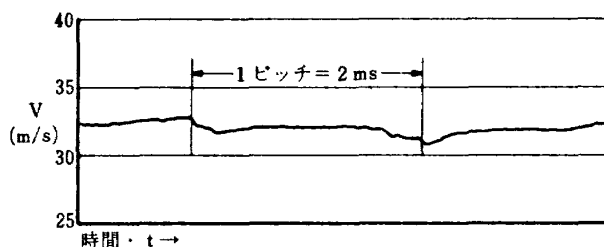


図10 流出速度・ $V(L=0.71, \nu=50\%)$

3方向速度成分の計測結果を図11 a ~ cに、速度3角形を図11-dに示す。

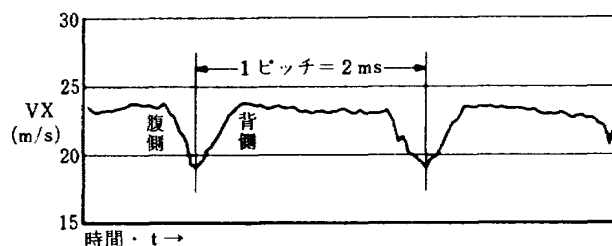


図11-a 軸方向速度・ $V_x(L=0.71, \nu=50\%)$

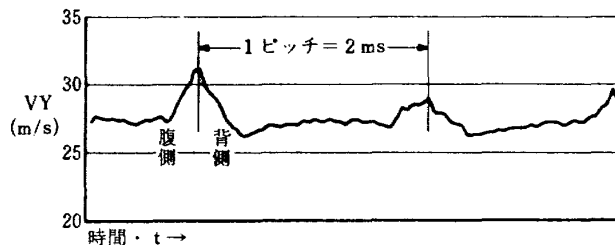


図11-b 周方向速度・ $V_y(L=0.71, \nu=50\%)$

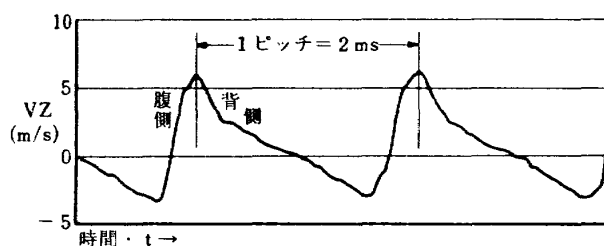


図11-c 半径方向速度・ $V_z(L=0.71, \nu=50\%)$

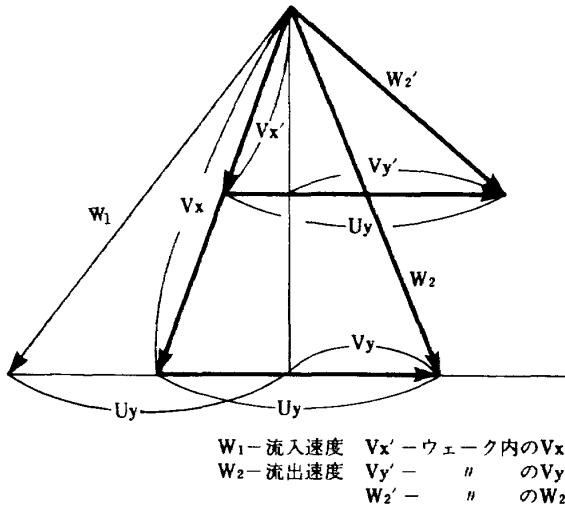


図11-d 動翼通過の速度三角形

流れが動翼を通過する際、空気の粘性による速度欠損(粘性ウェーク)が生じ、これが軸流速度 V_x の減少として観測される。一方周速度 U_y は一定であるから、ウェーク内の周方向速度 $V_{y'}$ は増加することになる。半径方向速度 V_z は、動翼の回転に伴う遠心力により生じると考えられ、これは $(V_y)^2$ に比例した速度となり、ウェーク内で V_z も増加する。これらの要因により三次元の速度場が形成されていると思われる。

