

ISSN 0389-4010  
UDC 531.15  
531.781

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1059

大迎角における細長物体のコーニング運動

樋 篤志・吉永 崇・井上 建二

1990年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. 記 号 .....	1
2. はじめに .....	1
3. 実験装置と模型 .....	3
3. 1 風 洞 .....	3
3. 2 模型と支持装置 .....	3
4. 実験結果 .....	4
4. 1 二自由度模型による角運動 .....	4
4. 2 大迎角コーニング運動の実験 .....	6
4. 2. 1 模型の円錐型頭部が上流側を向く場合 ( $45^\circ \leq \alpha < 90^\circ$ , ノーズファースト) .....	6
1) 重心位置の影響 .....	10
2) 円錐部分の細長比の影響 .....	10
3) 円錐部分の鈍さの影響 .....	14
4) 後部形状の影響 .....	16
5) 円錐部の粗さの影響 .....	17
6) 静止から定常回転に至るまでの回転モーメント ( $45^\circ \leq \alpha < 90^\circ$ ) .....	17
4. 2. 2 模型の円柱部底面が上流側を向く場合 ( $90^\circ < \alpha \leq 135^\circ$ ベースファースト) .....	22
1) 鈍頭円錐円柱模型 .....	22
2) 回転の往復運動中に作用する回転モーメント .....	23
3) 円柱模型 .....	28
4. 3 流れの可視化 .....	30
4. 3. 1 円錐円柱模型 .....	30
4. 3. 2 円柱模型 .....	33
5. 結 論 .....	34
6. おわりに .....	35
7. 謝 辞 .....	35
8. 文 献 .....	35

# 大迎角における細長物体のコーニング運動\*

楯 篤志\*\* 吉永 崇\*\* 井上 建二\*\*\*

## Coning Motion of Slender Bodies at High Angles of Attack

Atsushi TATE, Takashi YOSHINAGA and Kenji INOUE

### ABSTRACT

In this paper, the experimental results are presented for the coning motion of slender bodies such as a cone-cylinder or a cylinder model created by the side force at high angles of attack ( $45^\circ \leq \alpha \leq 135^\circ$ ). The free rotation method was utilized to study the coning angular motions of the models. Models were supported free to rotate at their centers of gravity in a low speed wind tunnel. For angles of attack of  $45^\circ \leq \alpha < 90^\circ$  (nose-first), a cone-cylinder model shows a steady angular rotation. For the range of  $90^\circ < \alpha \leq 135^\circ$  (base-first), the model shows alternating rotation where the direction of rotation reverses within a certain period of time.

### 1. 記号

$C_{nc}$	コーニング中の回転モーメント係数 $= n_c / (S l \rho V_\infty^2 / 4)$
$C_Y$	横力係数 $= Y / (S \rho V_\infty^2 / 2)$
$C.G.$	重心位置、あるいは $100 \times x_{cg} / l$ (%)
$d_0$	最大直径 (mm)
$f$	円錐部の細長比 = 頭部長さ / 最大直径
$I_c$	回転軸回りの模型の慣性モーメント ( $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ )
$l$	全長 (mm)
$N$	回転数 (Hz)
$n_c$	コーニング中の回転モーメント $n_c = n_I - n_d$
$n_d$	抗力による横揺れ(抑制)モーメント
$n_I$	揚力による横揺れ(駆動)モーメント
$Re_\infty$	レイノルズ数 $= V_\infty d_0 / \nu$
$Re_{cr}$	臨界レイノルズ数
$S$	物体の代表面積 ( $\text{mm}^2$ ) $= \pi d_0^2 / 4$

$t$	時間 (s)
$V_c$	横断流速度、物体の周速度 (m/s)
$V_\infty$	主流速度 (m/s)
$x_{cg}$	頭部先端から重心までの距離 (mm)
$Y$	横力
$\alpha$	迎角 (°)
$\theta \frac{1}{2}$	模型円錐部半頂角 (°)
$\nu$	動粘性係数 ( $\text{m}^2/\text{s}$ )
$\rho$	密度 ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )
$\phi$	コーニングの回転角度(積算) (rad)
$\phi'$	コーニングの角速度 (rad/s)
$\phi''$	コーニングの角加速度 (rad/s <sup>2</sup> )
$\dot{\phi}$	無次元角速度 $= \phi' (d_0 / V_\infty)$
$\ddot{\phi}$	無次元角加速度 $= \phi'' (d_0 / V_\infty)^2$
$\psi$	ロール角 (°)
$\varphi$	無次元角速度 $= \phi' l \sin \alpha / 2 V_\infty$

### 2. はじめに

物体が自由落下する場合や大迎角で飛行する場合には、物体表面から流れが剥離し縦渦を発生するため、気流が物体表面に沿って流れる場合には予想されない空気力が作用する。このような剥離

\* 平成2年3月7日受付

\*\* 空気力学部

\*\*\* 数理解析部

を伴う流れによる空気力やモーメントは物体に制御不能の回転や振動を生じさせる。したがって剥離を伴う細長物体に作用する空気力やモーメントを予測することは、飛行体の安定した飛行と事故防止のため重要である。しかし、これまで多くの研究<sup>1,2)</sup>がなされてきたにもかかわらず、大迎角における飛行体の空気力学はまだ十分には解明されていない。その理由は、大迎角物体の風下側での流れ場が、レイノルズ数、マッハ数、迎角、物体の形状、物体表面の粗さ、とりわけ物体の先端部の目に見えない小さな不規則性などの多くのパラメータに影響されるからである。

宇宙の無重力空間での材料実験の後、ロケット上段部の姿勢を最大の抗力を受ける迎角 90° 付近に保って大気圏を安定して落下させ海上で回収するというロケットの打ち上げが計画された。このロケット上段部の回収に必要な動安定特性を調べるために、重心が物体中央付近にあるロケット形状模型の一連の自由落下試験が行われた。それによると、ロケット形状物体は、落下中に二種類の特徴ある角運動を示した<sup>3)</sup>。落下速度が小さい初期の段階では、物体は、海面に垂直な面内でのピッキング運動やタンブリング運動を示した。何回かのタンブリング運動の後、物体は次第に海面に平行な面内での角運動、いわゆるフラットスピinnに移って行った。このフラットスピinnは、多くの物体について、落下の最終段階で観察された。物体の低速のフラットスピinnは物体の飛行を安定させるが高速のフラットスピinnは、遠心力のため搭載機器を破損する恐れがある。これらの運動に関連して、すでにいくつかの風洞実験が行われている<sup>4~7)</sup>。フラットスピinnに至るまでには、落下する物体は、ピッキング運動、ヨーイング運動、ローリング運動の組み合わされた角運動を行う。この複雑な角運動を解明するための第一段階として、一定の迎角に保たれた物体のコーニング運動を調べることは、自由落下中にフラットスピinnに至る過渡期の角運動の回転モーメントを理解する上で重要である。

