

ISSN 0389-4010

UDC 533.6.04

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1156

薄翼におけるテーパ付き円環翼の後流特性

奥山政広・牧野光雄

1992年5月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 目 次

概 要 .....	1
主な記号 .....	1
1. はじめに .....	2
2. 翼後流の数値シミュレーションと煙風洞観察 .....	2
2.1 後流数値シミュレーション .....	2
2.2 煙風洞による後流観察 .....	5
3. 後流特性の結果と検討 .....	5
3.1 数値シミュレーション結果 .....	5
3.2 煙による後流観察結果と数値シミュレーションとの比較 .....	10
4. まとめ .....	15
文 献 .....	15

# 薄翼におけるテーパ付き円環翼の後流特性\*

奥山政広\*<sup>1</sup> 牧野光雄\*<sup>2</sup>

## Simulated Wake Characteristics of Tapered Annular Wings by a Discrete Vortex Method\*

Masahiro OKUYAMA\*<sup>1</sup> and Mitsuo MAKINO\*<sup>2</sup>

### ABSTRACT

This paper describes the wake characteristics of tapered annular wings which were numerically simulated by a discrete vortex method. In addition, two thin-wing models were employed to observe these characteristics using wind-tunnel tests.

**Keywords:** Wake characteristics, Thin wings, Tapered annular wings, Discrete vortex method

### 概 要

テーパ円環翼の後流特性を調べるために、2形態の翼に対して、離散渦法による後流の数値シミュレーションと、煙風洞を使用した翼模型の後流観察とを行なった。

#### 主 な 記 号

$A$  : アスペクト比 ( $=b^2/S$ )  
 $b$  : 翼幅 (直径)  
 $\bar{c}$  : 空力平均翼弦長  
 $c_r$  : 翼根 (翼の下側中央) の弦長  
 $c_t$  : 翼最上部の弦長  
 $G$  : 無次元渦強さ  
 $M$  : 翼幅方向の片翼分割数  
 $m$  :  $m$  番目の渦  
 $w$  : 誘導速度ベクトル  
 $Re$  : レイノルズ数  
( $=U_\infty \bar{c}/\nu$ ,  $\nu$  : 動粘性係数)  
 $S$  : 翼基準面積  
 $t$  : 翼後縁からの経過時間  
 $T$  : 無次元時間

$U_\infty$  : 一様流速度  
 $x, y, z$  : 座標系  
 $x_t$  : 翼根前縁からの後縁  $x$  翼座標  
 $X, Y, Z$  : 無次元座標系  
 $\alpha$  : 迎角  
 $\Gamma$  : 束縛渦強さ  
 $\Gamma_r$  : 翼根に接する細片での束縛渦強さ  
 $\tau$  : テーパ比 ( $=c_t/c_r$ )  
添字  
 $m$  :  $m$  番目の渦  
略語  
AW : Annular Wing  
DAW : Delta Annular Wing  
TAW : テーパ円環翼, Tapered Annular Wing  
VLM : Vortex Lattice Method

\* 平成4年3月6日受付 (Received 6 March 1992)

\*1 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

\*2 日本大学理工学部 (College of Science and Technology, Nihon University)

## 1. はじめに

テーパ付き円環翼（テーパ円環翼，Tapered Annular Wing, TAWと呼ぶことにする）の後流特性として，特に後流渦の巻き込みを調べるために，2形態の翼について，離散渦法による後流の数値シミュレーションと，煙風洞を使用した板製模型の後流観察とを行なった。

テーパのない通常の円環翼に対して Fletcher<sup>1)</sup> は風洞実験のなかで，気流糸格子による後流特性の観察を円環翼後方2ヶ所において実施し，それを写真に記録している。実験では Clark Y翼型を有するアスペクト比（ここでは直径/翼弦長）1/3, 2/3, 1.0, 1.5, 3.0（直径は23.5~70.4cm）の模型を使用しており，それぞれの模型において，後縁に接近した位置（3.8~15.2cm）の後流と，そこから61cm離れた下流位置での後流を気流糸格子で観察している。その時の一様流動圧は383Paであり，模型迎角は失速迎角の約4°手前の状態にしている。観察によると，小さいアスペクト比（1/3, 2/3, 1.0）模型の後流特性は，小さいアスペクト比または強い後退の平面翼後方の流れ特性と，特質が似ていると報告している。また，この報告の中で，後縁から流れ出る分布渦層の存在は後縁に接近した位置の気流糸格子で観察できる。さらに，この層が巻き込んで形作る2つの後流渦巻きは，小さいアスペクト比模型の場合にだけ，その下流位置での格子により観ることができる。

また，藤枝，岩崎，藤田<sup>2)</sup>による通常の円環翼の後流測定では，楕形の5孔ピトー管を使用した後流断面のトラバースにより，断面の速度場と渦度分布を得ている。この実験では，上述の定義によるアスペクト比が2（直径は500mm）である NACA 0012翼型を有する円環翼と，同じアスペクト比で同じ翼型の箱型翼ならびに矩形翼を，供試体としている。風速は30m/s（翼弦長250mmを基準長としてレイノルズ数 $5 \times 10^5$ ）で，迎角を10°に設定し，それぞれの模型後縁から約1翼弦長後方の位置で測定をしている。円環翼の測定結果において，この位置ではまだ後流渦巻きが現われていない様である。

## 2. 翼後流の数値シミュレーションと煙風洞観察

### 2.1 後流数値シミュレーション

対象にしたTAWは，AW(Annular Wing)ならびにDAW(Delta Annular Wing)と略記して

$$\text{AW} : A=1, \tau=1, b=1$$

$$\text{DAW} : A=1.64, \tau=0, x_f=c_r, b=1$$

で，DAWは三角形を丸めた形になる。Aはアスペクト比であり，翼の基準面積Sを投影面積の重なる部分も含めた面積<sup>3)</sup>とし，翼幅（直径）bとから， $A=b^2/S$ で与える。 $x_f$ は翼根前縁からの後縁を示すx翼座標であり， $c_r$ は翼根（翼の下側中央）の翼弦長で， $c_t$ を翼の最上部の翼弦長とするとテーパ比 $\tau$ は， $\tau=c_t/c_r$ で与えられている。なお，これらの翼にキャンバは付いていない。翼形状と座標系を図1に示した。迎角 $\alpha$ と一様流速

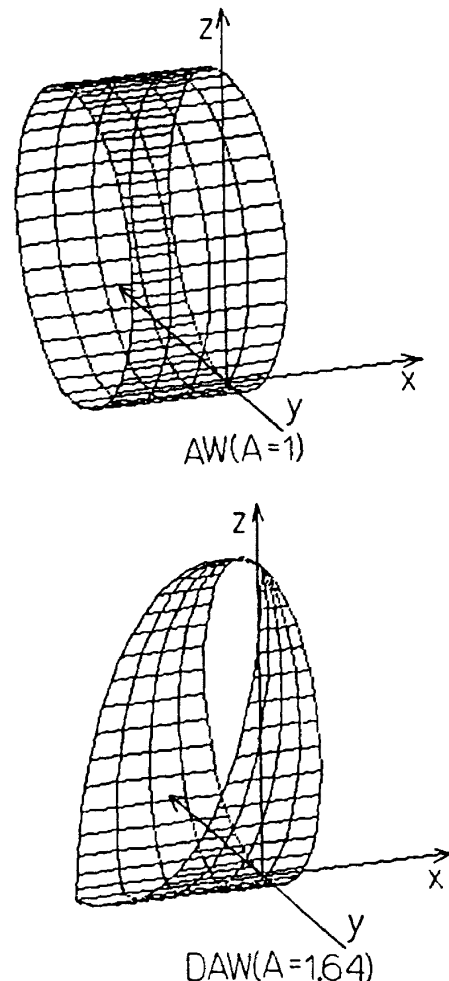


図1 後流数値シミュレーションにおける翼形状と座標

度  $U_\infty$  との関係は、計算を複雑にしないために、計算における後縁座標の取り扱いとして、図2の破線で描いた翼の位置での空気力を翼が持つとしながらも、実線で描いた翼の  $y-z$  面位置を翼の後縁位置と便宜的に見なすことにする。 $\alpha$  が小さければ、後縁位置の見なしによる誤差は小さいと思われる。