周方向角度 θ と半径方向角度 φ の変化を図12 a, b に示す。スワール角 θ は流れの y 方向への傾きを表わし、ピッチ角 φ は z 方向への傾きを表わしているため、これらの変化はそれぞれ V_y, V_z の変化に類似している。 θ は動翼通過に伴ない粘性による動翼伴流の効果によって周方向流れの増大、即わち θ の増大が認められる。 φ においては、翼の腹側→背側の通過に対して角度の負→正の

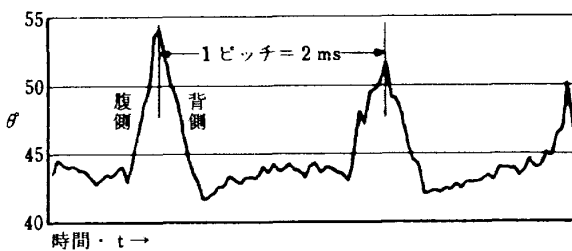


図12-a スワール角 θ ($L=0.71, \nu=50\%$)

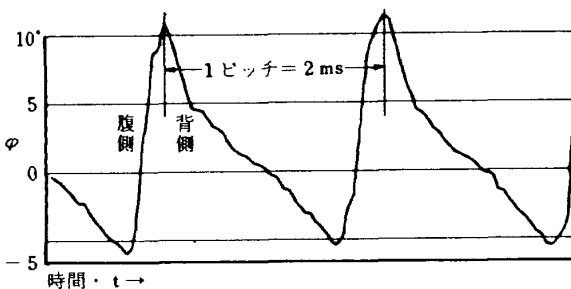


図12-b ピッチ角 φ ($L=0.71, \nu=50\%$)

変化が現われ、流れが下向きから上向きへ急激に転向している様子がわかる。

5-2. 各速度成分合成に依る3次元表示

図13及び図14に V_x, V_y, V_z の各速度を3次元ベクトルのグラフで表示した。

図13は $\nu=50\%$ 位置におけるウェーク形状が、軸流方向位置によりどのように変化していくかを示している。データ・ナンバーはトリガーパルスによりサンプリングを開始してから点数であり、すなわち時間を示している。翼後縁から測定位置までの距離によって時間遅れが生じるため、位相を合わせて表示してある。

点線は V_x, V_y の二次元合成速度エンベロップを示しており、実線はこれに V_z を加えた流出速度のエンベロップである。これより、ウェークが下流に行くに従い減衰し拡散していく様子がわかる。

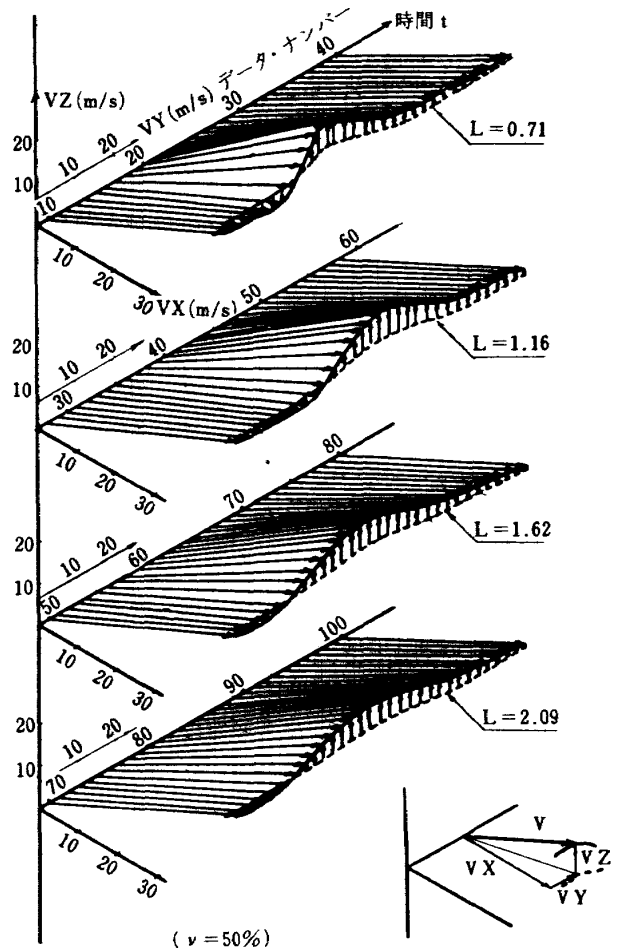


図13 ウェークの軸流方向での変化

図14は同一軸流位置 ($L=0.71$) における半径方向のウェークの様相を示している。翼のハブ及びティップに近い位置ではウェークが乱れており、これは壁面の境界層の発達によるものと思われる。