これまでに大迎角時の飛行を制御し安定な飛行を確保するため、多くの研究者が飛行体に働く

静的な力やモーメントの測定、さらに微少振動法による動安定微係数の測定を行ってきた。しかし、自由落下のような拘束されない物体の角運動を理解するためには、大きな角変位で運動する物体の空力特性を知る必要がある。自由飛行物体の運動力学によると、この運動を、重心の並進運動と重心回りの物体の角運動の合成と見なすことができる。自由飛行体の空力特性を測定する一つの方法として、風洞内に、自由あるいは強制的に角運動できるように物体を重心で支持し大きな角変位の実験をする方法がある。この場合、自由飛行中のピッキング角、ヨーイング角の変化による重心の並進運動の変動は無視されている。このような角運動に関して多くの研究がなされている。

Bamber と Zimmerman<sup>8)</sup>は、六分力天秤を用いて、自由に回転できる飛行体模型のコーニング運動中の空力特性の測定をすでに 1933 年に行っている。

Tobak<sup>9)</sup>は、コーニング運動に影響を及ぼすモーメントを二つの平面内の運動の組み合わせであるとして取り扱い、空力モーメントシステムの非線形の定式化を研究した。彼らは、角運動中の細長物体の空力モーメントを簡単な実験装置を用いて測定した。また、迎角を持った物体の風下側の渦の様子をマッハ数 1.4 と 2.0 について観察した。

その後、Schiff と Tobak<sup>10)</sup>は、六分力天秤に円錐模型を取り付けた実験装置を用いて研究を行い、迎角が小さい範囲内では角速度で正規化した横力とモーメントは迎角の線形な関数であることを示した。その結果は、非平面的な角運動を行う軸対称物体に対する空気力と空力モーメントを線形化して記述できることを示している。

Clarkson ら<sup>11)</sup>は、有翼、無翼など数種類の異なる形状の模型を広いレイノルズ数範囲（最大レイノルズ数  $1.5 \times 10^6$ ）で強制的に回転させてコーニング運動の実験を行った。軸対称物体の先端部分に非対称の渦配列が生成される場合、渦の“lock on”が生じ、渦が物体に付着して回転するという事実を見いだした。また、非定常運動を推定する場合には、実際に非定常（回転）運動中に測定した空力係数を使用しなければならないことを指摘

している。更に、臨界レイノルズ数を越える飛行については、臨界レイノルズ数以下の実験結果を適用すべきでないと主張している。

Marcolm と Clarkson<sup>12)</sup>は、回転天秤装置（ロータリバランス）を用いて、丸み付き正方形断面の胴体に尾翼を取り付けた模型の横力を測定している。

本論文では、物体の角運動と流れ場の結合に視点を置いて、主として大迎角の軸対称物体が低速流中( $Re_\infty < Re_{cr}$ )で自励的にコーニング運動する場合の角運動特性の測定結果を示す。

はじめに二自由度の物体の角運動を観察するため、主流中に平行に取り付けられたスティンギングの軸回りを模型が自由に回転でき、同時に模型が迎角を45°から135°まで自由に変化できる二自由度ジンバル機構を模型に組込み、模型の角運動を観察した。

続いて、このジンバル機構の迎角を45°から135°の任意角に固定し、一定迎角で主流に平行な軸の回りを模型が自励的に回転するコーニング運動を調べた。主として、模型の迎角をパラメータとし主流のレイノルズ数に対する無次元角速度の関係を測定した。鈍頭の円錐円柱模型の、重心位置、円錐部分の細長比、先端部の鈍さ、後部形状、および先端部の粗さを変え、それらの定常回転数に及ぼす影響を調べた。

迎角が90°以上でのコーニング運動では、回転の方向がある周期ごとに反転する奇妙な回転の往復運動が見いだされた。模型が静止の状態から定常回転まで加速して行く過程および模型が回転の往復運動を行う過程での角速度に対するモーメントの変化を測定した。

これらのコーニング運動は、模型の風下側に発生する非対称な渦による横力<sup>13), 14), 15)</sup>が原因で生じると推定される。流れの可視化により、左右に非対称の渦が模型の表面から流れ出ている様子を観察した。

### 3. 実験装置と模型

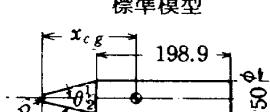
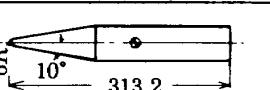
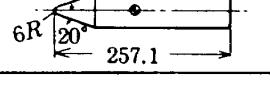
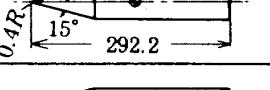
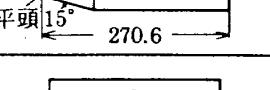
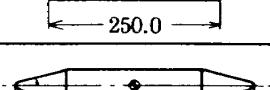
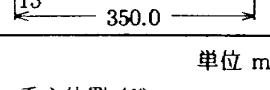
#### 3.1 風 洞

実験に用いた風洞は、航空宇宙技術研究所にある循環式小形低速風洞で、測定部断面は高さ0.65m、幅0.55m、長さ1.36mである。主流風速は $V_\infty = 2 \sim 36 \text{ m/s}$ の範囲で変えられる。風速はピトー静圧管とゲッチャンゲンマノメータを用いて測定した。

#### 3.2 模型と支持装置

図1に、今回の実験に用いた低速回転用模型の形状と諸元を示す。これらは、半頂角が $\theta/2 = 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ の円錐部を持つ円錐円柱模型、同じ外径の円柱模型(図1(f))、および両頭円錐円柱(bicone)模型(図1(g))等である。

半頂角 $\theta/2 = 15^\circ$ の円錐円柱模型の頭部形状として次の3種類がある。先端が半径6mmの球面を持つ鈍頭円錐(標準模型)(図1(a))、先端が半径

模 型	$\theta/2$	C.G.	長 さ
鈍頭円錐円柱	15°	(a) 50 % 52.7 55.0 57.7 60.0 62.7	標準模型 
		(b) 10° 56.1 60.5 64.9	
		(c) 20° 46.5 51.9 60.1	
鋭頭円錐円柱	15°	(d) 57.7 (55.0)	
平頭円錐円柱	15°	(e) 54.3 (55.0)	
円 柱	(f) 15°	50.0	
両頭円錐円柱		(g) 15°	

$$C.G. = x_{cg} / l$$

単位 mm

( )は対応する標準模型の重心位置 (%)