翼の後縁から流出する渦層は、翼の束縛渦と対をなす自由渦の層である。この渦層の巻き込む後流渦巻きは、3次元現象なので、計算が複雑になるであろう。そこで、 $x$  軸に沿って上流から下流へ無限に延びている渦層の変形を考察することになれば、単純化した2次元問題として扱える。2次元渦層の時間経過における変形でも、変形した3次元渦層の後流断面での変形と良く似ている<sup>4)</sup>。したがって、この2次元渦層を離散化した渦、つまり渦点で置き換えることにより、数値シミュレーションを行なう。この離散渦法による計算方法は、文献4のChowの本を基にしている。

渦点の初期位置はAW, DAWとも

$$\begin{aligned}
 y_m &= \frac{b}{2} \sin \left[ \frac{\pi(m'-M)}{M} \right] \\
 z_m &= \frac{b}{2} \left\{ 1 - \cos \left[ \frac{\pi(m'-M)}{M} \right] \right\} \\
 m' &= \begin{cases} m-1, & m=1(1)M \\ m, & m=M+1(1)2M \end{cases}
 \end{aligned} \tag{1}$$

である。なお、以後  $1(1)M$  などの表記は、最初の値(増分)最終値を表わすものとする。初期値

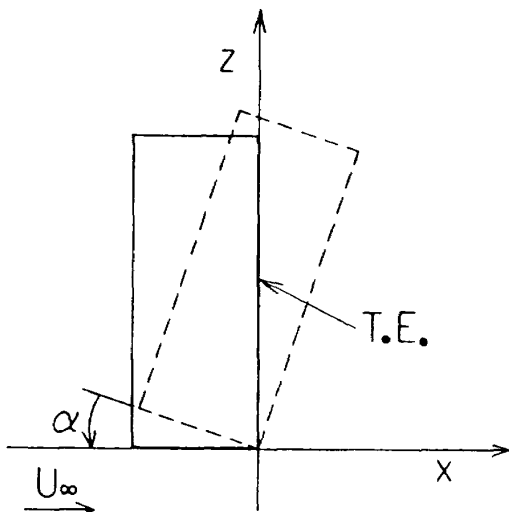


図2 後縁(T.E.)座標の扱い方

の座標は、図3に示されている。ここで  $\Gamma$  は、翼幅方向に切った細片での束縛渦強さであり、細片ごとに一定値をとる。渦点の強さには、初期値として渦格子法(Vortex Lattice Method, VLM)で得た離散化束縛渦強さの翼幅方向の差による値、 $\Delta\Gamma_m = \Gamma_{m+1} - \Gamma_m$  を使う。これが隣接する離散化束縛渦の間から抜け出る、後縁での自由渦の強さである。VLMによる計算結果は、文献3で使用したプログラムにより、同一の翼分割で算出されている。

添字  $m$  は渦点の個数を  $2M$  として、 $m=1(1)2M$  を取り、計算での  $2M$  は  $40 (M=20)$  である。計算するにあたって、無次元量として

$$Y_m = \frac{y_m}{b}, \quad Z_m = \frac{z_m}{b}, \quad G_m = \frac{\Delta\Gamma_m}{\Gamma_r}, \quad T = \frac{t}{2\pi b^2 / \Gamma_r} \tag{2}$$

を導入している。ここで、 $\Gamma_r$  は翼根に接する細片での束縛渦強さ ( $=\Gamma_M = \Gamma_{M+1}$ ) であり、 $t$  は翼後縁で  $t=0$  とする経過時間である。対称翼なので片翼だけの渦強さを使い、もう片方は  $Z$  軸に対称として処理している。無次元渦強さ  $G_m$  を図4に示す。また、 $\Gamma_r$  は

$$\begin{aligned}
 \text{AW} (A=1) \quad \Gamma_r &= 0.0609 \times 4\pi b U_\infty \alpha \\
 \text{DAW} (A=1.64) \quad \Gamma_r &= 0.0726 \times 4\pi b U_\infty \alpha
 \end{aligned} \tag{3}$$