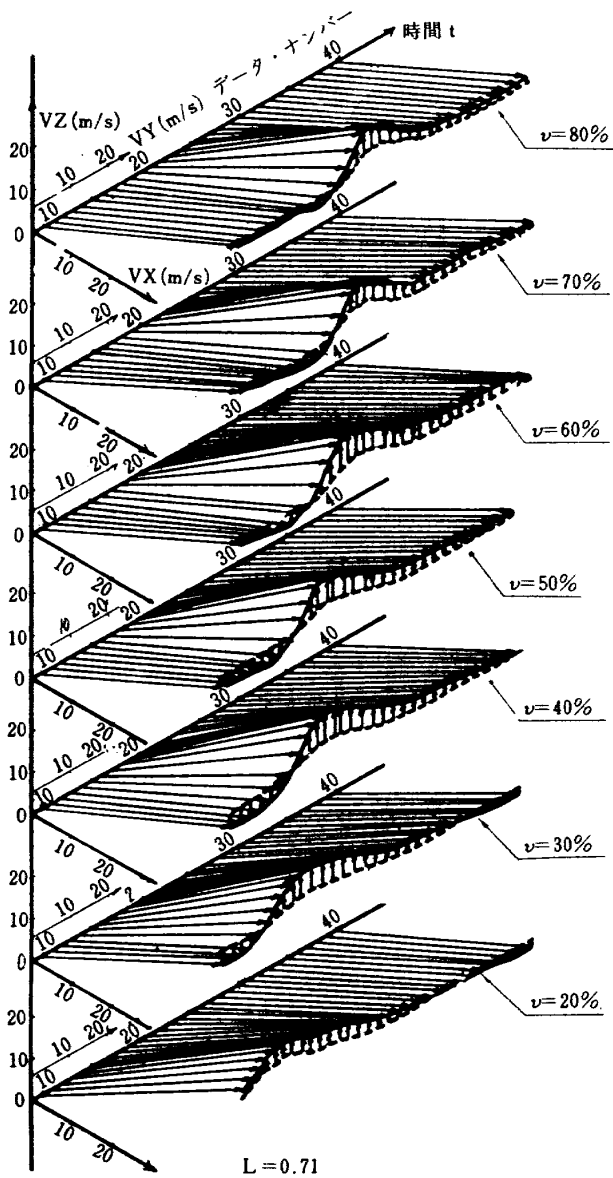


図14 ウェークの半径方向での変化

5-3. ウェークの減衰と拡散

図13, 14に示したウェークの減衰について詳細に論ずるため、図15に示す値を測定してウェークの無次元速度

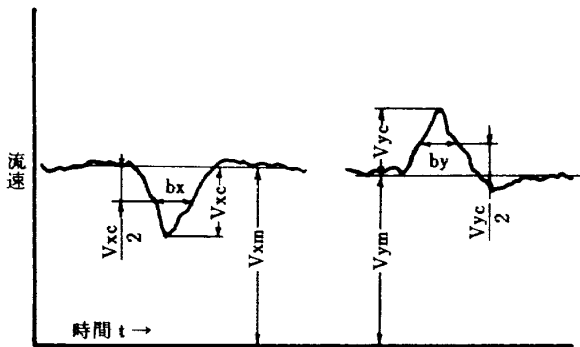


図15 V_x, V_y のウェークとウェーク半値幅

欠損(V_{xc}/V_{xm})及び半値幅(b_x/P)を求め、それらの変化について以下に述べる。

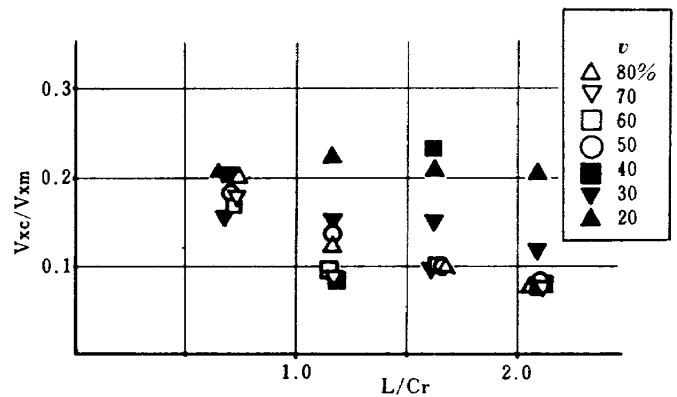


図16-a V_x ウェークの減衰

図16-aに軸方向距離に伴う V_x のウェークの減衰を無次元速度欠損の変化として示す。動翼後縁での流速はほぼ0であるため、無次元速度欠損は1.0近くである。