図1 風洞実験用模型の形状

0.4 mm の小球面を持つ鋭頭円錐（図 1(d)）、および円錐部の先端を機軸に垂直に切断した先端が平面の平頭円錐（図 1(e)）、鈍頭円錐（図 1(a)）の球面部分を切断したものである。半頂角  $\theta_{1/2} = 10^\circ, 20^\circ$  の円錐円柱模型（図 1(b), (c)）は、いずれもその先端が半径 6 mm の球面形状の鈍頭円錐円柱模型である。

図 2 に低速回転用模型の構造を示す。回転時の遠心力による模型の損傷を防ぐため、模型の頭部と後部にはメタクリレート樹脂を、模型胴体部には外径 50 mm、厚さ 2 mm のジュラルミン管（A20 24S）を用いて模型を軽量化した。

模型の支持位置（模型の重心に相当）は、円柱の胴体部分を取り替えることにより変更できる。模型の頭部と後部の重りの位置を調節することにより、模型の支持位置と重心位置を一致させることができる。また、模型の機軸（X 軸）と、水平の模型支持棒とに直交する方向（Y 方向）にも重心位置の調節が可能である。二自由度の角運動が可能な低速回転用模型（図 2）は、迎角が  $45^\circ \leq \alpha \leq 135^\circ$ 、横揺れ（コーニング）角が  $-\infty < \phi < +\infty$  の範囲で同時に変化できるジンバルを内蔵している。いずれの回転軸にも摩擦力を減らすためグリースを取り除いたミニチュアベアリングを使用している。

この低速回転用模型は、二自由度の角運動を観察するとともに、この模型の迎角を連続的に  $45^\circ \leq \alpha \leq 135^\circ$  の範囲で止め金で固定して、主流に平行な（水平）支持棒のまわりに回転する一自由度コーニング運動の測定に使用した。

円錐円柱模型の一つを標準模型（図 1(a)）と決め、大部分の実験にはこの標準模型あるいはこの模型の一部を変更したものを使用した。この標準模型の諸元は、全長 275 mm、外径 50 mm  $\phi$ 、頭部半頂角  $15^\circ$ 、頭部先端の球面半径 6 mm であり、肩から底面までの距離は 198.9 mm である。

図 3 に、風洞内にピアノ線で取り付けた支持装置と模型を示す。

模型支持装置による気流の乱れの影響をできるだけ小さくするために、直径 6 mm、長さ 150 mm のスティングを支える支持棒（直径 16 mm、長さ

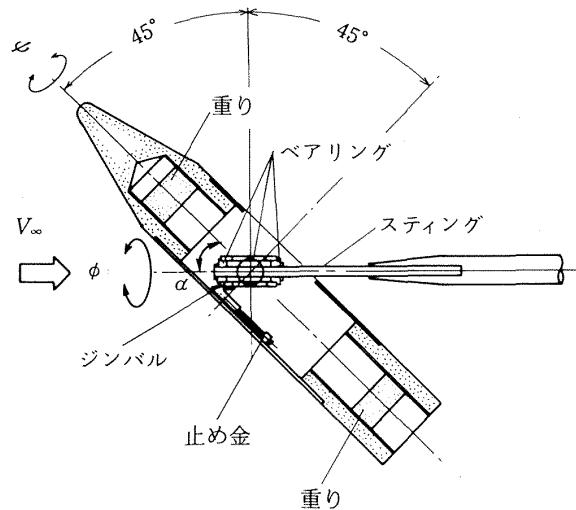


図 2 低速回転用模型の構造

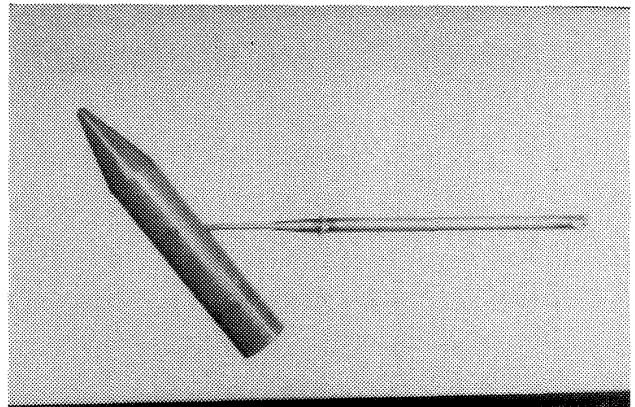


図 3 風洞内の鈍頭円錐円柱模型（標準模型）と支持装置

300 mm）を、10 本のピアノ線（直径 0.3 mm）で風洞測定部の中央に取り付けた。支持棒は、模型の回転軸が風洞の中心軸と平行になるように  $0.2^\circ$  の精度で設置した。模型の回転角速度は、He-Ne レーザビーム（5 mW）を模型が一回転ごとに横切る回数をフォトダイオードで検出し、カウンタによる周期測定から求めた。非定常な角運動を測定する場合には、フォトダイオードの出力をペン書き記録計と、2 kHz のガルバノメータの電磁オシログラフで記録した。

## 4. 実験結果

### 4.1 二自由度模型による角運動

一自由度のコーニング運動の実験に先立ち、主

流のレイノルズ数が円柱の臨界レイノルズ数よりも小さい低速流中 ( $Re_\infty < Re_{cr}$ ) で、二自由度の角運動が可能な ( $\alpha = 45^\circ \sim 135^\circ$ ) 標準円錐円柱模型を用いて、ピッキングとヨーイングの結合した角運動を観察した。主流レイノルズ数  $Re_\infty = 0.477 \times 10^5$  での、角運動の様子を図 4 に連続写真で示す。

模型の支持点(重心)は、先端から 57.7 % の位置にある。模型を静的平衡角  $\alpha = 90^\circ$  付近から静かに解き放つと、初期の段階では、模型は  $\alpha = 90^\circ$  付近を中心とする非定常なピッキング振動をしながら、次第に振幅を増大する(図 4(1)~(9))。この

ピッキング振動により、迎角  $\alpha = 60^\circ$  に達すると横力の作用が顕著になり、模型はコーニング運動へと移って行く(図 4(10)~(20))。このような平衡角回りの非定常なピッキング運動は、他の形状の異なったいくつかの模型についても観察された。ピッキングとコーニングの結合した角運動は、少なくとも主流のレイノルズ数  $Re_\infty \sim 10^5$  まで観察された。また、水槽内で、重心が中心付近にある円錐円柱模型を自由落下させた場合も同様の角運動が観察された。このような二つの角運動が同時に起きるとき、それぞれの角運動の特性を取り出す