となっている。この表示式は、翼の幾何形状で決まる数値の部分と、線形に影響する部分とに分けて示されている<sup>5)</sup>。

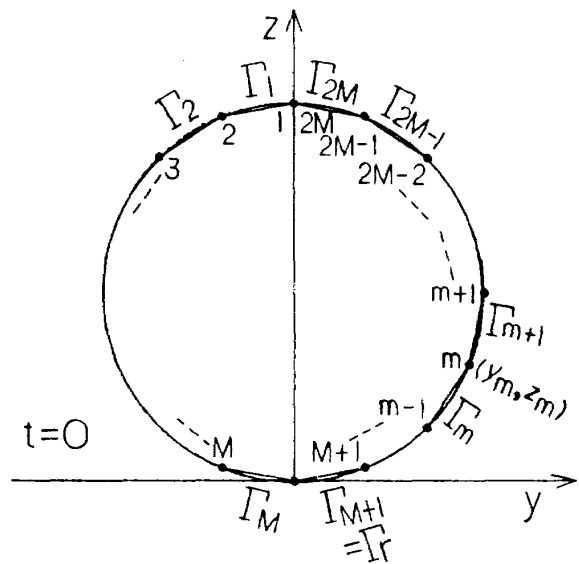


図3 初期値の座標

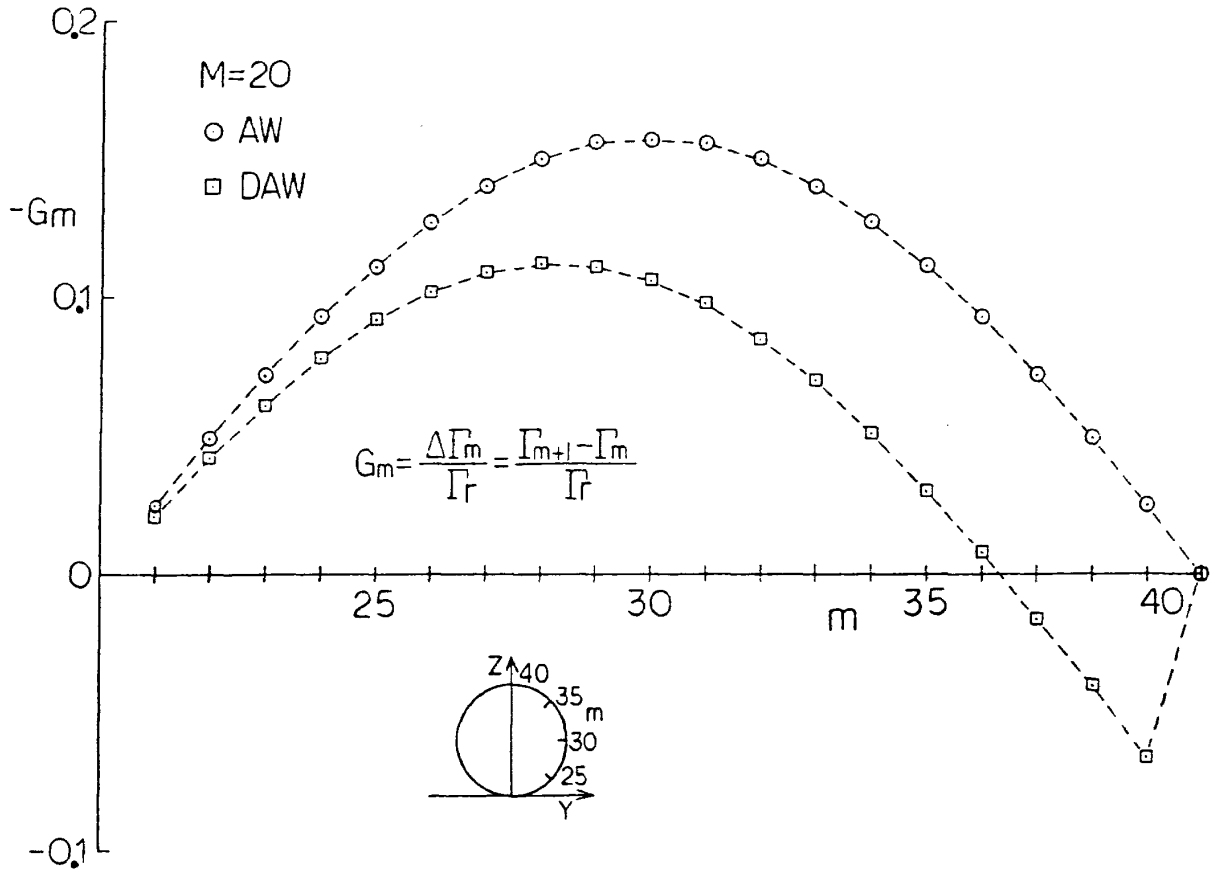


図4 無次元渦強さ  $G_m$

離散渦法によると、 $m$ 番目の渦点は、他の渦点から Biot-Savart の法則による誘導速度を受ける。したがって、 $i$ 番目の渦点の寄与する誘導速度の大きさは、距離を  $r$  として  $|w_m| = \Delta \Gamma_i / (2\pi r)$  である。これを各成分に分け無次元量にし、総和を取ると

$$\frac{dY_m}{dT} = \sum_{i=1}^{2M} G_i \frac{Z_m - Z_i}{(Y_m - Y_i)^2 + (Z_m - Z_i)^2} \quad (4)$$

$$\frac{dZ_m}{dT} = - \sum_{i=1}^{2M} G_i \frac{Y_m - Y_i}{(Y_m - Y_i)^2 + (Z_m - Z_i)^2} \quad (5)$$

の関係が得られる。ただし、 $m$ 番目の渦点自身による影響は除いている。これらの式は、 $m$ 番目の渦点  $dT$ 後に  $(dY_m, dZ_m)$ だけ移動することを示し、 $m=1(1)2M$ と全渦点について適用すれば、 $dT$ 後の変位した渦点系が得られる。さらに、この系によって  $Y-Z$ 面の速度場が決まってくるから、式(4)と(5)の  $m$ 点座標へ、任意座標を代入し計算することによりその位置での速度が得られ、これを面内に施すことで速度場が得られる。

式(4)と(5)からなる連立常微分方程式を数値的に解くために、4次の Runge-Kutta 法を用いる。その際、無次元の時間ステップ  $dT$ は、 $dT$ の取り方による数値的不安定をさけるため

$$dT \ll 8\pi / (2M)^2 \quad (6)$$

の制約条件で決める。これは楕円循環分布を持つ翼に対して、Moore<sup>6)</sup>が考察した制約条件であり、それをここに適用する。実際の値は、 $dT = 1/[25(2M)] = 0.001 \ll 8\pi / (2M)^2 \approx 0.016$ とした。

2次元渦層の時間経過  $t$ と3次元渦層の後流断面位置  $x$ とが、一様流速度  $U_\infty$ を介して

$$x = U_\infty t \quad (7)$$

で関係付けられると仮定すれば、3次元渦層の断面形状は、2次元渦層の断面形状と等価になる。無次元量  $X = x/b$ を導入し、式(3)の  $\Gamma_r$ において翼形状で決まる数値を  $\Gamma_r'$ とすれば、 $\Gamma_r = \Gamma_r' \times 4\pi b U_\infty \alpha$ になる。これを式(2)の  $T$ で表わすと

$$X = \frac{T}{2\Gamma_r' \alpha} \quad (8)$$

になり、 $X$ は  $T$ に比例し  $\alpha$ に反比例するだけで、

$U_\infty$ に無関係となる。例えば、自由渦が後流渦巻きを形成する時の  $T$  が分かったとすると、式(8)からただちに、実際の後流渦巻きが形成される距離  $x$  が予測され、この位置は一様流速度に影響されないことが予想される。

## 2.2 煙風洞による後流観察

使用風洞は日本大学理工学部の3次元煙風洞である。風洞測定部断面は600×300mmで、上下面に照明装置を備え、観察用として側面と後部背面にガラス窓を設けてある。側面の観察窓は0.5×1.14mの広さがある。この風洞の型式は吹出型で、拡散筒から後の風路が上下に分かれるため、後部からの観察が可能となっている。絞り管の入口で、煙は煙発生装置から流れに注入され、縦列と横列の煙がそれぞれ風洞の中心線上に十字に配列される。そして、それは流れに追随し、測定部位置で縦横とも約15mmの間隔を持つ煙線になる。なお、必要に応じて、縦列か横列のどちらか一方の煙だけでも使用できる。

煙観察用の模型形状は、数値シミュレーションと同じアスペクト比1のAW、およびアスペクト比1.64のDAWである。どちらも1mm厚の鉄平板を直径120mmに巻き、円環内側の前縁と後縁を面取りしている。模型の諸元は

AW :  $A=1$ ,  $\tau=1$ ,  $b=120\text{mm}$ ,  $\bar{c}=60\text{mm}$

DAW :  $A=1.64$ ,  $\tau=0$ ,  $x_t=c_r$ ,

$b=120\text{mm}$ ,  $c_r=73\text{mm}$ ,  $\bar{c}=53\text{mm}$

であり、DAWの上部は工作上的都合で、2mmの有限幅を持たせた。ここで  $\bar{c}$  は、空力平均翼弦長<sup>3)</sup>である。これらの模型を、上下に移動でき迎角  $\alpha$  が変えられる支持台に装着し、これを側面観察窓の前方位置(側面観察窓の下流端から支持台の中心まで0.89m)に配置した。支持台に装着した模型(DAW)の写真を図5に示す。

観察記録用の写真撮影条件は、

後部背面のカメラ:

レンズ焦点距離85mm, シャッタースピード1/15, 絞り4, 位置は模型から3m

フィルム感度:

ISO 400

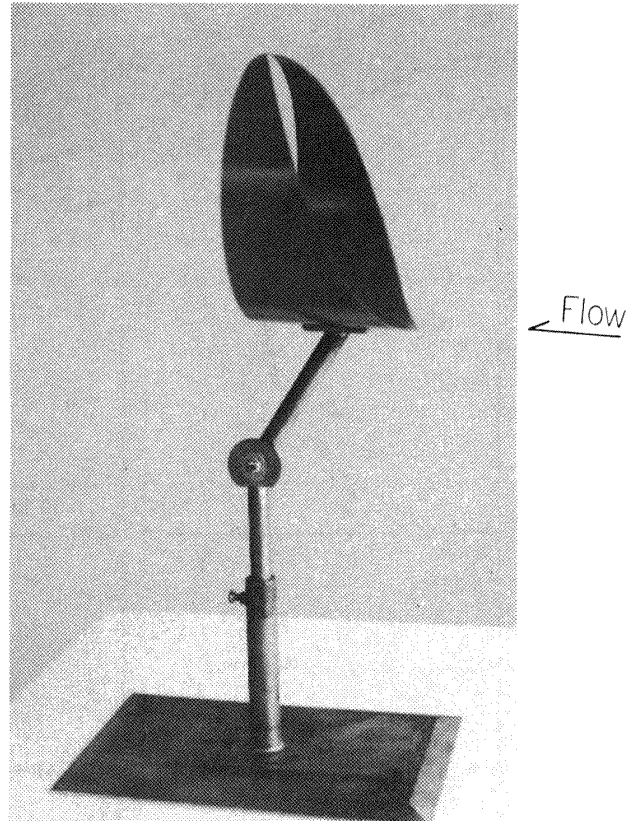


図5 煙観察模型 (DAW) と支持台

である。

観測時の一様流風速  $U_\infty$  は5m/sであり、 $\bar{c}$  基準のレイノルズ数が約

$$Re=2 \times 10^4$$

となる。模型の迎角は0°, 5°, 10°と変化させている。模型と煙の配置は2種類設定していて、横方向の煙を使い、模型を測定部中央に設定する形(図11, 13参照)と、翼の上部をこの煙に接近させて設定する形(図12, 14参照)である。