これが、 $L=0.71$ 下流においては、どの半径方向位置においても0.2まで減衰している。しかし下流に行くに従って、ティップ側が0.08まで減衰しているにもかかわらず、ハブ側の減衰は非常に緩やかである。

図16-bは速度 V_x のウェークの拡散を、無次元半値幅の軸流方向変化として示している。下流に行くに従ってウェークが拡散していくが、減衰が大きいティップ側の方が、ハブ側よりウェークの幅が広がっていない。

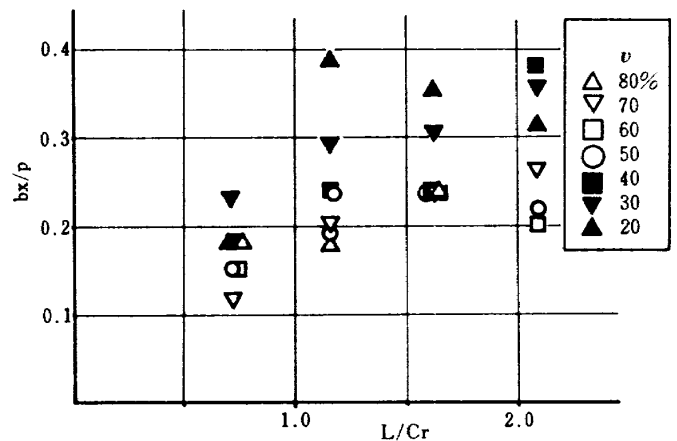


図16-b V_x ウェークの拡散

図17-a, bに速度 V_y のウェークの減衰及び拡散を示す。全体の傾向としては、軸流方向下流に行くに従ってウェークは減衰し、それに伴って拡散していく様子がわかる。しかし、ティップ側とハブ側のウェークの減衰及び拡散は、 V_x の場合と逆でハブ側の方がゆるやかである。