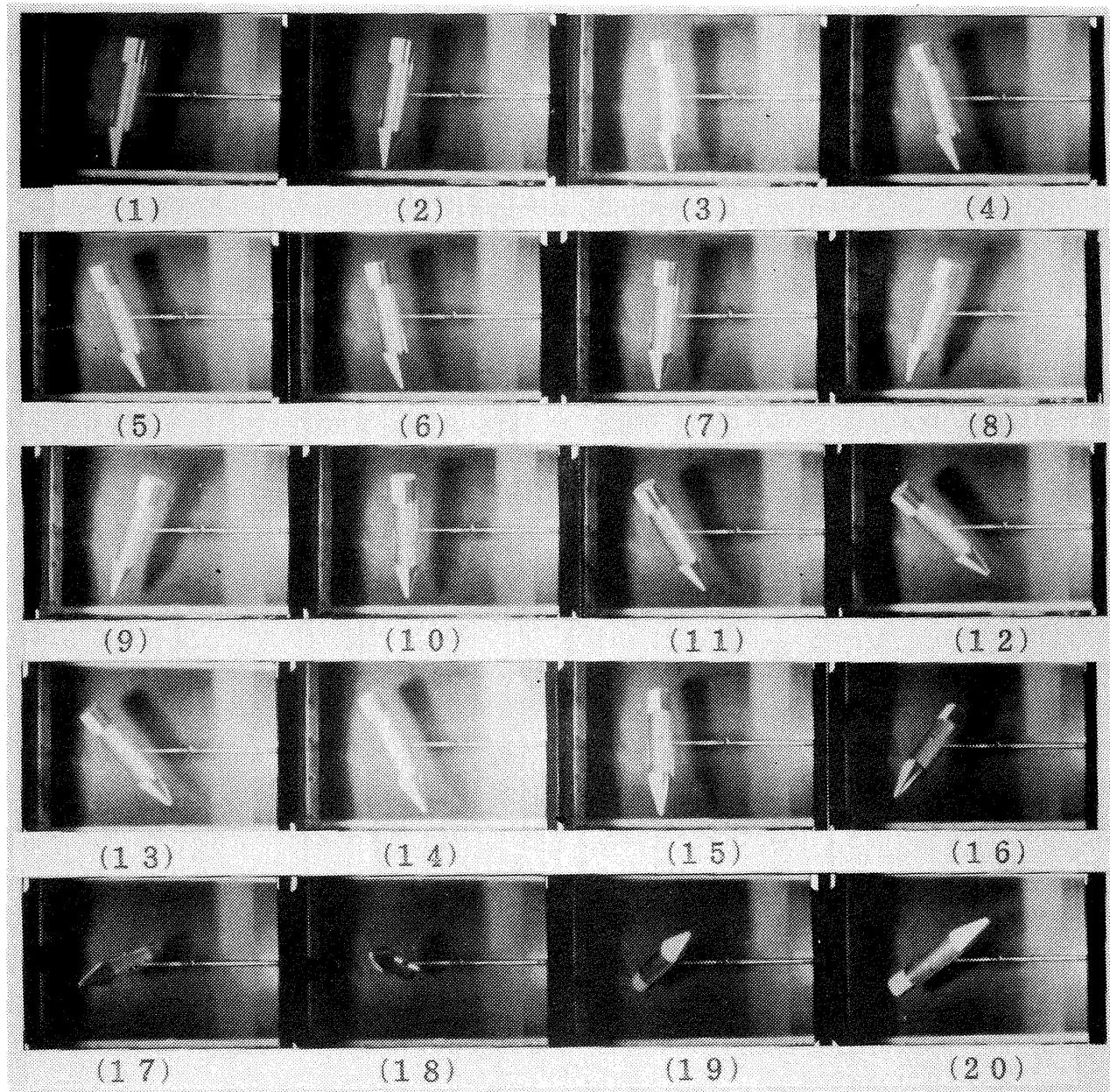


図 4 二自由度鈍頭円錐円柱模型の角運動  
ピッキングに続いてヨーイングが起きる。  
 $Re_\infty = 0.477 \times 10^5$ , C.G. = 57.7 %

ことは容易ではない。

そこで、次の実験として二つの角運動のうちコーニングだけを取り出して調べることにする。

#### 4.2 大迎角コーニング運動の実験

ここで大迎角細長物体のコーニング運動の原因となる横力についてふれる。細長物体が大迎角を取る場合、物体には揚力や抗力が作用するだけでなく物体側面から背面側に生じる非対称な縦渦により横力が作用する<sup>12, 13, 14)</sup>。物体の重心と横力の作用点が一致しない場合には物体を横方向に回転させるようなモーメントが作用する。静的な風洞実験によると、たとえ模型が軸対称で精度よく作られていても模型先端付近の目に見えない程度の形状の非対称性によって横力の大きさが変わる<sup>14)</sup>。また、迎角一定で軸対称物体のロール角（図2の $\phi$ を参照）を変えて横力を測定するとその大きさは負の領域から正の領域まで大きく変化するが、360°回転して元のロール角に戻ると横力の大きさもまた元の値に戻る<sup>14)</sup>。したがって大迎角の飛行体に作用する横力を推定することは通常は難しく、実用的には実験で測定された係数の最大値を使って空気力を推定することが推奨されている<sup>2)</sup>。

このような予測の困難な横力が作用する場合どのような角速度で細長物体がコーニング（迎角を固定した細長物体が流れに平行な軸の回りに回転する角運動）するのか、またコーニングするとすれば安定な回転が存在するのか推定しにくい問題である。そこで、今回の研究では細長物体として円錐円柱模型と円柱模型を選び大迎角でのコーニングを調べることにした。

コーニングの実験方法としては、天秤を内蔵したロータリバランスと呼ばれる装置に模型を一定迎角で取り付けモーターでこれを強制的にある角速度で回転（コーニング）させ模型に作用する空気力を測定する方法がある<sup>11)</sup>。しかし、ここでは空気力による定常回転の角速度を測定することが目的であるので、単純な装置を用いて自由回転法による実験を行った。ピッキング運動ができないように二自由度模型の迎角 $\alpha$ を、止め金を使って5°おきに固定し、主流に平行なスティンギング軸回り

