

ISSN 1347-460X  
UDC 532.574  
533.6.07  
533.6.08

独立行政法人

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-765

## 7孔プローブによる翼端渦計測

末 永 尚 史 ・ 白 井 正 孝 ・ 齊 藤 茂 ・ 野 中 修  
星 野 秀 雄 ・ 馬 場 滋 夫 ・ 西 澤 宇 一

2002年7月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

# 7孔プローブによる翼端渦計測\*

末 永 尚 史\*<sup>1</sup> 白 井 正 孝\*<sup>1</sup> 齊 藤 茂\*<sup>1</sup>  
野 中 修\*<sup>2</sup> 星 野 秀 雄\*<sup>2</sup> 馬 場 滋 夫\*<sup>2</sup>  
(航空宇宙技術研究所)  
西 澤 宇 一\*<sup>3</sup>(東京農工大学)

## Measurement of wing-tip vortex using seven-hole probe \*

Hisashi SUENAGA \*<sup>1</sup> Masataka SHIRAI \*<sup>1</sup> Shigeru SAITO \*<sup>1</sup>  
Osamu NONAKA \*<sup>2</sup> Hideo HOSHINO \*<sup>2</sup> Shigeo BABA \*<sup>2</sup>  
(National Aerospace Laboratory)

and

Uichi NISHIZAWA \*<sup>3</sup> (Tokyo University of Agriculture and Technology)

## ABSTRACT

Seven-hole probes are widely used to measure velocity vectors in three-dimensional flow fields because of their ease of handling. An additional advantage of a seven-hole probe is its ability to make acceptable measurements even at large flow angles.

Basic wind tunnel tests were conducted to measure a wing-tip vortex using a seven-hole probe.

This paper describes a method of measuring velocity vectors with a seven-hole probe and the results of wind tunnel tests.

**Key Words:** Seven-Hole Probe, Wind Tunnel Test, Velocity Vector Measurement

## 概 要

ヘリコプタ騒音のひとつであるブレード / 渦干渉 (BVI : Blade-Vortex Interaction) 騒音の低減化技術を確立するための前段階として BVI騒音の強さに関わる重要なパラメータである翼端渦の核径や強さといった基礎データを取得することが必要である。風洞試験ではこれまでに色々な手法により未知なる流れ場における速度ベクトル計測が行われてきた。これらの手法にはそれぞれ一長一短があり、どの手法を用いるのかは試験目的等に応じて決定していくことが必要となる。そこで本研究では、単純な装置ではあるが比較的大きな角度を持った流れに対する計測にも有効であると言われている7孔プローブを用いて翼端渦の計測を試みた。本稿では、7孔プローブの較正と使用方法、併せて風洞試験概要および結果について述べる。

## 1. はじめに

近年、ヘリコプタはその飛行特性から救急医療、消防活動、救難救助等への利用が注目され更なる普及が期待

されている。しかし活動の場の拡大は都市部での住民生活にも多大の影響をおよぼすことになる。特にヘリコプタが離発着する都市近郊のヘリポート周辺では、アプローチ形態で翼端渦とブレードの干渉によって発生するブレード / 渦干渉(BVI)騒音が問題となっている。これは、他の騒音に比べて卓越したものであり、ヘリコプタ利用の場を制限する要因の一つに挙げられる。このような状況からヘリコプタの有効利用を図るに際し、騒音問題の早期解決が緊急の課題となっている。

BVI騒音は、ブレード翼端から放出された翼端渦が後

\* 平成 14 年 5 月 13 日受付 (received 13 May 2002)

\* 1 流体科学研究センター

\* 2 風洞技術開発センター

\* 3 東京農工大学

続のブレードに衝突し、またはそのすぐ近くを通過することによるブレード面上(特に前縁付近)の急激な圧力変動により発生すると考えられている<sup>1)</sup>。そしてブレードと渦干渉時の垂直距離、交差角度および渦核の径や強さが騒音発生に関する重要なパラメータであることが知られている。これらのパラメータを変化させ、強制的に干渉現象を作りだし、BVI騒音低減化技術の確立に資する基礎的データの取得を目的とした風洞試験が各種実施されてきた<sup>2)3)4)</sup>。このような風洞試験においては干渉現象を解明することはもちろんであるが、その前段階として位置付けられる翼端渦特性の理解も必須要件となっている。そこで、本研究では上記パラメータのうちの翼端渦に関する情報を得るための手法を検討する。

風洞試験における流れ場の速度ベクトルを計測する手法として、1)5孔プローブ、2)熱線風速計、3)PIV(Particle Image Velocimetry)に代表される光学的手法等が挙げられる。これらの中でも、熱線風速計やPIV等での計測は相当の経験を必要とすること、またPIV等は非接触での計測が可能なものとして魅力的であるが、風洞試験装置として一般的使用が可能なほどには整備されていない等の理由から敬遠されがちである。一方、5孔プローブは古典的な計測装置ではあるが取り扱いの容易性、特殊な付帯装置を必要としない等の経済性を兼ね備えたものとして一般的に使用されることが多い計測装置となっている。しかし、未知なる流れ場においては計測装置の検出可能範囲内での計測となっているか否かを判断することは必ずしも容易ではない。5孔プローブの信頼できる角度計測範囲は $\pm 30^\circ$ 程度であり、これを越える角度範囲の計測では通常の使用とは異なる工夫が必要となり、長所であるところの容易性、経済性等が失われてしまう。このことから、比較的大きな角度を持った流れに対する計測にも有効であると言われている7孔プローブ等の多孔プローブを使用するのが簡便かつ有効であると考えられる<sup>5)</sup>。そこで本研究では、低速風洞における翼端渦計測にあたり7孔プローブの使用を試みた。本稿では、7孔プローブの較正と使用方法、併せて風洞試験概要および結果について述べる。

## 2. 記号

- $P_1 \sim P_7$  : 7孔プローブの各孔の圧力  
 $P_t$  : 一様流総圧  
 $P_s$  : 一様流静圧  
 $C_t$  : 総圧係数  
 $C_s$  : 静圧係数  
 $\alpha$  : ピッチ角  
 $\beta$  : ヨー角  
 $C$  : ピッチ角に対する圧力係数

- $C$  : ヨー角に対する圧力係数  
 $\beta$  : コーン角  
 $\gamma$  : ロール角  
 $C$  : コーン角に対する圧力係数  
 $C$  : ロール角に対する圧力係数  
 $x, y, z$  : 座標系  
 $u, v, w$  : 局所的な3軸方向(x,y,z)の速度成分  
 $U$  : 局所的な速度  
 $U$  : 一様流風速  
 $c$  : 翼弦長  
 $\rho$  : 空気密度  
 v.g. : 渦発生翼迎角  
 $V$  : 速度ベクトル

## 3. 7孔プローブの較正と使用方法

7孔プローブの使用にあたってはあらかじめ較正試験を行い、流れの速度および角度を導くための較正係数を求めておく必要がある。ここでは、低速域の使用における標準的な方法であるGallingtonの方法について述べる<sup>5)</sup>。図1に7孔プローブの概略を示す。

較正試験では、風洞気流中に7孔プローブを設置し、任意の角度毎に7つの孔の圧力を計測すると共に、風洞に別途設置された標準ピトー管により総圧および静圧を計測しておく必要がある。計測された7つ圧力の組合せから流れの状態を特定する無次元の圧力係数が得られる。この無次元の圧力係数と既知量から最小自乗法により3次多項式の係数が決定される。そして、この3次多項式および7孔プローブが未知の流れ場に設置されたときの無次元の圧力係数から局所的な静圧と局所的な総圧及び

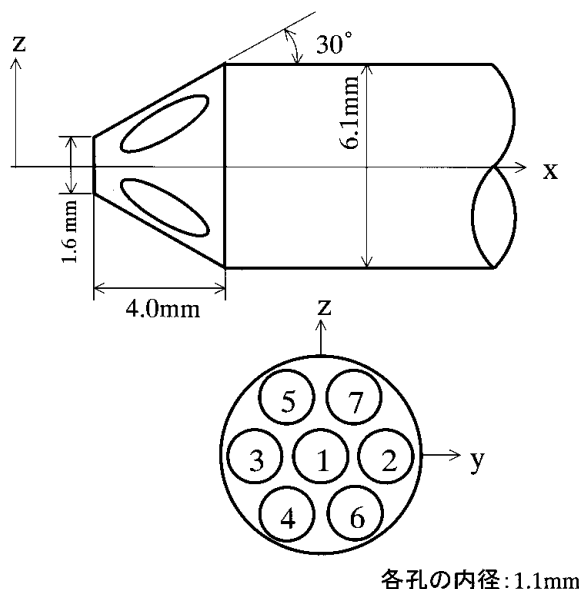


図1 7孔プローブ概略

流れの角度が算出され、ベルヌーイの式により局所的な速度が得られる。

$$C = \frac{p_2 - p_3}{p_1 - p_{2-7}} \quad (3 - 5)$$

3.1 ローアングル流れにおける処理

7孔プローブに対する流れは、一般的にはローアングル流れ (Low-Angle Flows) とハイアングル流れ (High-Angle Flows) の2領域に分離することができる。ローアングル流れとハイアングル流れの境界条件は、7孔プローブで計測して得られる7つの圧力のうち、最大の圧力が1孔であるか、否かにより定義する。