## 3. 後流特性の結果と検討

### 3.1 数値シミュレーション結果

AWとDAWに対して、無次元時間  $T$  が、0.005 および0.025から0.025おきに0.150まで取る時、 $Y-Z$ 面における渦層の変形の様子と、それらの渦による速度場を、AWではそれぞれ図6, 7に、DAWではそれぞれ図8, 9に示した。渦層の変形の図では各渦をフリーハンドの破線で結んでおり、自由渦の巻き込みが複雑になる手前までを示した。実線は翼の後縁を表わし、片翼だけを表示している。また、速度場の図では翼の後縁と、場に格子

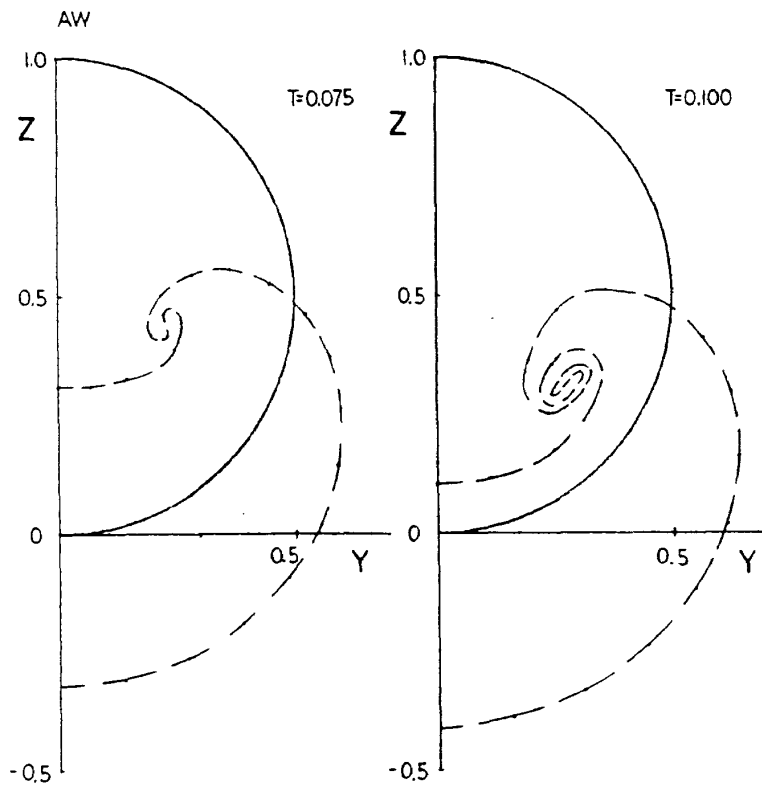
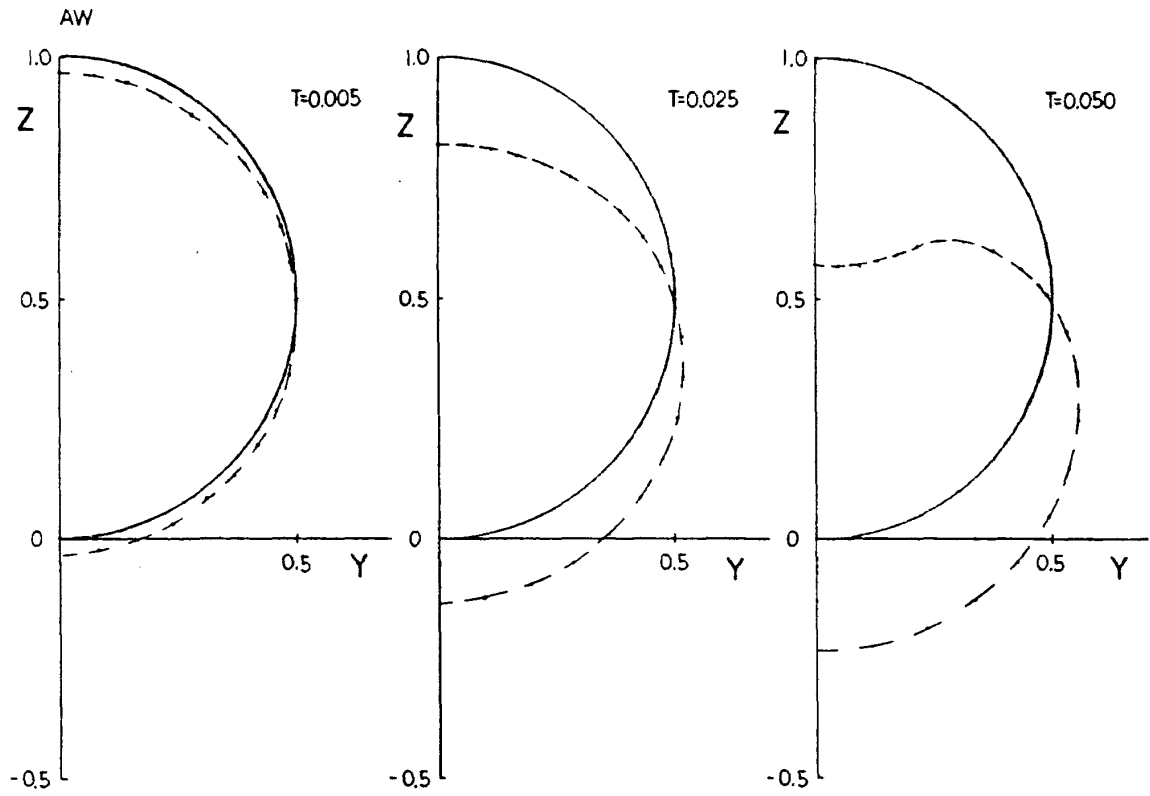


図6 後流渦層の変形の様子 (AW)