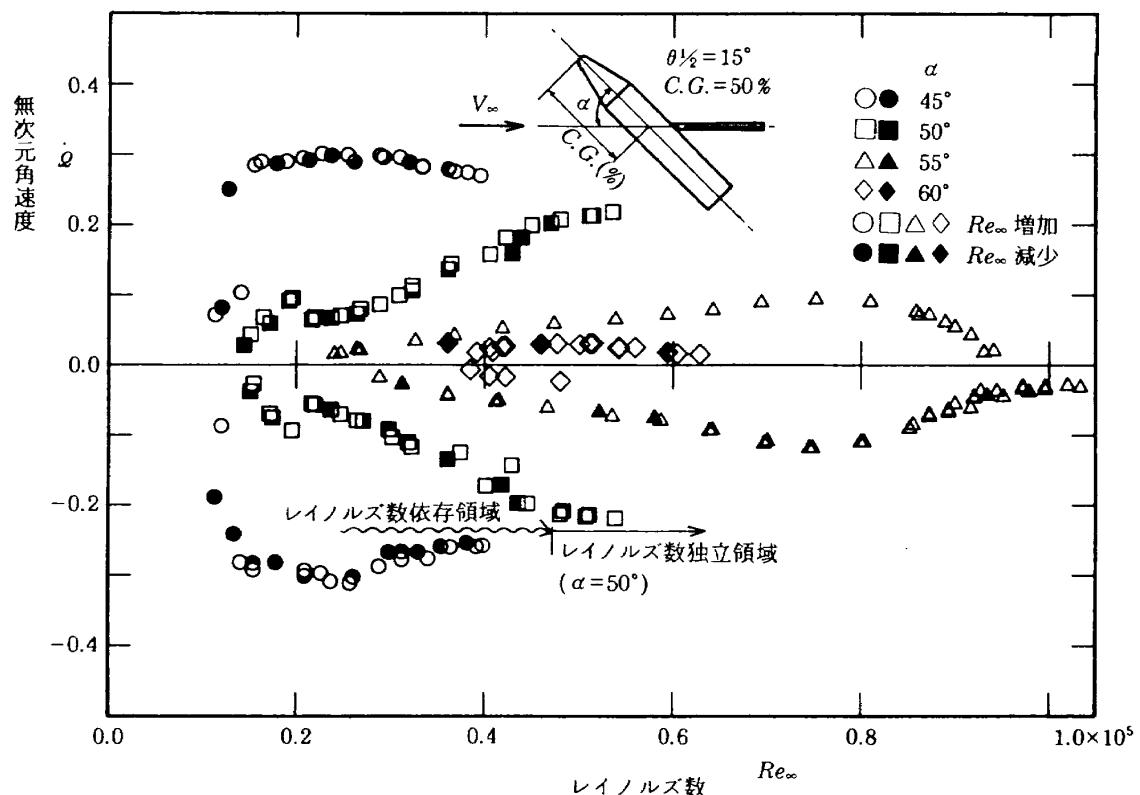
に空気力で模型が自励的コーニング（回転）をする様子を調べた。遠心力による機械の損傷を防ぐため、定常回転数は5 Hz以下に制限した。重心が中心付近にある細長物体が自由飛行（自由落下）中にこのような高速回転を始めると、遠心力によって物体は迎角が90°に接近する頭上げの運動をするから、今回の実験では迎角を $45^\circ \leq \alpha < 90^\circ$ の範囲に選んだ。

##### 4.2.1 模型の円錐型頭部が上流側を向く場合

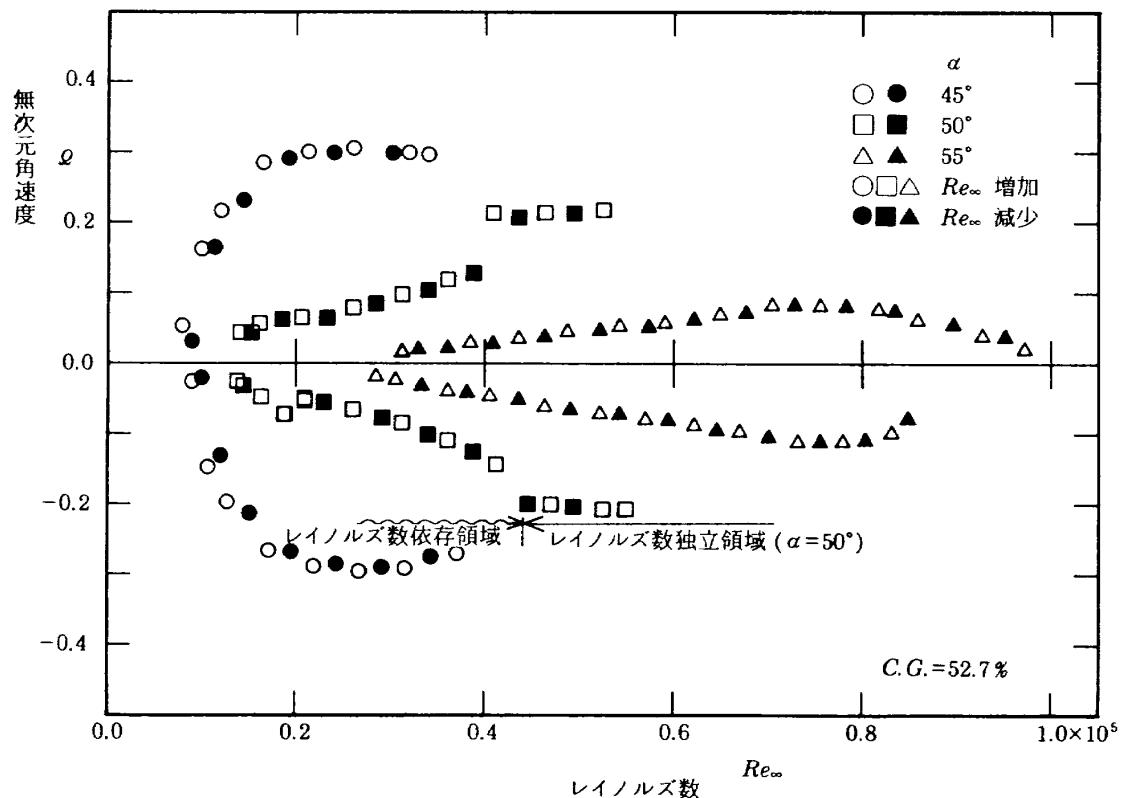
$(45^\circ \leq \alpha < 90^\circ$ , ノーズ・ファースト)