ローアングル流れ領域とは、#1孔が最大の圧力になっている場合をいう。流れはプローブからはく離していないので、プローブに対する流れの角度それぞれについて、7孔分の圧力計測値が1組存在することとなる。この場合 $p_1$ が最も高い圧力であるから、それを近似的な総圧として扱う。近似的な静圧 $p_{2-7}$ は、よどみ点圧力 $p_1$ の周りの平均圧力として次のように定義される。

$$p_{2-7} = \frac{p_2 + p_3 + p_4 + p_5 + p_6 + p_7}{6} \quad (3 - 1)$$

総圧係数 $C_t$ は、風洞の標準ピトー管により得られる一様流の総圧 $p_t$ を用いて次のように定義される。

$$C_t = \frac{p_1 - p_t}{p_1 - p_{2-7}} \quad (3 - 2)$$

同様に静圧係数 $C_s$ は、静圧 $p_s$ を用いて次のように定義される。

$$C_s = \frac{p_1 - p_s}{p_1 - p_{2-7}} \quad (3 - 3)$$

流れに対するプローブの位置は、ピッチ角とヨー角の2つの角度によって定義される。ピッチ角は、プローブの軸とx-z面上における速度ベクトルの射影との間の角度である。ヨー角は、速度ベクトルとx-z面上における速度ベクトルの射影との間の角度である。ピッチ角の圧力係数 $C$ は、ピッチ方向における孔の圧力差によって定義される。

$$C = \frac{\left\{ \frac{p_5 + p_6}{2} - \left\{ \frac{p_3 + p_4}{2} \right\} \right\}}{p_1 - p_{2-7}} \quad (3 - 4)$$

同様にヨー角の圧力係数 $C$ は、次のように定義される。

3.2 ハイアングル流れにおける処理

ハイアングル流れ領域では、1孔以外の# $i$ 孔が最も高い圧力を示す。ここで、 $i$ は2から7までの整数である。図2にハイアングル流れの状態を示す。この領域では、流れがプローブの一部からはく離しているので式(3-1)から式(3-5)までの圧力係数をそのまま使用できないので定義を変える必要がある。風下側にあるプローブの孔は、流れ方向の変化には応答しないため、近似的な静圧 $p$ は、流れがプローブからはく離していないと考えられる部分の孔のみを使うことにより定義される。

$$p = \frac{p_i^- + p_i^+}{2} \quad (3 - 6)$$

ここで $p_i^-$ と $p_i^+$ は、それぞれ# $i$ 孔に隣接した時計回り方向及び反時計回り方向における孔で計測された圧力を示している。図2の例では $p_4$ が最も高い圧力を示すので $p_i^-$ は $p_3$ 、 $p_i^+$ は $p_6$ ということになる。近似的な総圧は、最も高い圧力を示した $p_i$ によって与えられる。ここでの総圧係数 $C_t$ 及び静圧係数 $C_s$ は、次のように定義される。

$$C_t = \frac{p_i - p_t}{p_i - p}, C_s = \frac{p_i - p_s}{p_i - p} \quad (3 - 7)$$

ハイアングルの流れに関するプローブの位置は、図3に示す通りである。コーン角は、速度ベクトルとプローブの軸との間の角度である。そして、ロール角は、y軸とy-z平面上における速度ベクトルの射影との間の角度である。コーン角の圧力係数 $C$ とロール角の圧力係数 $C$ は次のようになる。

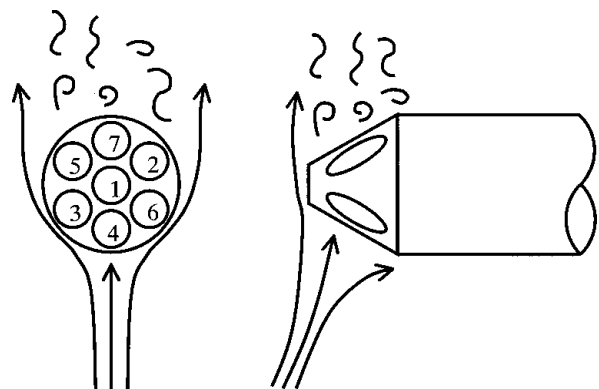


図2 ハイアングル流れの状態

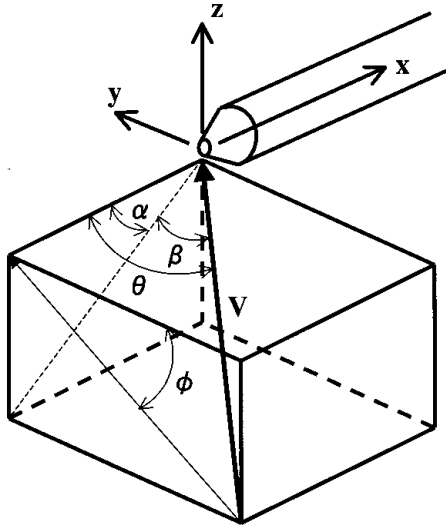


図3 流れの角度とプローブの関係

$$C = \frac{p_i - p_1}{p_i - p}, C = \frac{p_i^- - p_i^+}{p_i - p} \quad (3-8)$$

### 3.3 較正係数化および物理量化処理

ローアングル流れでは、流れの特性である  $C_t$ ,  $C_s$  及び  $C_c$  が,  $C$  と  $C$  の関数による3次多項式を用いることによって表すことができる。一般式は次式によって与えられる。

$$\begin{aligned} A = & K_1 + K_2 C + K_3 C^2 + K_4 C^3 \\ & + K_5 C C + K_6 C^2 + K_7 C^3 \\ & + K_8 C^2 C + K_9 C C^2 + K_{10} C^3 \\ & + \text{ignored higher order terms} \end{aligned} \quad (3-9)$$

ここで  $A$  は  $C_t$ ,  $C_s$  及び  $C_c$  である。ハイアングル流れの場合には,  $A$  は  $C_t$ ,  $C_s$  及び  $C_c$  と  $C$  である。式(3-4)と式(3-5)における  $C$  と  $C$  の定義から, 無次元の圧力係数が  $C$  に強く依存し, レイノルズ数とは弱い依存関係しかないため, 局所的な速度の大きさを与える  $C_t$  及び  $C_s$  が式(3-9)において  $C$  と  $C$  のみの関数として表すことが可能となる。

式(3-9)は, 等の既知量サンプルを  $n$  個得ることにより, 式(3-10)あるいは式(3-11)のように表すことができる。ただし,  $n \geq 10$  である。

$$\begin{bmatrix} -1 \\ -1 \\ -1 \\ -1 \\ -1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -e_1 & -\rho_1 & -\rho_1^2 \\ 1 & -e_2 & -\rho_2 & -\rho_2^2 \\ 1 & -e_x & -\rho_x & -\rho_x^2 \\ - & & & \\ 1 & -e & -\rho & -\rho^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_1 \\ K_2 \\ K_3 \\ K_4 \end{bmatrix} \quad (3-10)$$

$$[A] = [C][K] \quad (3-11)$$

行列  $[A]$  は, 既知(例えば  $C_t$  とする)であり, 行列  $[C]$  が, 計測された7つの圧力  $n$  組分を用いて式(3-4)と式(3-5)から導かれ, 行列  $[K]$  (  $C_t$  に関する較正係数  $K$  ) が求まる。同じ手順を繰り返すことで,  $C_t$ ,  $C_s$  に関する較正係数  $K$  を得ることができ, 結果としてローアングル流れでは,  $C_t$ ,  $C_s$  及び  $C_c$  に対する4つの較正式が, ハイアングル流れでは,  $C_t$ ,  $C_s$  及び  $C_c$  に対する4つの較正式がそれぞれの孔ごとに導かれる。

未知の流れ場における  $C_t$ ,  $C_s$  及び  $C_c$  を得るためには, 計測した7孔各々の圧力から  $C$  と  $C$  をそれぞれ式(3-4)と式(3-5)を用いて求め, 各計測位置において式(3-9)を適用することになる。局所的な静圧と局所的な総圧は, 式(3-2)と式(3-3)から得られる。局所的な速度  $U$  は, 次式(3-12)によって与えられる。

$$U = \sqrt{\frac{2(P_t - P)}{\rho}} \quad (3-12)$$

ここで  $\rho$  は空気密度である。  $x, y, z$  の軸方向の速度成分  $u, v, w$  は, ピッチ角  $\theta$  とヨー角  $\phi$  を用いて次式により表される。

$$\begin{aligned} u &= U \cos \theta \cos \phi \\ v &= U \sin \theta \\ w &= U \sin \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (3-13)$$

ハイアングル流れにおける  $C_t$ ,  $C_s$  及び  $C_c$  を得る場合も同様の方法が適用される。コーン角  $\theta$  とロール角  $\phi$  を用いて3方向の速度成分は次式により表される。

$$\begin{aligned} u &= U \cos \theta \cos \phi \\ v &= U \sin \theta \cos \phi \\ w &= U \sin \theta \sin \phi \end{aligned} \quad (3-14)$$