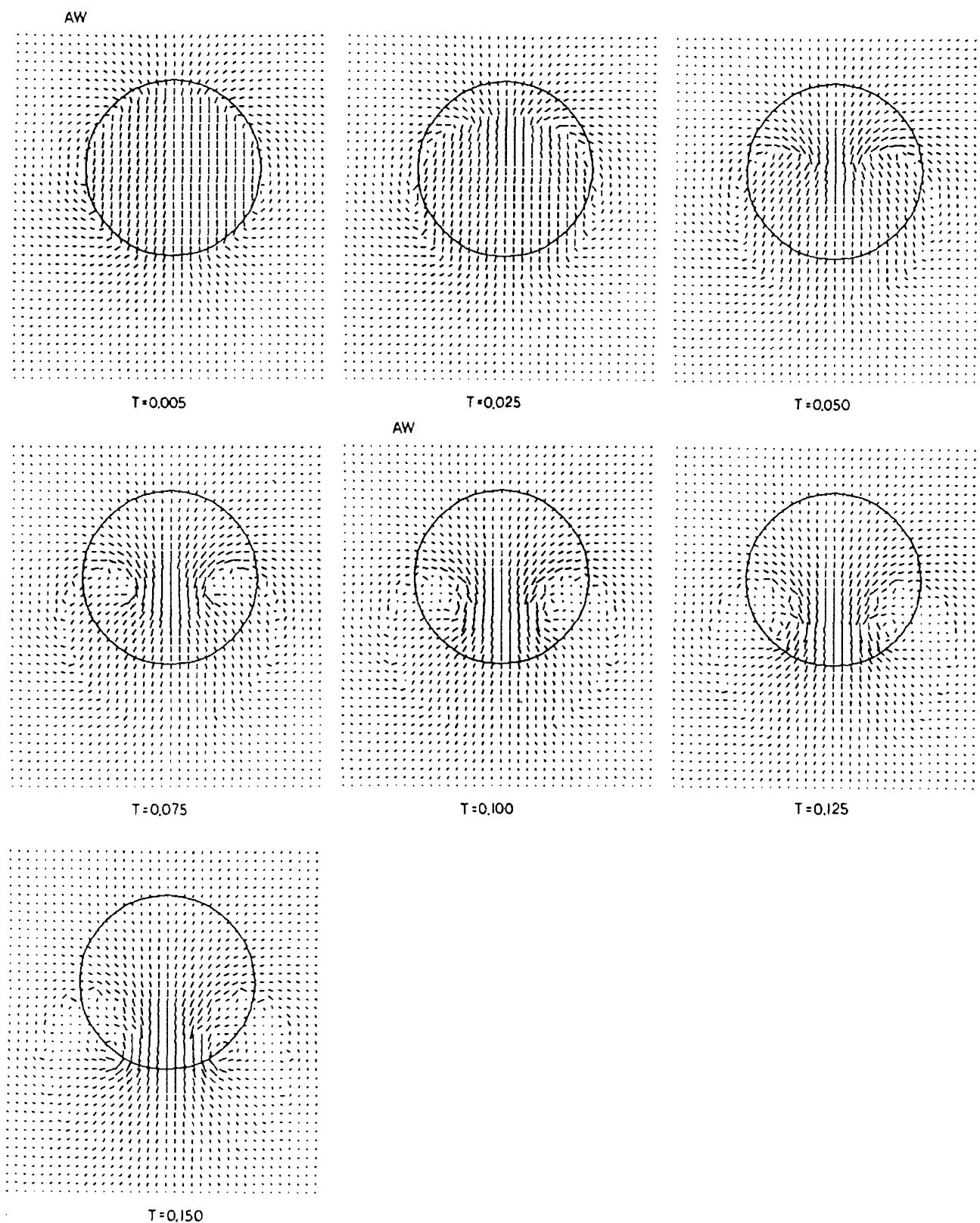


図7 Y-Z面における速度場 (AW)

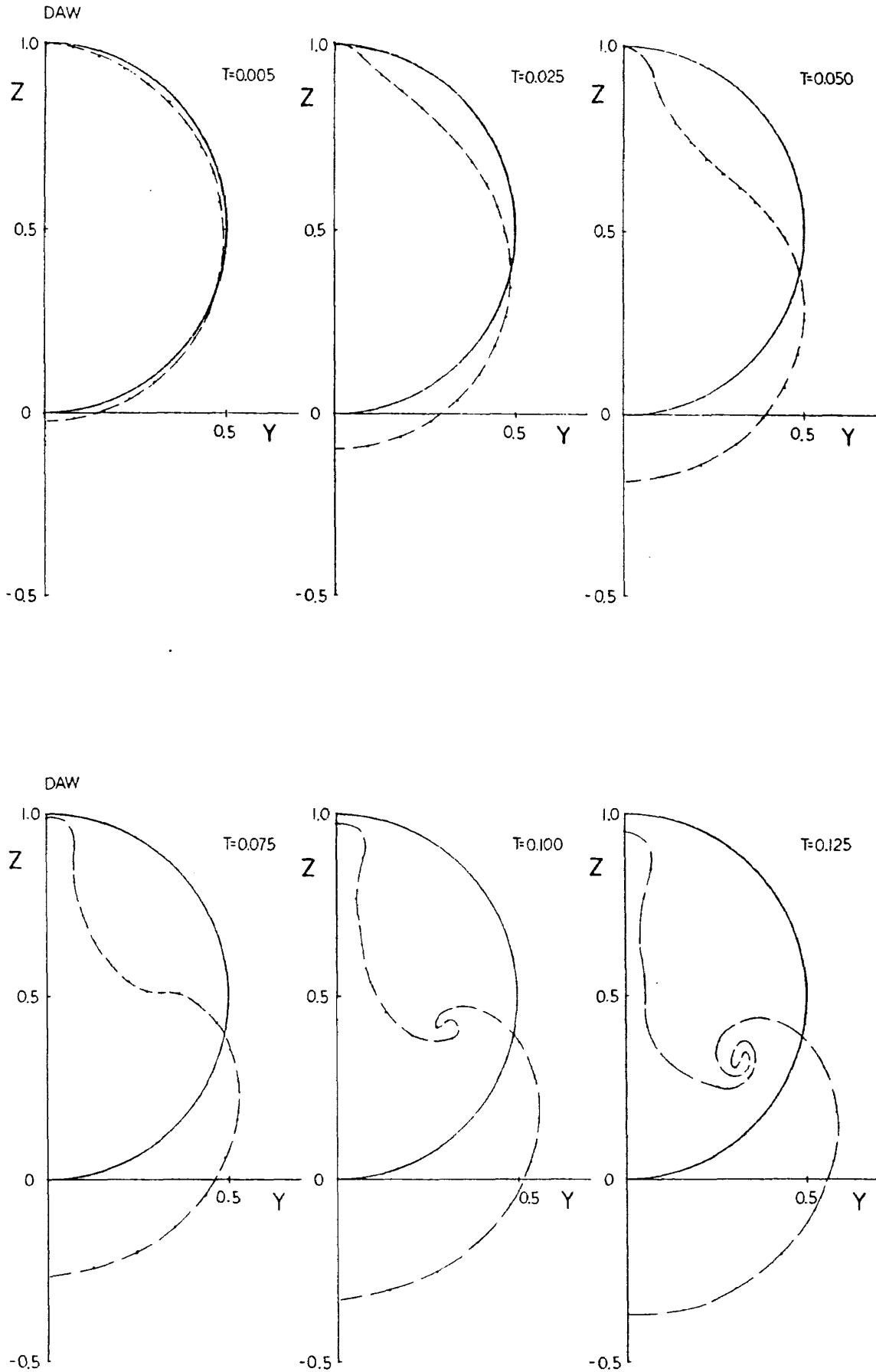


図8 後流渦層の変形の様子 (DAW)