標準模型を用いて迎角を $45^\circ \leq \alpha < 90^\circ$ の間に固定し、自励的コーニング運動の実験を行った。主流速度を増していくと模型がどちらか一方に回転し始める。あるいは主流風速が一定になったとき模型を静かに放す場合も回転を始める。これらの場合何度繰り返しても模型は同じ向きに回転する。静止時に模型にモーメントが作用している方向に回転し始めるものと思われる。その後模型は、空気力による駆動モーメント $n_f$ と抗力モーメント $n_d$ とが釣り合う速度に達するまで加速されてほぼ一定の回転数に達する。それでは模型は最初に回り始めた方向にしか回転しないのかとの疑問がわく。模型は静止状態から特定の方向に回転を始める傾向があるにもかかわらず、模型を任意の方向に軽く回すと、模型は回された方向に回転を始める。これは予想外のことである。このことは、自然に回転し始める場合でも強制的にその方向に最初に回転させる場合でも一度模型のコーニングが始まるとその方向のコーニングを持続させるような物体回りの流れ場が成立することを示している。

図5(a)～(f)に、標準模型を用いた場合の、主流レイノルズ数 $Re_\infty$ に対する定常無次元角速度 $\vartheta$ （以下混乱のない限り無次元角速度あるいは角速度という）の変化を、迎角 $\alpha$ をパラメータとして示す。それぞれの図は重心位置が異なり、模型全長の50～62.7%まで変化している。回転の方向は、模型の下流側から上流側を見て時計回り方向を正、反時計回り方向を負とする。白印はレイノルズ数（風速）を増加させた場合、黒印はレイノルズ数を減少させて測定した場合を示す。レイノルズ数に対するヒステレシスはレイノルズ数の小

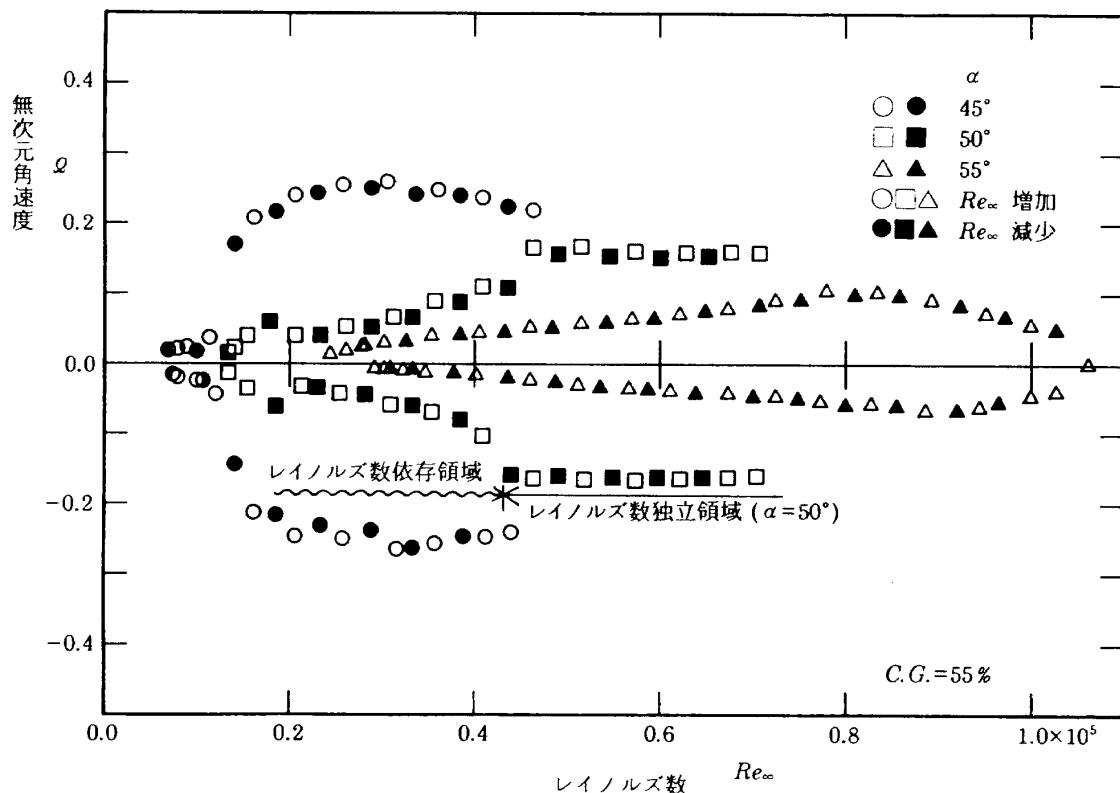


(a) C.G. = 50 %

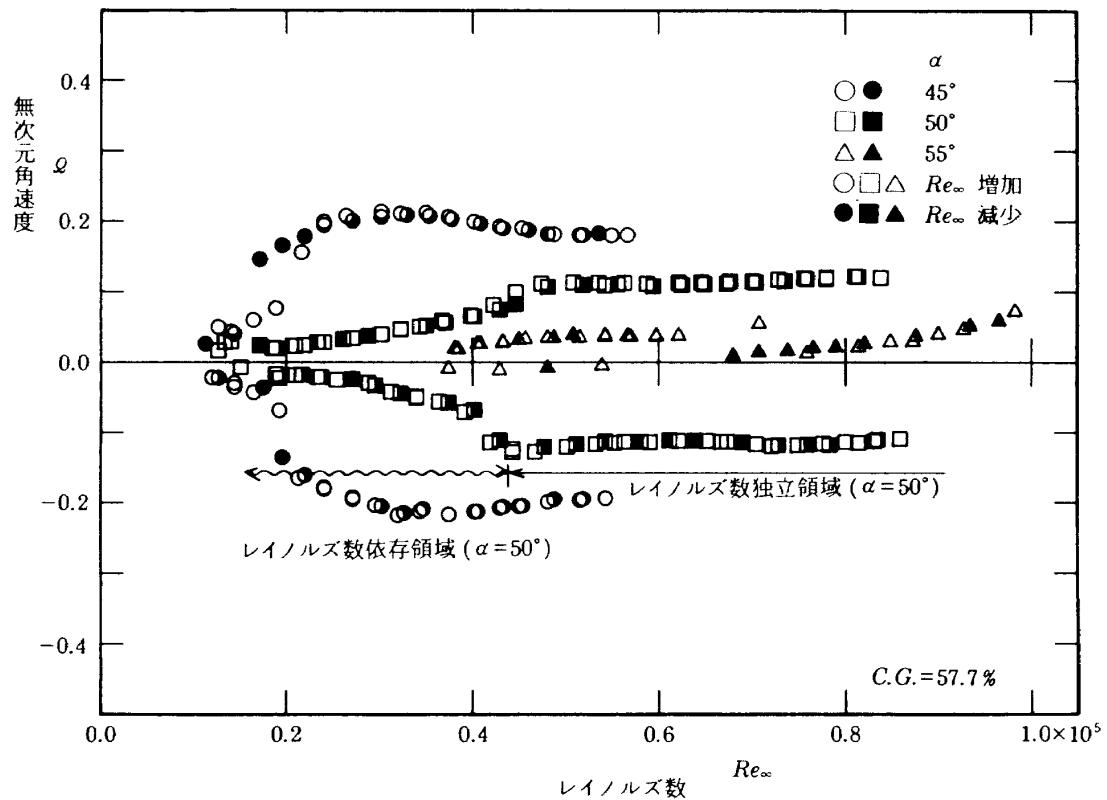


(b) C.G. = 52.7 %

図 5 レイノルズ数  $Re_\infty$  と無次元角速度  $\varphi$  の関係鈍頭円錐円柱模型（標準模型、図 1(a)),  $\theta_{1/2} = 15^\circ$ ,  $l = 275$  mm.