上記較正係数及び物理量導出フローチャートをそれぞれ図4, 図5に示す。

なお, 圧縮性流れにおいては本方法とは別の方法が用いられる<sup>6)</sup>。

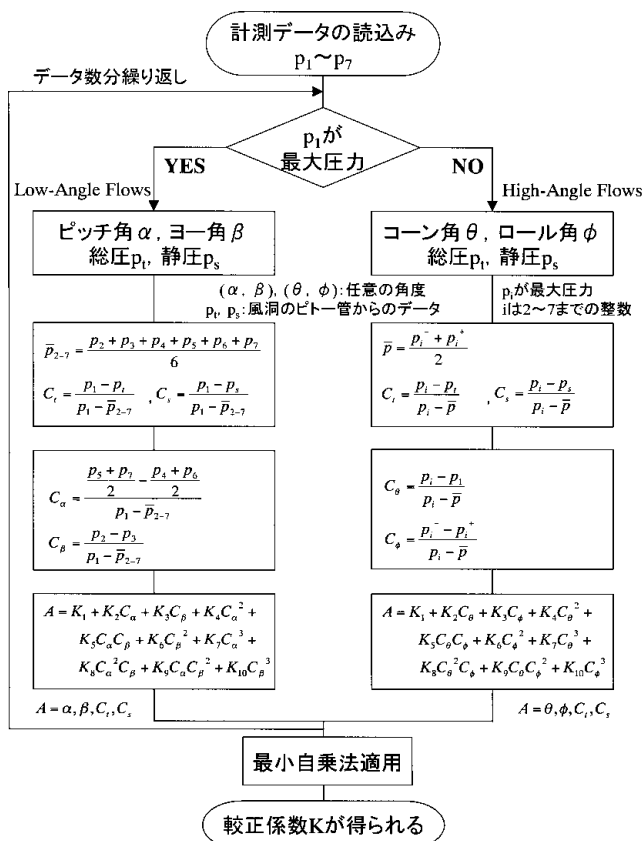


図4 較正係数導出フローチャート

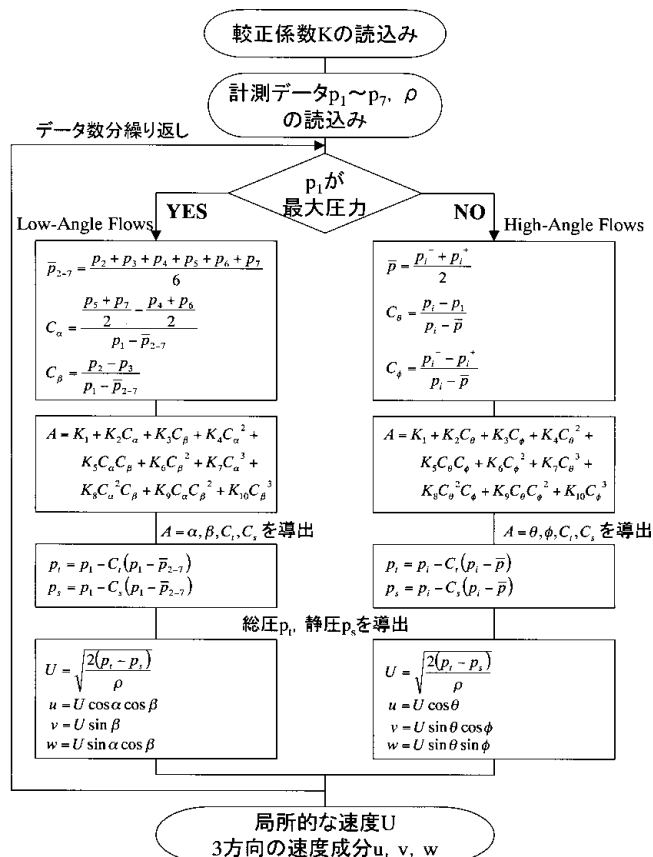


図5 物理量導出フローチャート

#### 4. 翼端渦計測

航空宇宙技術研究所の6.5m x 5.5m 低速風洞において7孔プローブを用いた翼端渦計測及びレーザーライトシートによる翼端渦の可視化を行った。以下、主要な試験装置及び試験方法について述べる。

##### 4.1 試験装置

###### 4.1.1 6.5m x 5.5m 低速風洞

風洞は航空宇宙技術研究所の6.5m x 5.5m 低速風洞を使用した。本風洞は全周200mの回流式風洞であり、測定部断面高さ6.5m、幅5.5mである。風速の制御は1段軸流動翼可変式送風機による動翼ピッチ及び回転数により行う。最大風速は70m/sである。測定部は全面固定壁を持つストラット支持用カート及び動安定試験装置用架台(ターンテーブル部)で構成される。ただし、本試験ではストラットにより支持される模型は使用しないためストラット支持装置は取り付けおらず、後流トラバース装置の走行用レールを測定部後方の所定の位置に設置した。

###### 4.1.2 計測機器

7孔プローブの圧力計測にはスキャニバルブ(Scanivalve社製)を使用した。圧力変換器は1psi(6.89kPa)差圧タイプ(Druck社製)である。

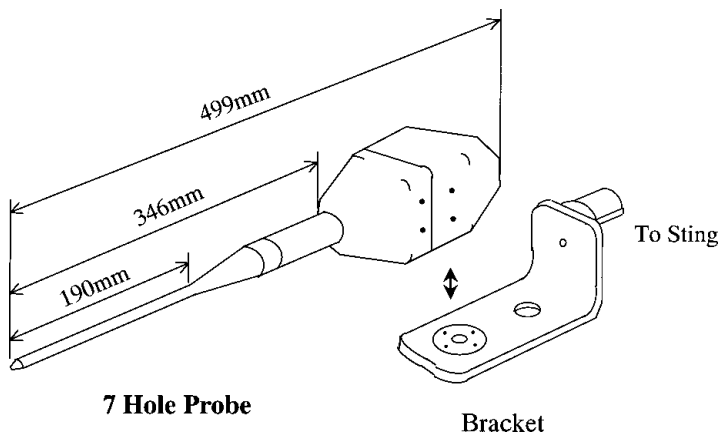
データ収録システムは6.5m x 5.5m 低速風洞の計測システムを使用した。スキャニバルブの出力はアンプ(日本電機三栄製:6M77)、ローパスフィルタ(アンプ内蔵のものを使用し10Hzを設定)、A/D変換(HP製:16ビット)を介して記録される。

###### 4.1.3 7孔プローブ

使用した7孔プローブの外観を図6-1および6-2に示す。7孔プローブは外径6.1mm、内径4.8mmの OUTERパイプの中に外径1.6mm、内径1.1mmの INNERパイプが7本組み込まれており、中心軸に対して30°の角度で切断された円錐形状先端部を有している。材質はステンレス、重量は0.6kgである。プローブ軸の長さは346mmでカウリングまで含めた全長は約500mmである。圧力チューブはカウリング内で接続し外部に導出する構造となっている。またカウリング内には較正試験時のロール軸方向( )の回転を得るための中空モータが内蔵されている。トラバース装置のスティングへの取付は、ブラケットを介してカウリングごとの実装となるため較正試験時と同様の状態での使用が可能である。

###### 4.1.4 煙発生機能付き渦発生装置

煙発生機能付き渦発生装置は、翼型NACA0012、翼幅



7 Hole Probe

Bracket

図 6-1 7 孔プローブ外観

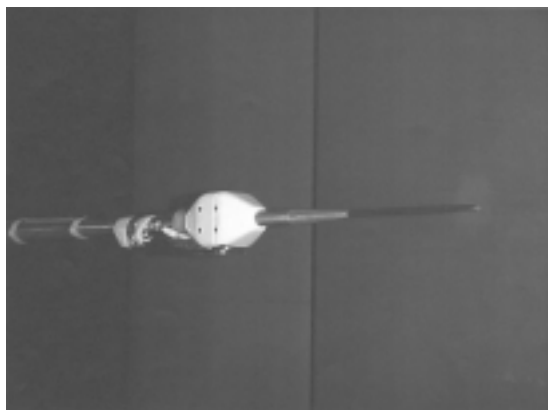


図 6-2 7 孔プローブ外観

2100mm, 翼弦長 350mm の翼を専用台座に直立させ, 翼の迎角をとることで翼端渦を発生させるものである。迎角設定範囲は  $-10^{\circ} \sim +10^{\circ}$  である。本装置自体は迎角  $\pm 10^{\circ}$  で風速 60m/s を設計点としている。さらに, 1) 煙発生機能及び 2) 翼端部形状変更機能を有している。煙発生機能付き渦発生装置を図 7-1 に, 試験で使用した翼端部の形状を図 7-2 に示す。