Z方向流れの減衰に関しては、 V_x, V_y 同様に無次元化することができないため、図18に $v=50\%$ 位置における、

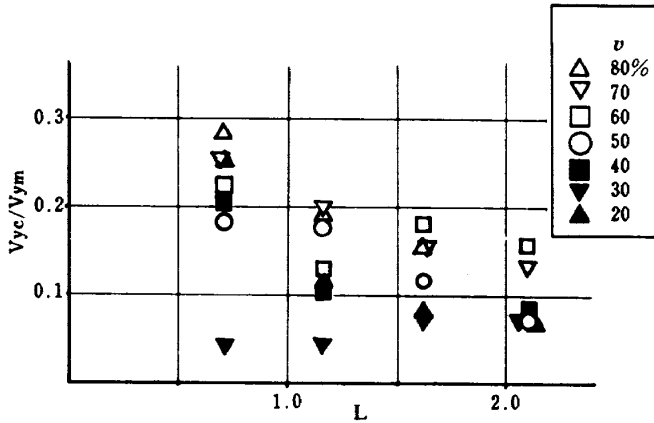


図17-a V_y ウェークの減衰

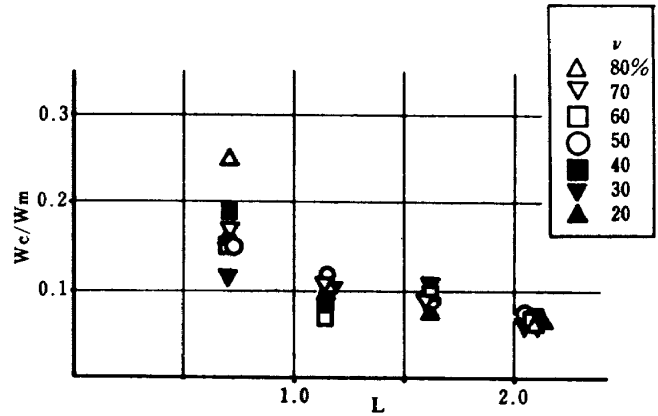


図19-a W ウェークの減衰

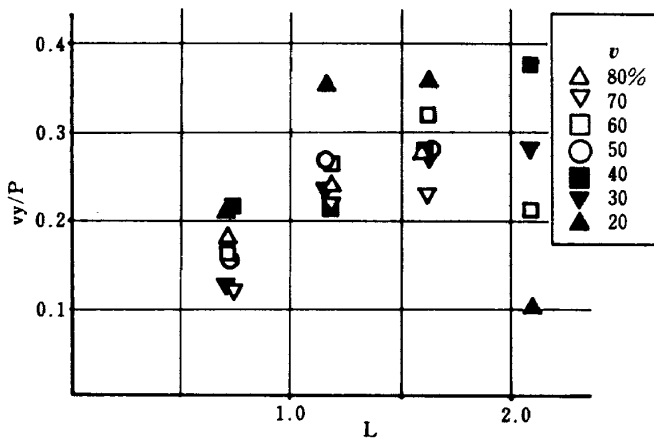


図17-b V_y ウェークの拡散

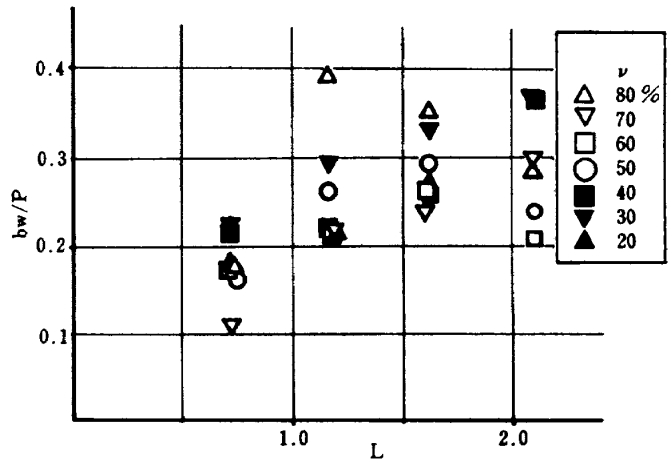


図19-b W ウェークの拡散

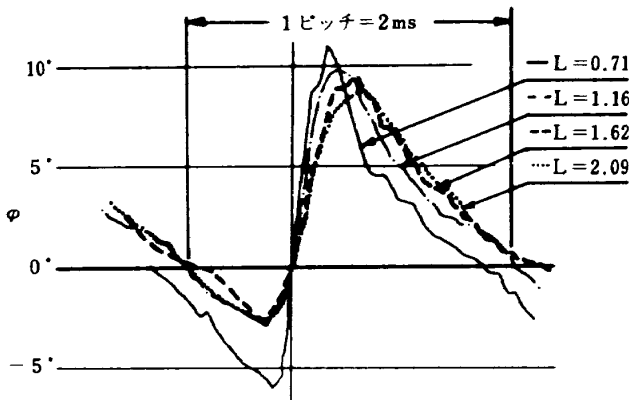


図18 ピッチ角の変化

ピッチ角 ϕ の軸流位置による変化で示してある。流れの向きが水平になる点 ($\phi = 0^\circ$) を原点として、軸流位置 4ヶ所でのピッチ角を表示したもので、これより半径方向のウェークは V_x, V_y とは異り、距離による減衰はそれほど顕著ではなく、下流にいくに従いわずかながらピークの位相が遅れていくことがわかる。