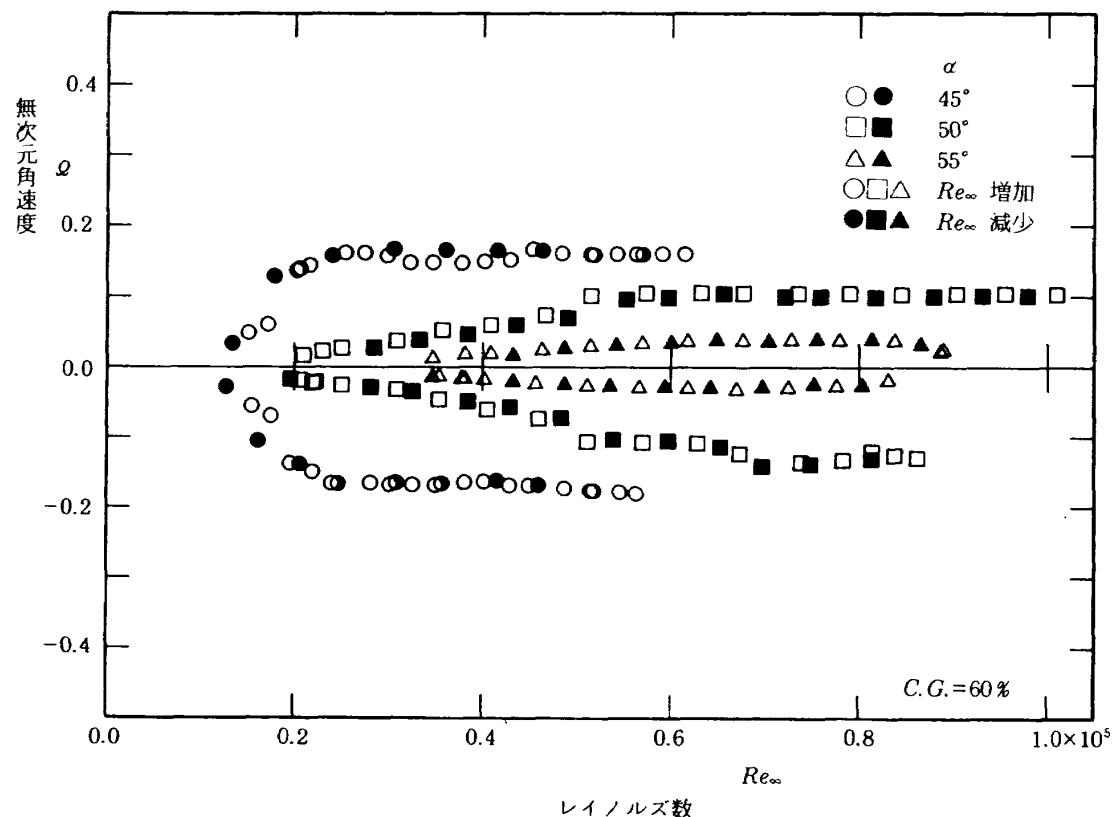


(c) C.G. = 55 %

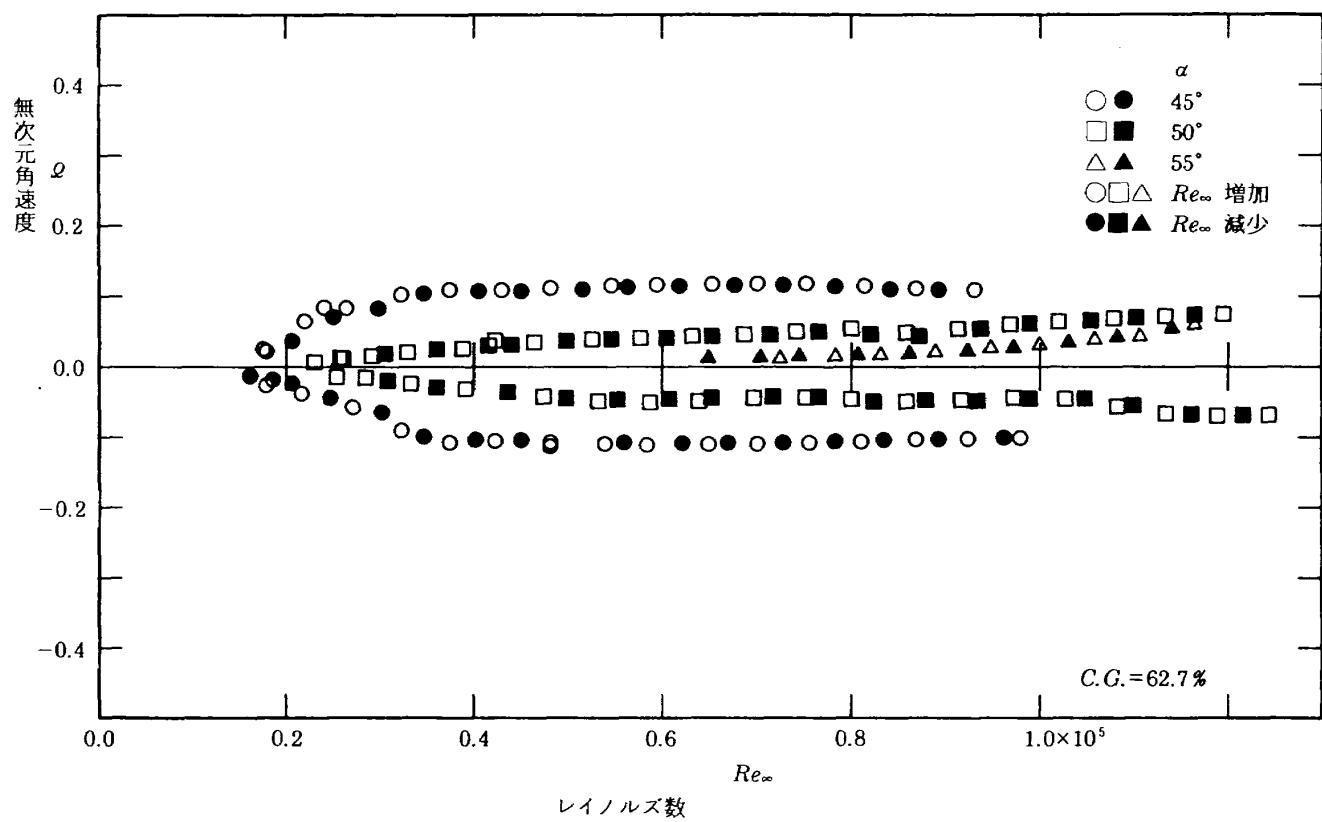


(d) C.G. = 57.7 %

図 5 続き



(e) C.G. = 60%



(f) C.G. = 62.7%

図 5 続き

さい領域を除いてほとんど見られない。

模型は静止の状態からは特定の方向に回転する傾向があるにもかかわらず、同一のレイノルズ数  $Re_\infty$  にたいする正と負の回転方向の無次元角速度  $\varphi$  はほぼ対称の（大きさが等しい）値を示している。

代表例として重心位置  $C.G.=50\%$  の場合（図 5(a)）について説明する。 $\alpha=45^\circ$  では  $Re_\infty < 0.1 \times 10^5$  で模型は回転し始め、レイノルズ数の増加とともにすぐに無次元角速度は  $\varphi \approx 0.3$  に達しほぼ一定となる。この場合、実験では回転数を 5Hz 以下に制限しているので実験データは  $Re_\infty < 0.4 \times 10^5$  に限られている。このようにレイノルズ数にたいして無次元角速度が立ち上がりを除いてほぼ一定であることから、 $\alpha=45^\circ$  で模型が回転しているとき、レイノルズ数が増加しても模型背面の流れ場はほぼ同様のパターンであると推定できる。 $\alpha=50^\circ$  では正負方向の無次元角速度  $\varphi$  はほぼ対称であるが、 $Re_\infty = 0.2 \times 10^4$  付近で一度減少し、 $Re_\infty = 0.4 \times 10^5$  までは、レイノルズ数の増加とともに再び増加する。この範囲ではレイノルズ数の影響を受けて模型背面の流れ場がかなり変化していることを表す。 $Re_\infty \geq 0.45 \times 10^4$  では  $\varphi$  はほぼ一定値を示す。 $\alpha=55^\circ$  では無次元角速度はレイノルズ数の増加とともに増え、ある点で極大値を取り再び減少する傾向を示す。レイノルズ数がさらに大きくなると、無次元角速度は減少し特定方向の回転しかしなくなる。 $\alpha=60^\circ$  になると、一方向にしか回転しなくなる傾向を示す。 $\alpha=65^\circ$  を越えると、レイノルズ数を増しても模型は回転しない。迎角  $\alpha=45^\circ, 50^\circ, 55^\circ$  では、レイノルズ数  $Re_\infty$  を変化させた時、正回転（時計回り）と負回転（反時計回り）とでは無次元角速度  $\varphi$  はほぼ同じ大きさになる。この事は、回転中の駆動モーメントは、模型が一度回転し始めるとどちらの方向にもほぼ等しく働いていることを意味する。また、同図において、レイノルズ数  $Re_\infty$  一定の点に着目すると、迎角  $\alpha \geq 45^\circ$  では、迎角  $\alpha$  の増加とともに無次元角速度  $\varphi$  は減少することを示している。