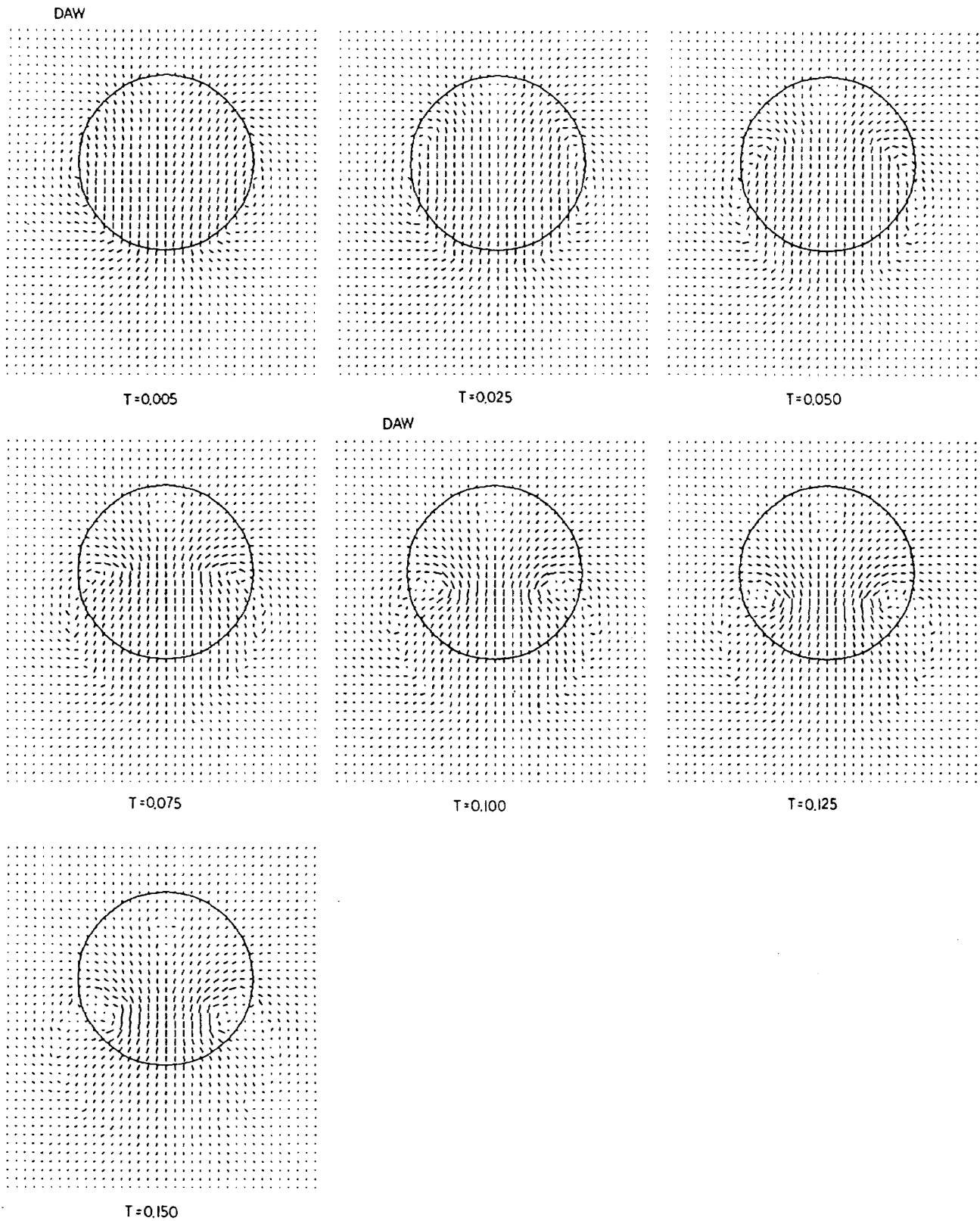


図9 Y-Z面における速度場 (DAW)

を配置してその交点での誘導速度ベクトルを表示してある。誘導速度の大きさ  $|w|$  は、図中の誘導速度を示す線分と翼幅の長さをそれぞれ  $l_F$ ,  $b_F$  とすると

$$\frac{|w|}{U_\infty} = 2\Gamma_r \alpha \left( k \frac{l_F}{b_F} \right), \quad k = \begin{cases} 200, & \text{AW} \\ 168, & \text{DAW} \end{cases} \quad (9)$$

になる。ここで、 $1/b_F$  は  $b/b_F$  ( $b=1$ )、 $k$  は倍率を表わしている。格子の交点で誘導速度を計算する場合、近接渦による異常な誘導速度の発生を防ぐために、交点と渦点の距離が翼幅の2.5%以内に入ったなら、距離を翼幅の2.5%の値として計算している。

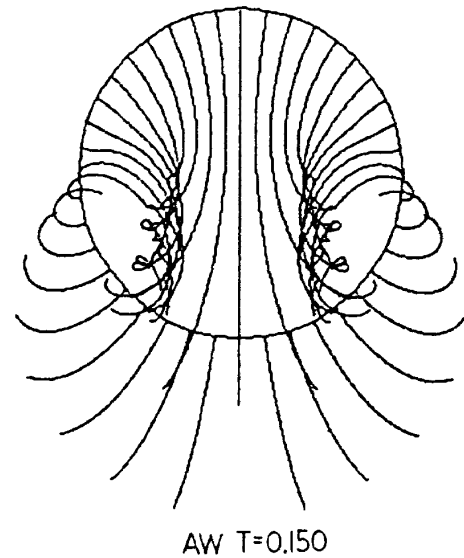
上述の渦層と速度場の変化の図において、上部の渦層が下方へ押しやられるAWに対し、DAWでは上部中央付近の渦層（他の部分と逆向きの離散化自由渦が存在する）が残っている。そして、自由渦が完全に巻き込んで後流渦巻きになる時期は、図から判断すると、AWが  $T=0.100$ 、DAWが  $T=0.125$  となり、式(8)から見積もると幾何学的翼端のある翼に比べ、かなり下流（ $\alpha$ を $10^\circ$ とするとAW、DAWとも翼幅の約5倍）で後流渦巻きになることが分かる。AWとDAWの後流渦巻きは、ぼやけた渦巻きとなる。反面、幅が狭い渦巻き対に挟まれた部分に、強い吹き下ろしが発生している。

つぎに、翼後縁からの時間経過による渦層の各渦の軌跡を、Y-Z面で  $T=0.15$  まで追った結果が図10である。これらの軌跡を定常な流跡線と見なせるであろう。視点は下流から上流を覗いていることになる。

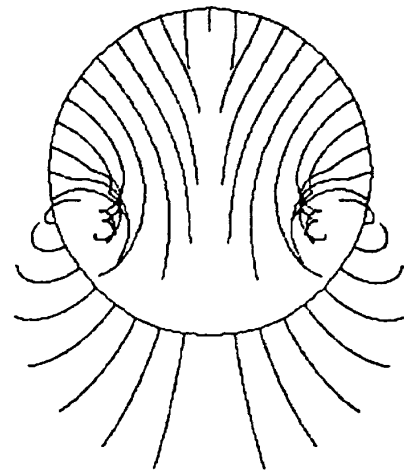
### 3.2 煙による後流観察結果と数値シミュレーションとの比較

翼の中央と上部に煙が配置されるように、翼模型を調整し、迎角を $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ とした後部背面からの煙写真は、AWが図11, 12に、DAWが図13, 14に掲載されている。写真に写っている太い煙線のほとんどは、定常な流脈線を示していて、これは定常な流跡線とも見られる。

後部背面の写真に写っている煙線の長さを、翼後縁から約  $x=1\text{m}$  と見積もると、式(8)により煙



AW T=0.150

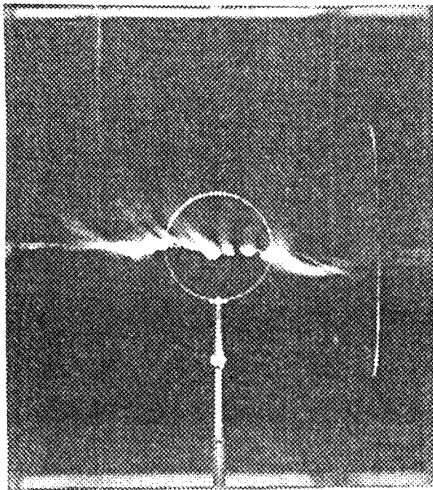


DAW T=0.150

図10 Y-Z面における各渦の軌跡

観察での  $\alpha$  に対応する  $T$  は、 $\alpha$  が  $5^\circ$  と  $10^\circ$  に対して、AWの場合、それぞれ  $0.089$  と  $0.177$  になり、DAWの場合、それぞれ  $0.106$  と  $0.211$  になる。これにより、煙観察と数値シミュレーションの対応が付けられたので、後流観察の煙列を想定した点列からの流跡線を計算し、結果の図を対応する煙観察写真の横に示した。この点列の初期値 ( $T=0$ ) は、間隔を煙列の間隔に合わせている。