1) 煙発生機能

従来, 煙による翼端渦の可視化を行うには渦発生装置

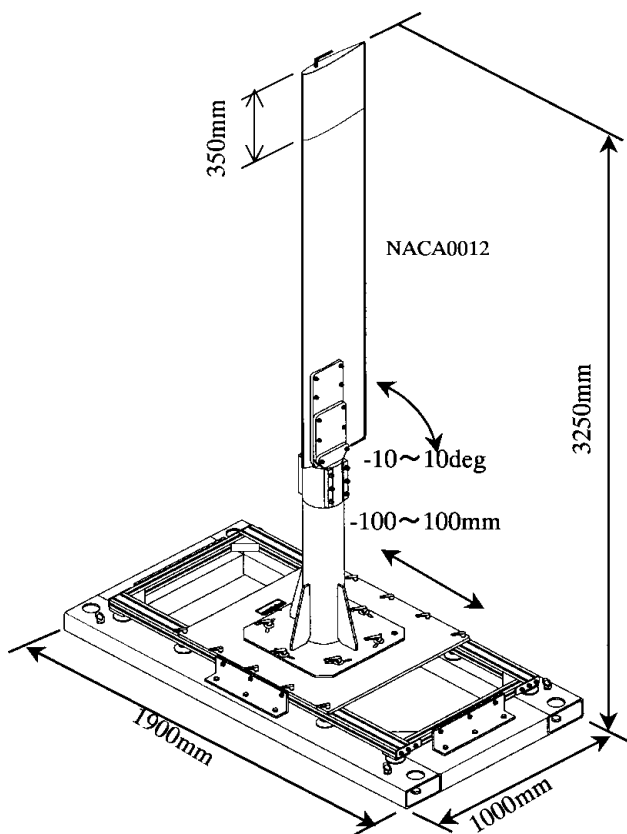
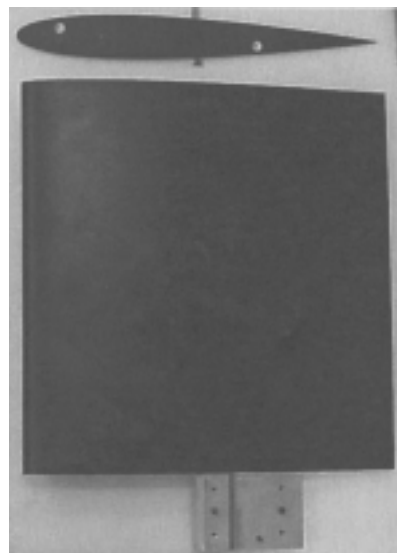
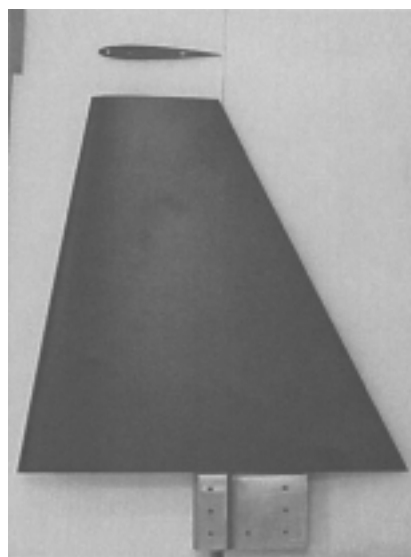


図 7-1 煙発生機能付き渦発生装置



(a) 矩形翼端部



(b) テーパー翼端部

図 7-2 翼端部形状

とは別に煙発生装置を用意するのが一般的である。しかし、大型の測定部を持つ風洞では煙発生装置の設置方法等種々の問題が予測される。そこで本装置の翼部には、両端を電極としたパイプが内蔵され、外部ポンプより送出された発煙燃料 (Fog Juice) がパイプ中を流れる間に加熱を行うことで翼端ノズルより気化した煙を放出させる機構を付加し、渦発生と煙発生機能の一体化を図っている。本装置では、風速30m/s程度でも鮮明な煙を放出することが可能である。

## 2) 翼端部形状変更機能

本装置は、BVI騒音の発生機構解明及び低減化技術の確立に資する基礎データ取得を目的とした風洞試験用に製作されたものである。そのためヘリコプタ・ブレードの翼端部平面形状の違いによる騒音低減効果等の検討にも使用できることが望ましい。そこで、矩形翼端部の基本形態に対し翼端部のみを交換することで、1/3テーパ翼端形状における翼端渦を発生させることが可能である。なお、1/3テーパ翼端部を使用する場合でも煙発生機能は有効である。

## 4.1.5 後流トラバース装置<sup>7)</sup>

後流トラバース装置は、ピトー管や熱線風速計等の各種プローブを測定部内の任意の位置に設定する装置である。本装置は、コンピュータ制御により、あらかじめ入力した測定位置情報テーブルに基づく円滑な3次元移動が可能である。また風洞の計測システムとのリンクが実現されているため所定のトラバース位置における自動圧力計測も可能である。さらに、圧力配管用チューブ敷設等の煩雑さを回避するため本装置にはスキャニバルブ等を収納するためのボックスが装置背面に取り付けられ

ているため圧力配管用チューブを極力短くすることができ、風洞試験準備および計測の効率化を図っている。なお、位置設定精度は±1mm以内、使用最大風速は45m/sである。図8に後流トラバース装置を示す。

## 4.1.6 レーザライトシート装置

使用したレーザライトシート装置の構成を図9に示す。光源には4Wのアルゴンレーザを使用し、光ファイバーを介してシリンダリカルレンズによりスリット光を得ている。トレーサには前述した煙発生装置より放出される煙を用いた。

## 4.2 試験方法

### 4.2.1 7孔プローブの較正試験

7孔プローブの較正試験は、一様流風速を30m/sとして行った。ここでは、単一の較正試験でローアングル領域及びハイアングル領域をカバーすることとし、コーン角とロール角 (図3参照)により角度設定を行った。これらの変角には、コーン角はターンテーブルを使用し、ロール角は7孔プローブ内蔵の中空モータを用いた。この時、コーン角は5°毎に±80°、その各々に対してロール角を5°毎に±80°変化させた。総計測点は1089点である。また、測定部の総圧と静圧は、風洞に設置された標準ピトー管で計測した。なお、ピッチ角及びヨー角は、次の変換式により算出した。

$$= \tan^{-1}(\tan \times \sin) \quad (4-1)$$

$$= \sin^{-1}(\sin \times \cos) \quad (4-2)$$

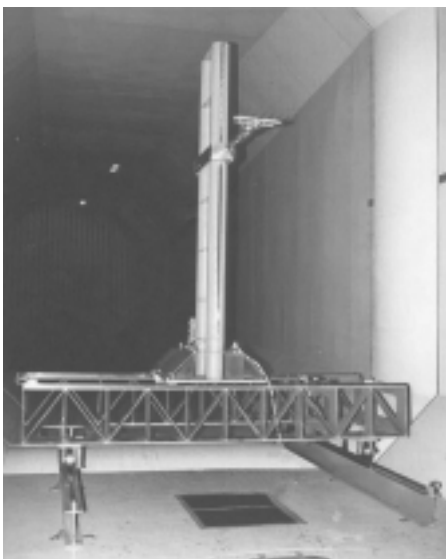


図8 後流トラバース装置

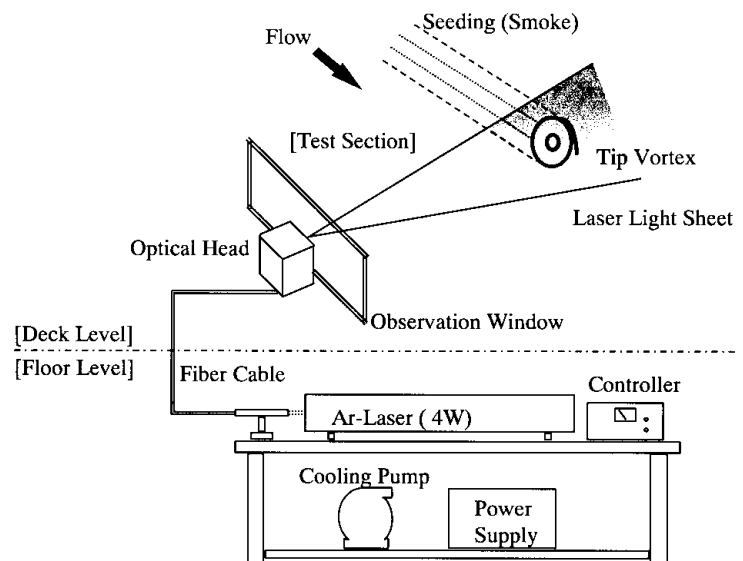


図9 レーザライトシート装置構成



較正試験で得られたデータから前述の較正係数導出フローチャートに基づいて作成したプログラムにより較正係数を求めた。

また、7孔プローブの較正係数化処理における精度については、主に較正係数導出方法及び較正試験時の誤差等が問題となる。較正試験時の誤差要因としては、以下のようなものが考えられる。

スキャニバルブ等への接続チューブの長さ、圧力変換器の温度ドリフト、電氣的ノイズ、データサンプリング条件、プローブの角度設定、風洞気流の質等である。当然これらは通常の風洞試験においても考慮すべき事項と同質のものであり、較正試験、本試験にかかわらず注意を払い対処することが必要である。

今回行った試験において採用した較正係数導出方法は、簡易かつ標準的であると思われる Gallington の方法である。本方法に拠った場合、一般的には角度誤差  $\pm 1^\circ$ 、速度誤差  $\pm 2\%$  程度であることが知られている。しかし試験目的等必要に応じて較正係数導出方法及び較正試験方法等を改良することで精度は向上するといった報告もある<sup>8)</sup>。

#### 4.2.2 7孔プローブによる翼端渦計測

風洞測定部の上流側中央に渦発生装置を、下流側には後流トラバース装置を設置した。図10に風洞測定部内設置概要を示す。この時、渦発生装置の翼端面は測定部床

から 3250mm (風洞中心) である。7孔プローブは後流トラバース装置のスティングに取り付けられ、その先端が渦発生翼前縁から  $14c$  ( $c$ : 翼弦長, 4900mm) の位置となるように設置した。なお、後流トラバース装置の座標原点は風洞中心としている。また、風洞の標準ピトー管は測定部前方の側壁(測定部上流端より1280mm後方, 風洞中心より170mm下方, 側壁より600mmの位置)に設置されている。

7孔プローブでの翼端渦計測に先立ち、トラバース位置及び範囲を決定するための予備試験を行った。まず煙発生機能付き渦発生装置より煙を放出して翼端渦を可視化し、目視により渦核と思われる部分を後流トラバース装置に取り付けた7孔プローブの先端で走査し、その時のトラバース座標を記録する。その座標データから渦核を十分に含む領域をトラバース範囲とした。翼端渦の位置は、風速、迎角に伴って変化するため、それぞれのケース毎に上記手順を繰り返し行い、決定した。