図19-a, bは、動翼と同じ回転座標系からみた相対流出速度 W のウェークの減衰及び拡散であり、 ν 位置にほとんど関係なく減衰し拡散している。これから、絶対座

標系からみたウェークのティップ側とハブ側における減衰及び拡散の違いは、内壁側が回転していることの影響によるものと思われる。

4-4. 5孔ピトー管との比較

熱線流速計に依る測定と同時に、5孔ピトー管を熱線プローブと同じ測定位置に入れ、両者の比較検討を行なった。その結果を図20-a, bに示す。

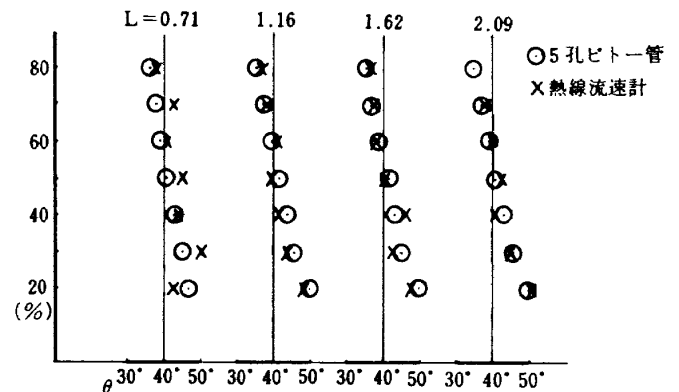


図20-a 5孔ピトー管と熱線流速計のスワール角における比較

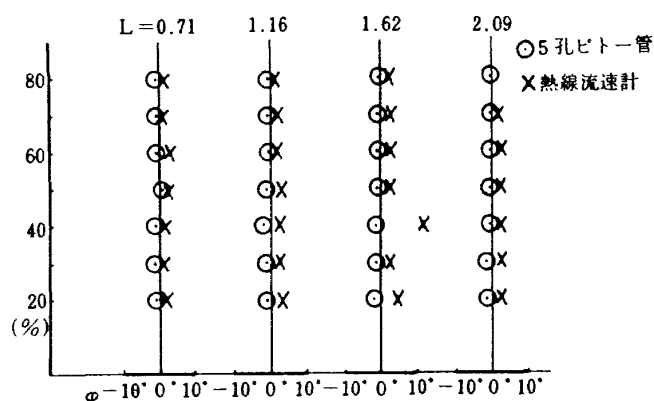


図20-b 5孔ピトー管と熱線流速計のピッチ角における比較

5孔ピトー管においては時間平均値しか得られないため、熱線流速計の測定結果を2ピッチ分数値平均を行ない、時間平均として比較した。

図20-aはスワール角での比較であるが、動翼附近を除いてはピトー管と熱線流速計の測定値は比較的一致している。しかし、熱線流速計の測定結果には多少の不規則な変化がみられる。

図20-bのピッチ角の比較においては、5孔ピトー管の測定値より熱線流速計の測定値が常に 4° 前後大きく出ており、スワール角における測定値ほどの一致はみられない。しかし、5孔ピトー管も熱線流速計も共に、 ψ 位置が変わってもほぼ一定のピッチ角であり、同じ傾向を示している。

第6章 結論及び結び

今回の実験により、以下の結論が得られた。

(1) (周期変動流の三次元成分の測定)回転軸に対して 54.7° の角度を有する1本の傾斜型熱線プローブを流れの中で回転し、その 120° 毎の出力を平均化して方向余弦法を用いて解析することにより、5孔ピトー管では得られない、流れの三次元周期的変動流の測定が可能である。

(2) (測定可能な角度の範囲)プローブの個々の特性により差はあるが、 ψ が $\pm 20^\circ$ 前後が測定可能な範囲である。これはこの範囲を超えた流れの測定では、計算中に虚数を生じ計算不能となるためである。