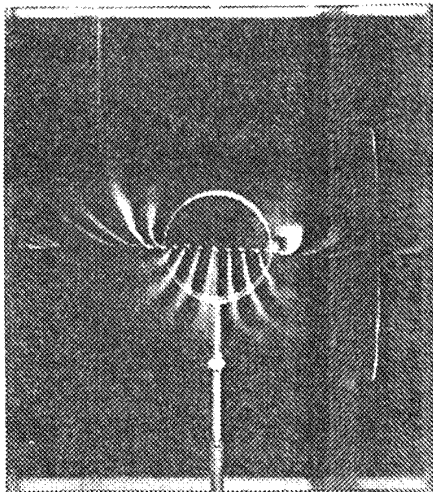
この対応にあたって、さらに、揚力係数（束縛渦の強さ）に関係する2つの仮定、すなわち煙観察での低いレイノルズ数の影響がないこと、および模型の  $\alpha=10^\circ$  位まで線形で値が計算と一致すること、が必要であろう。例えば2次元翼で、低いレイノルズ数でも平板翼の場合には、高いレイノルズ数で得た揚力係数との違いが小さい（たとえ



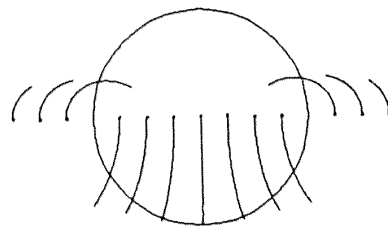
$\alpha = 0^\circ$

$$T = \frac{2 \Gamma_r'}{0.12} \alpha, \alpha(\text{rad})$$

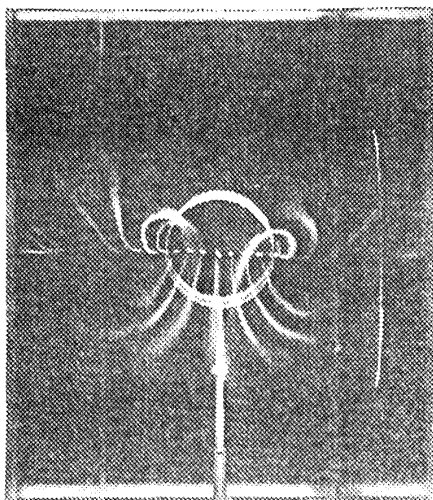
$$\Gamma_r' = 0.0609$$



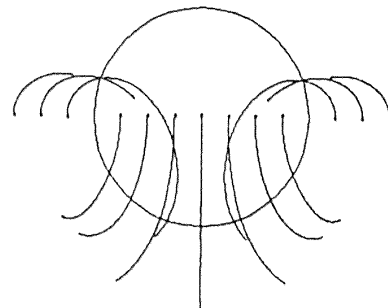
$5^\circ$



$T = 0.089$



$10^\circ$



$T = 0.177$

図11 煙とそのシミュレーション(後視, AW, 煙中央)

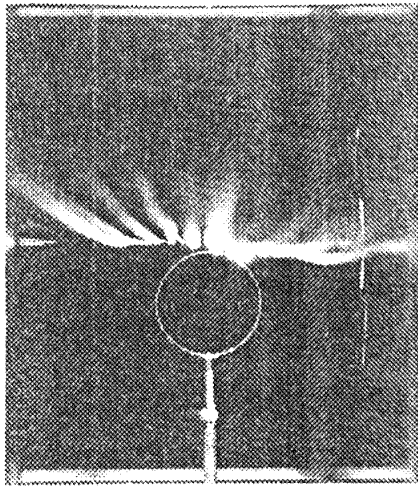
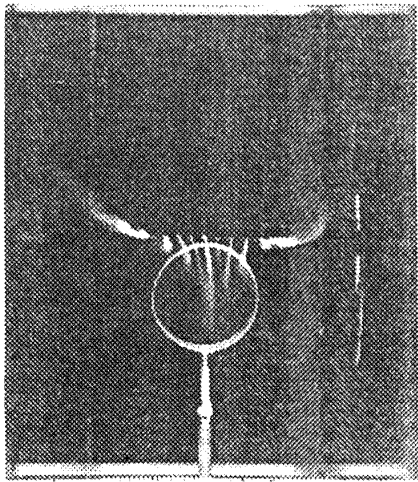
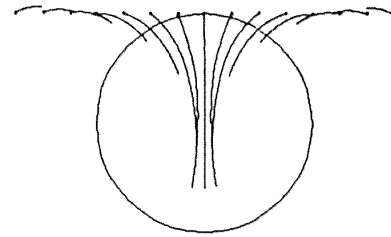
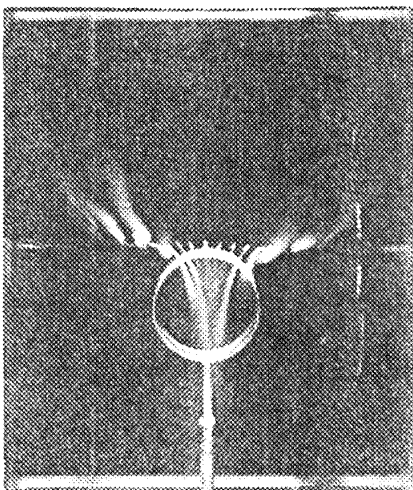
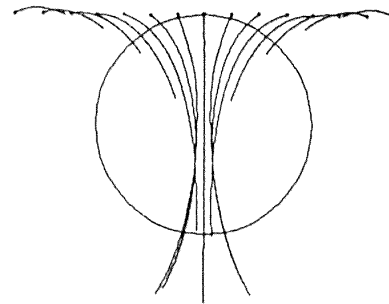
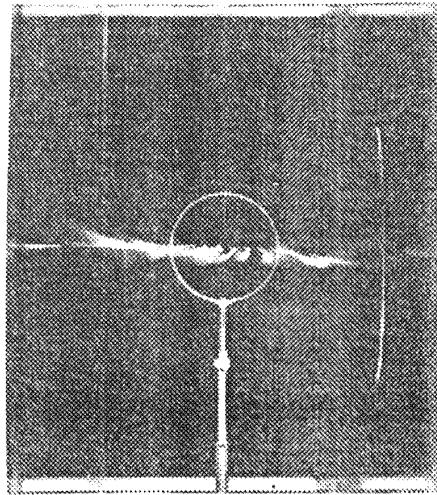