翼端渦計測における計測項目は7孔プローブについては7つの孔の圧力( $P_1 \sim P_7$ )、気流情報としての計測項目は一樣流風速、動圧、空気密度およびトラバース位置の座標である。図11に計測系統概略を示す。

翼端渦計測試験では、所定の風速、迎角において予備試験で決定した位置及び範囲を7孔プローブで走査する。7孔プローブでの圧力計測にはスキャニバルブを使用した。そして圧力計測データは電気信号として風洞の計測

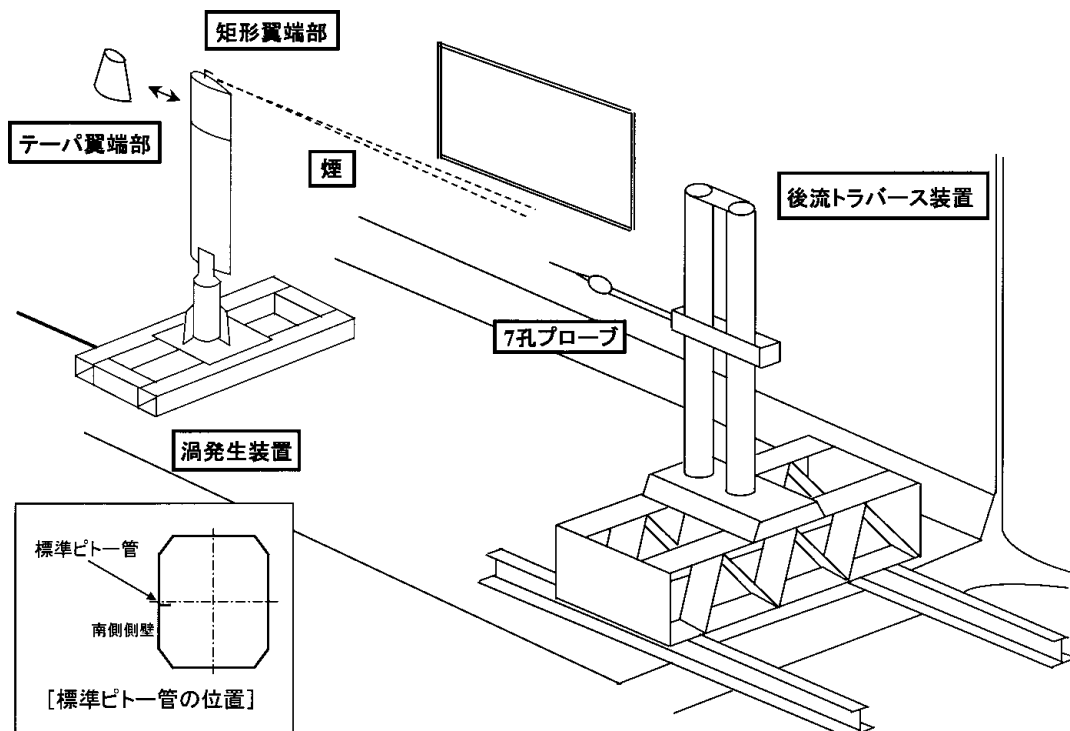


図10 風洞測定部内設置概要

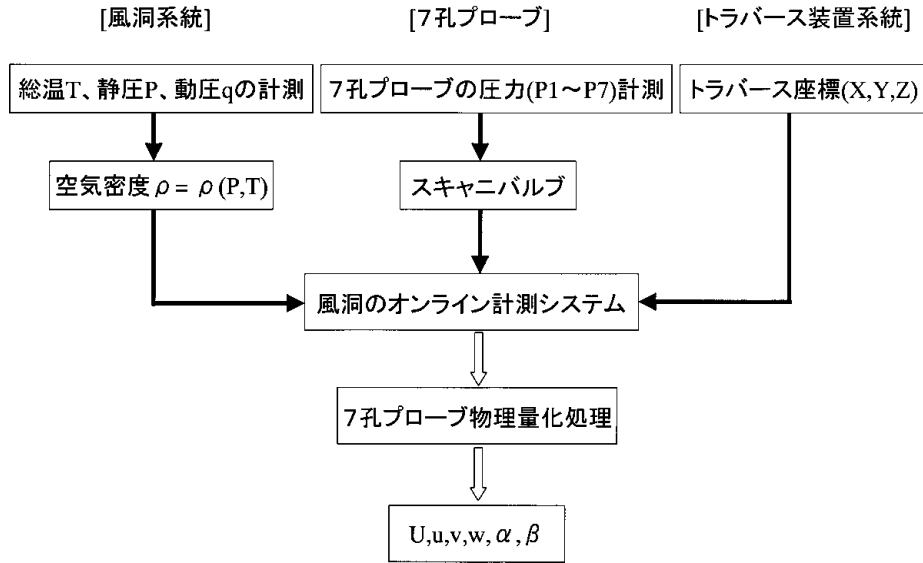


図 11 計測系統概略

システムへと送られ、他のデータと共に出力される。ここで、7孔プローブの圧力計測は所定の計測位置に到達した後、圧力が静定するのを待ちその後4ms間隔で64回計測し、その平均値をもって圧力計測値とした。また、物理量化処理に必要な空気密度については風洞の出力データを使用することとした。このようにして取得したデータに対して前述の物理量導出フローチャートに基づき作成したプログラムにより、流れの局所速度及び角度を算出した。

4.2.3 レーザライトシートによる翼端渦の可視化  
7孔プローブでの計測を補完するためにレーザライト

シート装置を用いて翼端渦断面の可視化を行った。ここでは、装置構成からくる設置上の問題によりシリンドリカルレンズ部のみを風洞測定部側面の観測窓位置に配置し、流れに垂直にスリット光を入射することとした。観測位置は7孔プローブでの計測位置とほぼ同位置である。ただし、可視化においては、煙をトレーサーとして使用しているため7孔プローブの圧力孔から油分が浸入しスキャニバルブに悪影響を及ぼす可能性があるため7孔プローブでの計測と同時にやっていない。

4.3 試験ケース

7孔プローブによる翼端渦計測の試験ケースを表1に示す。

表 1 試験ケース

実験ケース	翼端部形状	$\alpha$ v.g. [deg]	トラバース範囲 [mm] × [mm]	ピッチ [mm]	計測点数 [点]	可視化
0	矩形翼端	0	120 × 120	20	49	—
1		10	200 × 200	10	441	○
2			50 × 50	5	121	—
3		-10	200 × 200	20	121	—
4		5	200 × 200	10	441	—
5		-5	200 × 200	20	121	—
6	テーパ翼端	10	200 × 200	10	441	○
7			50 × 50	5	121	—
8		-10	200 × 200	20	121	—
9		5	200 × 200	10	441	—
10		-5	200 × 200	20	121	—

風速は30m/sのみとし、矩形翼端、テーパ翼端それぞれについて渦発生翼迎角を $\pm 10^\circ$ 及び $\pm 5^\circ$ で計測した。なお、渦発生翼の迎角は後方から見て後縁が右側に振れている時を正と定義した。また、トラバース範囲は200mm × 200mmで10mmピッチ、総点数441点である。ただし、本渦発生翼は対称翼であるため、負の迎角の場合は20mmピッチで総点数121点とし参考データに留めることとした。

5. 試験結果

5.1 7孔プローブによる翼端渦計測結果

以下に、風速30m/s、迎角 $10^\circ$ 、 $5^\circ$ における矩形翼端およびテーパ翼端の翼端渦計測結果を示す。図12は渦発生翼前縁から後流方向14c位置におけるy-z断面の翼端渦速度ベクトルである。それぞれのケースにおいてトラバース範囲のほぼ中心に渦が捉えられており、煙による可視化から特定した渦位置(図18参照)と大きな差はな