(3) (プリセット角 α の設定)(2)より、測定に際して

はプローブのI方向を、流れの平均流出角方向に向ける(プリセット角 α)ことにより、 $\alpha \pm 20^\circ$ の流れが計測可能となる。

3次元流れの計測にとって、熱線流速計による方法はいくつかの制限はあるものの有用であると認められ、プローブの特性の検定及び修正方法の改良により、測定精度の向上が可能と思われる。

最後に本研究は国内留学先の東京大学宇宙航空研究所原動機部 田中研究室において行なったものであるが、実験・研究にあたり御指導・御協力をいただいた田中研究室の山口和夫技官、藤本一郎大学院生及び、前年同研究室への国内留学生であった三村富嗣雄技官の皆様に感謝いたします。

参考文献

- 1) C. E. Whitfield, J. C. Kelly and B. Barry : A Three-Dimensional Analysis of Rotor Wakes, Aeronautical Quarterly 23, Part 4, Nov. 1972
- 2) P. Kool, J. DeRuyck, Ch. Hirsch : The Three-Dimensional Flow and Blade Wake in an Axial Plane Downstream of an Axial Compressor Rotor, ASME, 78-GT-66
- 3) R. L. Evans : Turbulence and Unsteadiness Measurements Downstream of a Moving Blade Row, ASME, 74-GT-73
- 4) C. A. Gorton, B. Lakshminarayana : A Method of Measuring the Three-Dimensional Mean Flow and Turbulence Quantities Inside a Rotating Turbo-machinery Passage, ASME, 75-GT-4
- 5) P. Kool : Determination of the Reynolds-Stress Tensor with a Single Slanted Hot-wire in Periodically Unsteady Turbomachinery Flow, 79-GT-130
- 6) Б. С. Петухов, А. Ф. Поляков, В. В. Троцкий, Ю. Л. Шехтер : Методика Термоанемометрических Измерений Трёхмерных Неизотермических Поточках, Академия Наук СССР Институт Высоких Температур, Препринт 2-008, Москва 1977
- 7) 三村富嗣雄 : 熱線流速計による回転翼列後流の三次元的構造に関する研究, 東京大学宇宙航空研究所国内留学報告, 昭和53年4月
- 8) 田中英穂, 丸田秀雄, 三村富嗣雄, 熊谷隆生 : 軸流ファンの動翼後流の測定, 東京大学宇宙航空研究所報告 第15巻 第1号(B), 1979年3月