 $\alpha = 0^\circ$ 

 $5^\circ$ 

 $T = 0.089$ 

 $10^\circ$ 

 $T = 0.177$ 

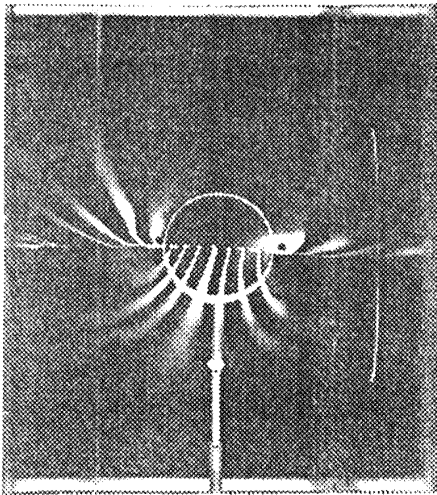
図12 煙とそのシミュレーション（後視，AW，煙上部）



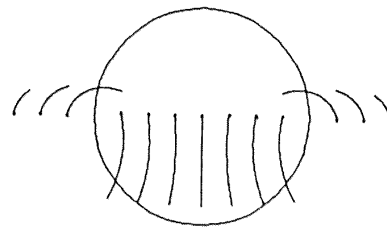
$\alpha=0^\circ$

$$T = \frac{2 \Gamma_r'}{0.12} \alpha, \alpha(\text{rad})$$

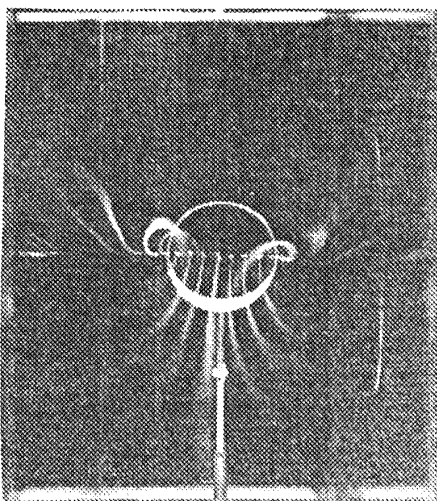
$$\Gamma_r' = 0.0726$$



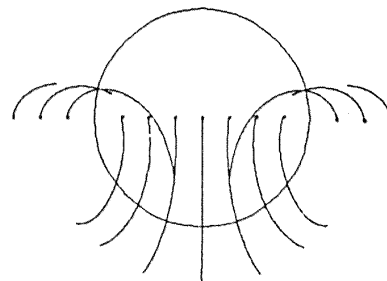
$5^\circ$



$T=0.106$



$10^\circ$



$T=0.211$

図13 煙とそのシミュレーション（後視，DAW，煙中央）

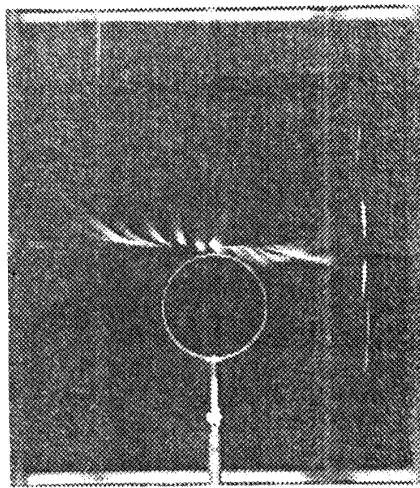
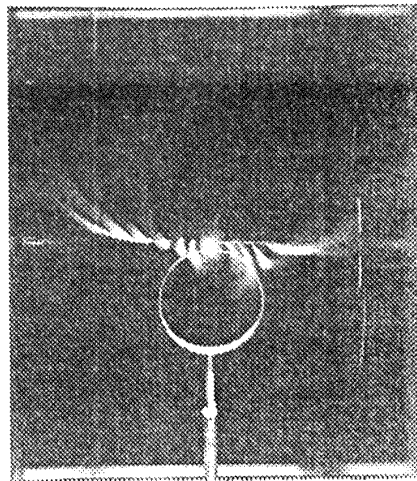
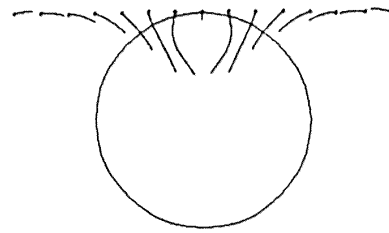
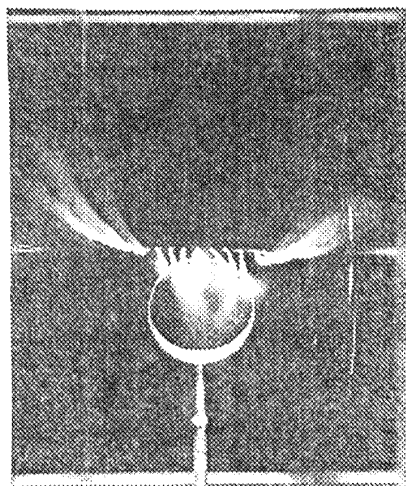
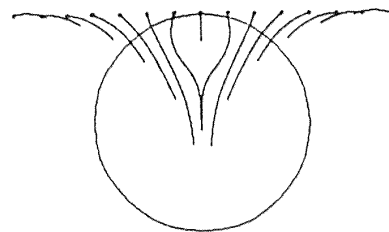

 $\alpha = 0^\circ$ 

 $5^\circ$ 

 $T = 0.106$ 

 $10^\circ$ 

 $T = 0.211$ 

図14 煙とそのシミュレーション(後視, DAW, 煙上部)



ば文献7)と言える。また、滝澤、藤枝、藤田、岩崎<sup>8)</sup>による実験結果と、文献3の計算結果とから、揚力係数の線形性と計算との一致がだいたい言える。したがって、これらの仮定はある程度満たされている。だが、かなり粗い対応になっている。

図11~14の煙観察写真では、撮影位置が遠方でないため、遠いものは小さく近くのもの大きく投影される透視投影が、写真に現われているので、留意する必要がある。これらの写真と数値シミュレーションの図を比較すると、特に煙観察での翼中央の流跡線は、数値シミュレーションより長く示される傾向にある。また、煙観察では、風洞壁に近い部分の流跡線の様子が、シミュレーションのそれと合わない。これは、この部分で壁干渉が生じるためであろう。しかし、全体的な流跡線の様子は、これらの間で良く類似している。

ここでの煙観察からは、後流渦巻きを明確に捕えられなかったので、数値シミュレーションとの比較が十分にできない。けれども、ポテンシャル流領域での後流の様子が合うので、実際の流れでもシミュレーションによる様な過程で、後流渦巻きが現れると推測される。このことは、文献1における円環翼後流の気流糸格子観察、および文献2における円環翼後流の5孔ピトー管測定ならびに、ここでのシミュレーションによる速度場との類似性からも裏付けられる。

#### 4. ま と め

テーパ円環翼の後流特性において、煙風洞での煙による模型後流の観察、ならびに、離散渦法による煙の数値シミュレーションを行なった。それにより、後流渦巻きの生成(渦層の変形と速度場)と、後流の様子を捕えることができた。ただ、数値シミュレーションの妥当性の裏付けが、煙の観

察では不十分であった。しかし、ポテンシャル流と思われる後流部分の煙の様子は、数値シミュレーションと良く一致していた。

この数値シミュレーションによる結果として、以下のことがわかった。テーパ円環翼の渦層が巻き込んで後流渦巻きに成っていく過程は、一般的な翼よりもかなり遅い。また、テーパ付きの円環翼ではテーパなしの円環翼と違い、上部中央付近の渦層が、巻き込み過程で上部に残っている。

#### 文 献

- 1) Fletcher, H. S. : Experimental Investigation of Lift, Drag, and Pitching Moment of Five Annular Airfoils, NACA TN-4117, 1957.
- 2) 藤枝郭俊, 岩崎昭人, 藤田敏美 : リング翼の後流特性, 第19回流体力学講演会講演集, 1987, pp.296-299.
- 3) 奥山政広, 牧野光雄 : 各種円環翼に対する縦の空力特性推算, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 1989, pp.216-219.
- 4) Chow, C.-Y. : An Introduction to Computational Fluid Mechanics, 1983, pp.309-322, Seminole Publishing Co.
- 5) Bertin, J. J., M. L. Smith : Aerodynamics for Engineers, 1979, pp.186-203, Prentice-Hall.
- 6) Moore, D. W. : A Numerical Study of the Roll-up of a Finite Vortex Sheet, J. Fluid Mech., Vol.63, 1974, pp.225-235.
- 7) Jones, R. T. : Wing Theory, 1990, pp.43-44, Princeton University Press.
- 8) 滝澤直人, 藤枝郭俊, 藤田敏美, 岩崎昭人 : リング翼の空力特性, 第24回飛行機シンポジウム講演集, 1986, pp.110-113.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1156号

平成4年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所

東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1

電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス

東京都板橋区桜川2-27-12

---