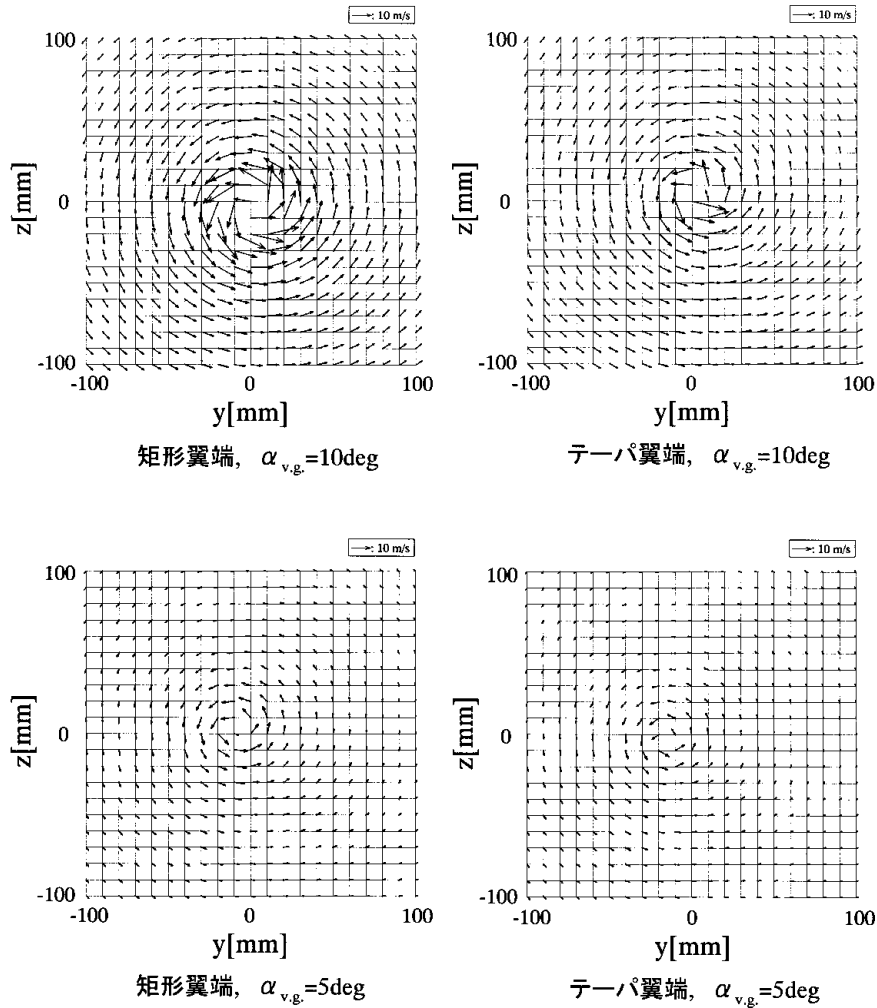


図12 翼端渦速度ベクトル

いことがわかる。このことから、一定条件下では翼端渦の発生位置には再現性があることが認められる。また、後流トラバース装置の座標から渦発生装置の翼端を基準とした時の渦の位置を知ることができる。図13に測定部内における渦の位置を示す。図よりすべてのケースで渦位置は翼下面側にあることがわかる。これは渦発生翼の束縛渦による吹き下ろしの影響を受けているためである。また矩形翼端とテーパ翼端を比較するとテーパ翼端における渦位置が翼根側に近づいていることがわかる。これはテーパ翼端では矩形翼端に比べ翼幅方向の圧力変化が大きく、翼面上に翼幅方向（翼根側への）の流れが生じることにより起因するためであり、文献9とも定性的に一致する。上記考察をもとに総合的判断を行えば、矩形翼端とテーパ翼端及び迎角 $10^\circ$ と $5^\circ$ のケースにおけるそれぞれの渦位置の関係は定性的には妥当性を有していると言える。

計測された翼端渦は、剛体回転をする強制渦部分である渦核及びそれに引きずられて回転する自由渦から構成される組合せ渦の様相を呈している。ここで、渦核の大

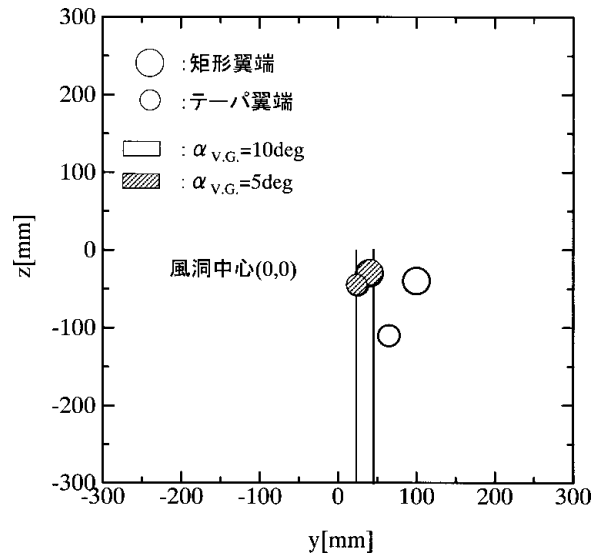


図13 測定部内における渦の位置

きさは相対する周方向速度のピーク位置の距離として定義される。図14に速度ベクトル図から求めた渦中心と考

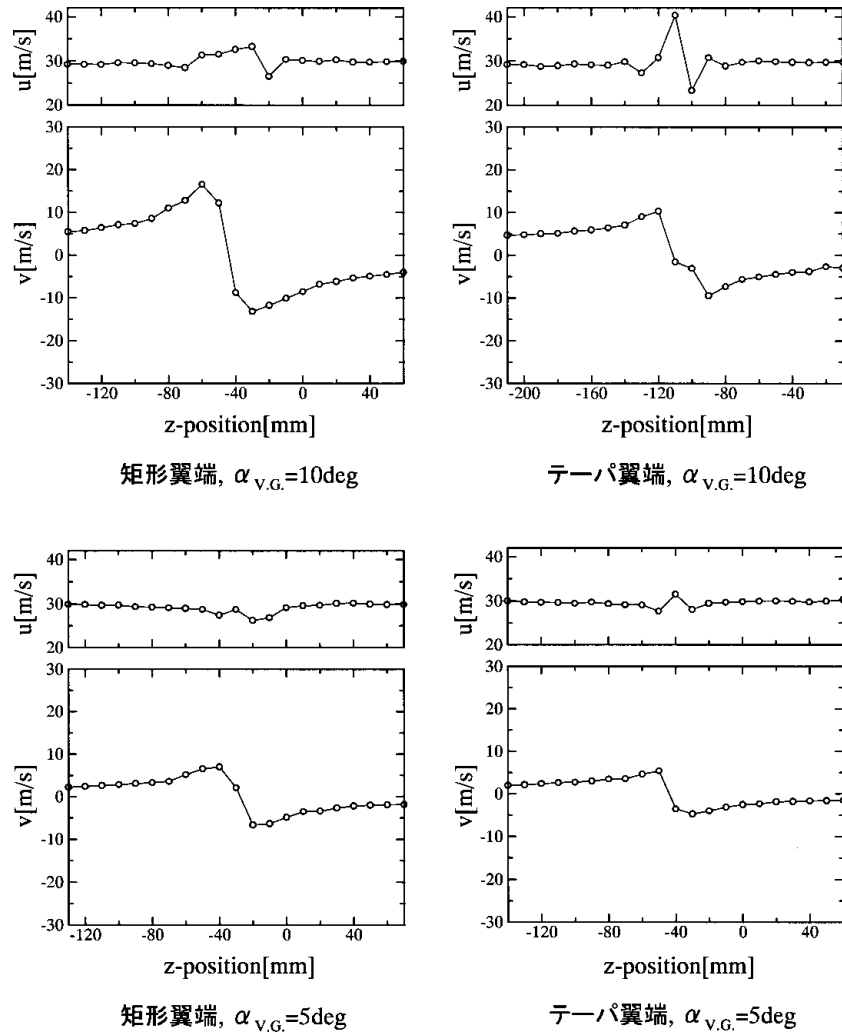


図 14 周方向(v), 気流方向(u)速度分布

えられる位置での周方向速度の分布, および気流方向速度の分布を示す。これらはそれぞれ,  $z$  軸に対しての  $y$  方向及び  $x$  方向の速度成分である。周方向速度分布から渦核の大きさは迎角  $10^\circ$  の時が迎角  $5^\circ$  の時よりも大きくなっていることがわかる。渦核の大きさは, 矩形翼端, テーパー翼端共に, 迎角  $10^\circ$  の時で  $30\text{mm}$  (翼弦長の約  $9\%$ ), 迎角  $5^\circ$  の時で  $20\text{mm}$  (翼弦長の約  $6\%$ ) である。しかし, 同迎角での翼端部形状の違いによる渦核の大きさの違いは判断できない。これは, トラバースピッチが  $10\text{mm}$  と空間分解能が低いためこれ以上の精度では渦核の大きさは特定できないためである。

上記図 14 の周方向速度分布は  $z$  軸に対する  $y$  方向の速度成分 ( $v = U \sin \theta$ ) を示したものである。これに対し図 15 に一例として他の計測方法による結果<sup>10)</sup> との比較も含め矩形翼端, 迎角  $10^\circ$  における  $z$  軸に対する  $y$  方向の速度成分  $v$  および  $y$  軸に対する  $z$  方向の速度成分  $w$  で表される周方向速度分布を示す。ここで  $z$  方向の速度成分  $w$  は, 7孔プローブの処理においては  $w = U \sin \theta \cos \phi$  (角

度として  $\phi$ ,  $\theta$  を使用の時) として表される。すなわち各方向の速度成分には  $\phi$ ,  $\theta$  等の角度が影響するため正確な角度を得ることが必要である。図 15 から他の計測方法による結果と比較した場合, 前者については非常に良い一致を示しているが, 後者においては明らかに違いが認められるデータが 2 点存在する。そこで, 以下このデータの妥当性について検討を加える。

較正試験においては角度設定の便宜のため  $\theta$  及び  $\phi$  を用いて設定を行っている。ハイアングル流れでは  $\theta$  及び  $\phi$ , ローアングル流れについては座標変換により  $\theta$  及び  $\phi$  として較正係数化処理を行う。

較正試験での角度設定は  $\theta$  を  $5^\circ$  毎に  $\pm 80^\circ$ , それぞれの  $\phi$  に対して  $\theta$  を  $5^\circ$  毎に  $\pm 80^\circ$  として行った。特に図示はしないが,  $\theta$  を用いた較正試験ケースでは正方形形状に計測点が存在することになる。

しかし最終的に評価の対象とするのは  $\theta$ ,  $\phi$  である。そこで,  $\theta$  を座標変換して  $\theta$ ,  $\phi$  で表した較正試験範囲を図 16 に示す。また図には問題となっている 2 点をブ