付録 1. 計算処理プログラム(抜粋)

```

SUBROUTINE WIRE
C
C *** THREE DIMENSION FLOW CALCULATION ***
C
  DIMENSION AA(100),BB(100),CC(100),EA(100),EB(100),EC(100),
1    HA(100),HB(100),HC(100),VX(100),VY(100),VZ(100),
2    E(100),V(100),S(100),P(100),SS(100),PP(100),W(100),
3    WY(100),YY(100),VXX(100),VYY(100),VZZ(100)
  COMMON /DAT1/ SMPNT,SMPLRT,REPEAT
  COMMON /DAT2/ ALPHA,U,LD,COEF
  COMMON /DAT3/ A(100),B(100),C(100)
  COMMON /DAT4/ Z(200)
  INTEGER SMPNT,SMPLRT
C
  WRITE(2,110) SMPNT,SMPLRT
110  FORMAT(3X7HSMPNT=,I3,5X7HSMPLRT=,I3)
1000  FORMAT(F10.2)
  RAD=0.017453
  EPSIRN=54.7*PI
  BI=(0.+ALPHA)*PI
  BJ=(30.-ALPHA)*PI
  BK=(30.+ALPHA)*PI
  BXI=COS(BI)*SIN(EPSIRN)*(-1)
  BXJ=SIN(BJ)*SIN(EPSIRN)
  B XK=SIN(BK)*SIN(EPSIRN)
  BYI=SIN(BI)*SIN(EPSIRN)*(-1)
  BYJ=COS(BJ)*SIN(EPSIRN)
  BYK=COS(BK)*SIN(EPSIRN)*(-1)
  BZI=COS(EPSIRN)
  BZJ=COS(EPSIRN)
  BZK=COS(EPSIRN)
  N=SMPNT
  DO 50 I=1,N
  E(I)=SQRT(0.5*(A(I)**2+B(I)**2+C(I)**2))
  V(I)=E(I)*COEF
20  AA(I)=0.5*(-A(I)**2+B(I)**2+C(I)**2)
  BB(I)=0.5*(A(I)**2-B(I)**2+C(I)**2)
  CC(I)=0.5*(A(I)**2+B(I)**2-C(I)**2)
  IF(AA(I).LT.0) GO TO 200
  EA(I)=SQRT(AA(I))
  HA(I)=-EA(I)/E(I)
5  IF(BB(I).LT.0) GO TO 250
  EB(I)=SQRT(BB(I))
  HB(I)=EB(I)/E(I)
7  IF(CC(I).LT.0) GO TO 300
  EC(I)=SQRT(CC(I))
  HC(I)=EC(I)/E(I)
  GO TO 350
200  EA(I)=SQRT(-AA(I))
  HA(I)=-100.
250  EB(I)=SQRT(-BB(I))
  HB(I)=100.
300  EC(I)=SQRT(-CC(I))
  HC(I)=100.
350  VX(I)=E(I)*(HA(I)*BXI+HB(I)*BXJ+HC(I)*B XK)
  VY(I)=E(I)*(HA(I)*BYI+HB(I)*BYJ+HC(I)*BYK)
  VZ(I)=E(I)*(HA(I)*BZI+HB(I)*BZJ+HC(I)*BZK)
  ST=SQRT(VX(I)**2+VY(I)**2)
  P(I)=ATAN(VZ(I)/ST)*180./3.14
  S(I)=ATAN(VY(I)/VX(I))*180./3.14
50  CONTINUE
  WRITE(2,360)
360  FORMAT('WIRE NR ?')
  READ(1,370) IWNR
370  FORMAT(I4)
  D=LD*.01
  R=0.1462+0.1787*D
  UY=3.1416*2000./60.*2.*R
  DO 24 I=1,N
  SSS=S(I)-ALPHA
  PP(I)=-0.036*P(I)**2+0.88*P(I)+9.47
  SW=0.003*SSS**2+(1.2-0.017*PP(I))*SSS-0.2
  SS(I)=SW+ALPHA
  VXX(I)=V(I)*COS(SS(I)*PI)*COS(PP(I)*PI)
  VYY(I)=V(I)*SIN(SS(I)*PI)*COS(PP(I)*PI)
  VZZ(I)=V(I)*SIN(PP(I)*PI)
  WY(I)=UY-VYY(I)
  W(I)=SQRT(WY(I)**2+VXX(I)**2+VZZ(I)**2)
24  CONTINUE
  WRITE(6,200) COEF
2000  FORMAT(/1H ,10X5HCOEF=,F7.4/)
  WRITE(6,2100)
  WRITE(6,2150) (I,A(I),B(I),C(I),HA(I),
1    HB(I),HC(I),I=1,N)
  WRITE(6,2300)
  WRITE(6,2350) (I,VX(I),VY(I),VZ(I),S(I),
1    P(I),WY(I),W(I),I=1,N)
  WRITE(6,2200)
  WRITE(6,2210) (I,VXX(I),VYY(I),VZZ(I),
1    SS(I),PP(I),V(I),I=1,N)
2100  FORMAT(1H1,2X1HI,3X4HA(I),4X4HB(J),4X4HC(K),
1    6X5HHA(I),5X5HJB(J),5X5HHC(K)/1H )
2150  FORMAT(I4,3F8.2,3F10.4)
2200  FORMAT(1H1,2X1HI,5X3HVXX,7X3HVYY,7X3HVZZ,
1    6X5HSWIRL,5X5HPITCH,5X1HV/1H )
2210  FORMAT(I4,6F10.2)
2300  FORMAT(1H1,2X1HI,6X2HVX,8X2HVV,8X2HVZ,
1    6X5HSWIRL,5X5HPITCH,6X2HWY,9X1HW/1H )
2350  FORMAT(I4,7F10.2)

```

航空宇宙技術研究所報告603号

昭和55年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)●182

印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区信濃町12