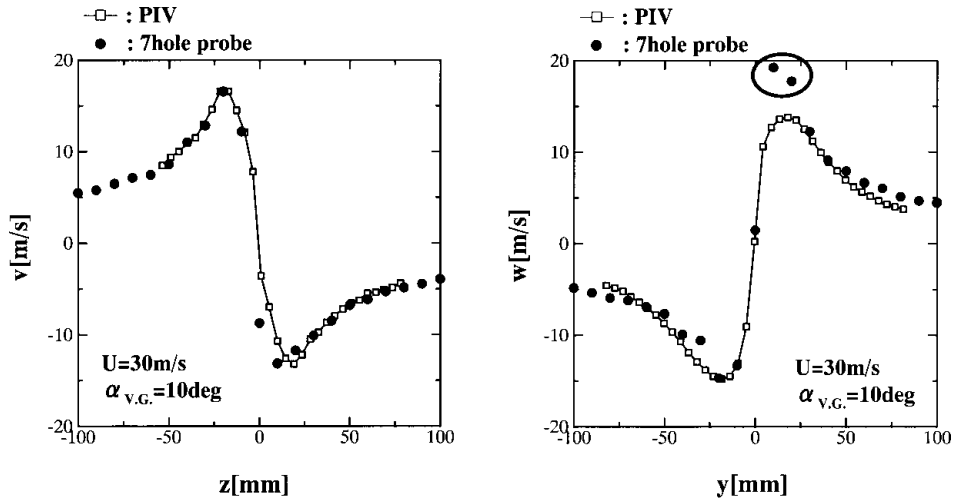


図 15 他の計測方法と比較した周方向速度分布

ロットした。図から小さい  $\alpha$  に対する  $w$  のデータが欠落していること、そして問題となっている2点はこの空白部分に存在していることがわかる。すなわち小さい  $\alpha$  における スイープ時の較正試験領域は存在せず、この領域にある点は較正試験の範囲外となっており信頼性の低いデータであると考えられる。

このような結果を回避するためには漏れのない較正試験範囲を設定する必要があると言える。そこで再度較正試験を行い、例示したケース（矩形翼端、迎角  $10^\circ$ ）について再処理を行った。

前較正試験の角度設定範囲は  $\pm 80^\circ$  であり、この時  $\alpha$  に変換すると欠落部分が生じていた。そ

で今回の較正試験では  $\alpha$  について  $\pm 85^\circ$  及び  $\pm 90^\circ$  を追加し、それぞれの  $\alpha$  に対して  $w$  をスイープすることにより欠落部分を補充できる角度設定とした。これにより、

$\alpha$  の小さい角度における スイープ領域が形成され、漏れのない較正試験範囲となる。この較正試験データから算出した  $y$  軸に対する  $z$  方向の速度成分  $w$  で表される周方向速度分布から問題となっていた2点を抽出し図17に示す。図より前較正試験による処理結果に比べ、再較正試験の処理結果では極端に突出した値とはなっていないことがわかる。これは再較正試験データによる問題となっていた2点における  $w$  の算出値は補充された較正試験範囲に存在しているため妥当な結果が得られたためと考えられる。なお、この2点以外のデータについては前較正試験での処理結果との有意な差は認められていない。

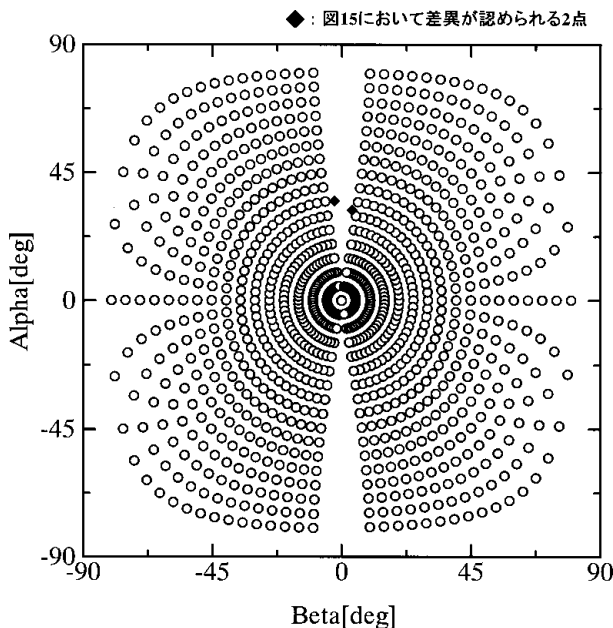


図 16 較正試験範囲

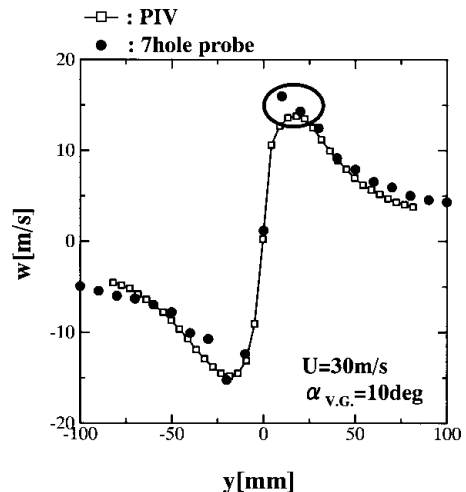


図 17 再処理後の周方向速度分布

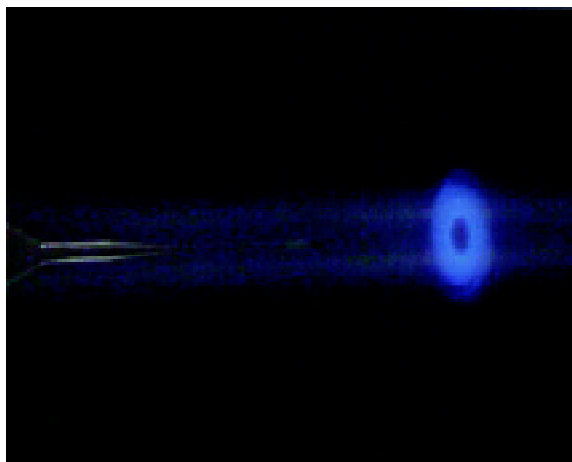


図18 レーザライトシートによる可視化

図14において気流方向速度の分布における特徴としては、渦核付近での速度の変化が挙げられる。速度ベクトル図（図12）からもわかるように迎角 $10^\circ$ における矩形翼端およびテーパー翼端では、渦核から離れた位置においてもまだ回転成分が存在するため一様流風速と同一視することはできないが、一様流風速に近い速度となっている。そして迎角 $5^\circ$ のケースでは迎角 $10^\circ$ のケースに比べて渦の回転が弱いため渦核から離れて行くに従い一様流風速に収束する様子が窺える。しかし、渦核付近では迎角 $10^\circ$ 、 $5^\circ$ のケース共に一様流風速とは異なる速度を示している。矩形翼端、迎角 $10^\circ$ のケースについては渦核付近で一様流風速よりも速い傾向を示し、迎角 $5^\circ$ のケースでは一様流風速よりも遅い傾向を示している。この傾向はNACA0015の翼端渦に対するLDV（Laser Doppler Velocimetry）計測結果<sup>11)</sup>とも定性的に一致する結果となっている。ただし今回の風洞試験では十分に再現性を確認することができなかつたため、詳細な考察については今後の課題である。

## 5.2 レーザライトシートによる翼端渦の可視化結果

図18にレーザライトシートによる可視化結果を示す。これは、風速30m/s、矩形翼端、迎角 $10^\circ$ でレーザライトシートをy-z平面にセットした時の翼端渦の様子を捉えたものである。渦中心付近は遠心力により煙の粒子が入り込みにくいいため、ドーナツ状の翼端渦として観察される。この煙の粒子が入り込めない領域が渦核の部分と考えられるが、目測では約40mmと7孔プローブでの計測結果よりも若干大きめであった。

## 6. まとめ

BVI騒音低減化技術確立に資する基礎データのひとつである翼端渦特性の把握にあたり、7孔プローブによる

翼端渦計測を実施した。

その結果、以下のことがわかった。

- (1) 7孔プローブを用いて翼端渦を捉えることができた。
- (2) 翼端渦発生位置に関して再現性が確認された。
- (3) 翼端渦の渦核の大きさは、迎角によって異なり迎角を大きくすれば大きくなる。
- (4) 流れ場を正確に把握するためには、7孔プローブの較正試験範囲を適切に設定する必要がある。
- (5) レーザライトシートによる可視化により鮮明な翼端渦を捉えることができた。
- (6) 渦中心付近は遠心力により煙の粒子が入り込みにくいいためドーナツ状の翼端渦が観察される。

## 謝 辞

本風洞試験における7孔プローブ及び煙発生機能付き渦発生装置の設計・製作に当たった川田工業株式会社の方々、レーザライトシート装置に関してご協力頂いた次世代航空機プロジェクト推進センターの進藤重美主任研究員にこの場をお借りして深く感謝の意を表する。

## 参考文献

- 1) Aoyama, T., et al. : Calculation of the Rotor Blade-Vortex Interaction Noise Using Parallel Super Computer, 22nd European Rotorcraft Forum, Sep. 1996.
- 2) Yung H. Yu, et al. : Reduction of Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise by Active Rotor Control Technology, Prog. Aerospace Sci. Vol.33, pp.647-687, 1997.
- 3) 譚 他, 「翼端吹出しによるBVI騒音低減効果について」, 第35回飛行機シンポジウム講演集, pp.73-76.
- 4) 末永 他, 「大型低速風洞におけるActive Flap効果検証風試」, 航空宇宙技術研究所特別資料, SP-45, 2000年.
- 5) O.K.Rediniotis, et al. : The Seven-Hole Probe ; Its Calibration and Use, FED-Vol.152, Instructional Fluid Dynamics Experiments, ASME, 1993.
- 6) Everett, K.N., et al. : Seven-Hole Cone Probes for High Angle Flow Measurement: Theory and Calibration, AIAA Journal, Vol.21, No.7, 1983.
- 7) 野中 他, 「航技研6.5m × 5.5m低速風洞後流トラブル装置の機能向上」航空宇宙技術研究所特別資料, 近刊.
- 8) C.W.Wenger and W.J.Devenport : Seven-Hole Pressure Probe Calibration Method Utilizing Look-Up Error Tables, AIAA Journal, Vol.37, No.6, 1999.
- 9) 山口 他, 「移動重合格子法による様々な翼端形状を持つブレードまわりの数値解析」航空宇宙技術研究所特別資料, SP-44, 1999年.



	A	B	C	D	E	FGHI	J	K	L	M	N	OPQR	S	T
1	Alpha	C $\alpha$	C $\beta$	C $\alpha^2$	C $\alpha$ C $\beta$	.....	C $\beta^3$	C $\alpha$	C $\beta$	C $\alpha^2$	C $\alpha$ C $\beta$	.....	C $\beta^3$	output
2	19.79	1.40355	0.44865	1.96896	0.62971	.....	0.09031	0.3597	0.39701	0.12938	0.1428	.....	0.06257	
3	19.4514	1.37482	0.58944	1.89012	0.81038	.....	0.2048	0.3174	0.40503	0.10074	0.12856	.....	0.06844	
4	18.9533	1.33011	0.72831	1.76918	0.96873	.....	0.36632	0.29761	0.49327	0.08857	0.1466	.....	0.12002	
5	18.3239	1.27025	0.85587	1.61353	1.0873	.....	0.62716	0.26225	0.46511	0.06878	0.12198	.....	0.10062	
6	17.5589	1.21172	0.98883	1.46826	1.19576	.....	0.96101	0.2557	0.51428	0.06538	0.1315	.....	0.13602	
7	16.6675	1.1287	1.10308	1.27397	1.24505	.....	1.34222	0.1853	0.51544	0.03814	0.10067	.....	0.13684	
8	15.6378	1.0535	1.19534	1.10865	1.25929	.....	1.70796	0.18341	0.57024	0.03364	0.10459	.....	0.18543	
9	14.4891	0.97365	1.2939	0.948	1.25981	.....	2.16624	0.13377	0.61775	0.01789	0.08264	.....	0.23574	
10	13.2176	0.87623	1.37953	0.76778	1.20878	.....	2.62536	0.07706	0.60885	0.00594	0.04692	.....	0.2257	
11	11.8375	0.77776	1.47832	0.60491	1.14978	.....	3.23079	0.03758	0.68356	0.00141	0.02569	.....	0.31939	
12	10.3564	0.65098	1.55984	0.42377	1.01542	.....	3.79526	-0.0574	0.66256	0.0033	-0.0381	.....	0.29065	
13	8.77648	0.52552	1.63039	0.27617	0.8568	.....	4.33383	-0.1138	0.65466	0.01294	-0.0745	.....	0.28057	
14	7.12688	0.38624	1.6898	0.14918	0.65266	.....	4.8251	-0.1549	0.66706	0.02398	-0.1033	.....	0.2968	
15	5.40283	0.25348	1.73243	0.06425	0.43914	.....	5.19857	-0.2154	0.60364	0.0464	-0.13	.....	0.21986	
16	-1.8241	-0.2368	1.75277	0.05605	-0.415	.....	5.38484	-0.2674	0.57447	0.07152	-0.1536	.....	0.18959	
17	-3.6313	-0.3667	1.71202	0.13448	-0.6278	.....	5.01796	-0.2978	0.53059	0.0887	-0.158	.....	0.14938	
18	-5.4028	-0.4841	1.66035	0.24414	-0.8204	.....	4.57719	-0.3236	0.44398	0.10474	-0.1437	.....	0.08751	
19	-7.1238	-0.6259	1.60402	0.39179	-1.004	.....	4.12697	-0.3128	0.44924	0.09784	-0.1405	.....	0.09066	
20	-8.7825	-0.7575	1.52404	0.57385	-1.1545	.....	3.53988	-0.3888	0.38546	0.15115	-0.1499	.....	0.05727	
21	-10.356	-0.8693	1.44074	0.75562	-1.2524	.....	2.99058	-0.366	0.35595	0.13387	-0.1303	.....	0.0451	
22	-11.839	-0.9771	1.36392	0.95469	-1.3327	.....	2.53727	-0.3756	0.30671	0.14104	-0.1152	.....	0.02885	
23	-13.22	-1.071	1.27182	1.14705	-1.3621	.....	2.05721	0.3748	0.36693	0.14048	0.13753	.....	0.0494	
24	-14.486	-1.1586	1.17574	1.34246	-1.3623	.....	1.6253	0.35173	0.45823	0.12371	0.16117	.....	0.09621	
25														

既知のy
既知のx
未知のyに対するx
未知のy

ここで、T列に対してTREND関数を適用する。

図A1 表計算ソフトのシートサンプル

- 10) 渡辺 他, 「大型低速風洞におけるステレオPIV適用の試み」, 第33回流体力学講演会講演集, 2001
- 11) K.W.McAlister, et al, : NACA0015 Wing Pressure and Trailing Vortex, NASA Technical Paper 3151, 1991.

(補遺)

1. 較正係数化処理における留意点

本稿 5.1 において較正試験範囲に欠落部分があることを述べた。この時の角度設定範囲は , 共に  $\pm 80^\circ$  であり, この時 , に変換すると欠落部分が生じていた。その後に行った較正試験では について  $\pm 85^\circ$  及び  $\pm 90^\circ$  を追加し, それぞれの に対して をスイープすることで欠落部分を補充する角度設定とした。これにより の低い角度における スイープ領域が形成され, 漏れの無い較正試験範囲となる。しかしここで注意しなければならないのは  $\pm 90^\circ$  におけるデータの扱いである。例えば  $P_4$  が最大圧力を示している場合に を  $+25^\circ$  から  $+80^\circ$ ,  $+85^\circ$ ,  $+90^\circ$  と変化させる時  $+85^\circ$  までは最大圧力を示していた  $P_4$  が  $+90^\circ$  に至っても最大圧力を示すとは限らない場合があるということである。これは7孔プローブの孔の配置に起因するもので が  $+90^\circ$  の時は  $P_4, P_6$  の

どちらが最大圧力を示すかわからないためである。上記例の場合も  $+90^\circ$  の時に最大圧力を示す孔は  $P_6$  となっており, 代わりに  $-90^\circ$  の時に  $P_4$  が最大圧力となっている。 $P_4$  あるいは  $P_6$  が最大圧力を示すということはハイアングル流れのケースであり角度の既知量は , である。つまり較正係数化を行うにあたり , を基に最小自乗法を適用していくことになる。この時, ほとんどのデータが正の角度であるところに数点の負の角度データが混在する状態になることでこの負の角度をも包含するように最小自乗法は適用されてしまい正確な較正係数が得られない結果となる。このことから較正係数化プログラム作成にあたっては, 上記例のようなケースにも対応できるよう, 本来示すべき符号に反転する等の処置が必要となる。

(付録)

1. 表計算ソフトによる処理例

本稿 3 章の 7 孔プローブの較正と使用方法における係数化及び物理量化処理においてプログラム開発環境が整わない場合には表計算ソフト(ここではMicrosoft Excel)による処理も可能である。



ここでは一例としてローアングル流れの場合について説明する。処理に必要なデータは校正時の角度  $\theta$  ,  $\beta$  , 7つの孔の圧力 ( $P_1 \sim P_7$ ) , 一様流総圧  $p_t$  及び静圧  $p_s$  と計測時における7つの孔の圧力, 空気密度  $\rho$  である。まず, 7孔プローブではそれぞれの孔ごとに係数が存在するため, 前もって校正, 計測データ共に最大圧力を示す孔ごとにデータを分けておく必要がある。そして, 校正データについて総圧 ( $C_t$ ) 及び静圧 ( $C_s$ ) の係数及び3次多項式における従属変数 ( $C_t, C_s$  に関する項) についてそれぞれの定義に従い計算する。同様に計測データについての従属変数も計算する。図A1にシートサ

ンプルを示す。ここで処理結果出力列T列を確保し, A列を既知の  $y$  , B から J 列までを既知の  $x$  , K から S 列までを未知の  $x$  として, TREND 関数を適用する。この時論理値を TRUE と設定することで切片 (本稿では  $K_1$ ) も付される。その結果 T 列には未知の  $x$  に対する  $y$  が出力される。本関数も最小自乗法を利用しているため, 係数化, 物理量化の両フローチャートに従って作成されたプログラムでの処理結果と同一である。同様の処理を  $C_t, C_s$  についても行い, 後は各定義に従い局所速度を計算する。

なお TREND 関数についてはアプリケーションのヘルプを参照されたい。

---

## 独立行政法人航空宇宙技術研究所資料 765 号

平成 14 年 7 月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町 7・44・1  
電話 (0422) 40・3935 〒182・8522  
印刷所 株式会社 実業公報社  
東京都千代田区九段北 1・7・8

---

© 2002 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。

本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