図 5(a) では明らかではないが、重心位置が後退した場合の図 5(b) 以下を見ると、 $\alpha=45^\circ, 50^\circ$

では無次元角速度  $\varphi$  がレイノルズ数に依存する領域（レイノルズ数依存領域）とレイノルズ数がある値を越えると無次元角速度が概ね一定となる領域（レイノルズ数独立領域）がある。 $\alpha=50^\circ$  ではこの境界がかなり明瞭である。

### 1) 重心位置の影響

模型の重心位置が変化すれば、重心から横力の作用点までの距離も変化するため、同じレイノルズ数でも重心位置により定常無次元角速度も変化すると予想される。標準模型の重心位置を  $C.G.=50\% \sim 62.7\%$  の範囲で約 2.5% おきに変えて重心位置の影響を調べた。すでに示した図 5(a)～(f) は、重心位置を変えた場合のレイノルズ数  $Re_\infty$  に対する角速度  $\varphi$  の測定結果である。重心位置が模型後部に移動するにしたがい、無次元角速度は減少する傾向がある。

次に、図 5(a)～(f) の  $\alpha=45^\circ$  での変化に着目する。図 6 は、迎角  $\alpha=45^\circ$  での、レイノルズ数  $Re_\infty$  をパラメータとした、重心位置  $C.G.$  と無次元角速度  $\varphi$  の関係を示す。重心位置が物体後部に移動するにしたがい無次元角速度は減少し、重心位置  $C.G.=64\% \sim 68\%$  の付近で無次元角速度は  $\varphi=0$  に近づく。この付近で模型を支持すると角速度が極小になることが予想される。図 6 ( $\alpha=45^\circ$ ) では、 $Re_\infty = 0.206 \times 10^5$  での  $\varphi$  の値を除けば、レイノルズ数の影響は小さいことがわかる。

### 2) 円錐部分の細長比の影響

円錐円柱模型のコーニングに対して模型の円錐型頭部の細長比（半頂角  $\theta_{1/2}$  に依存する）が無次元角速度  $\varphi$  にどのように影響するかを調べるために、標準模型の  $\theta_{1/2}=15^\circ$  の鈍頭円錐形の頭部を  $\theta_{1/2}=10^\circ$  と  $20^\circ$  のものに取り替えて（図 1(b), (c)）測定した。

細長比  $f$  (=円錐頭部長さ / 最大直径) は、 $\theta_{1/2}=10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$  に対しそれぞれ  $f=2.26, 1.52, 1.14$  である。これらのどの模型も肩から底面までの長さは 199 mm としているから、全長は標準模型の  $l=275$  mm に対して  $\theta_{1/2}=10^\circ$  では  $l=313.2$  mm、 $\theta_{1/2}=20^\circ$  では  $l=257.1$  mm となる。このように長さが異なるので、これらの模型の空力特性の厳密な比較は困難である。

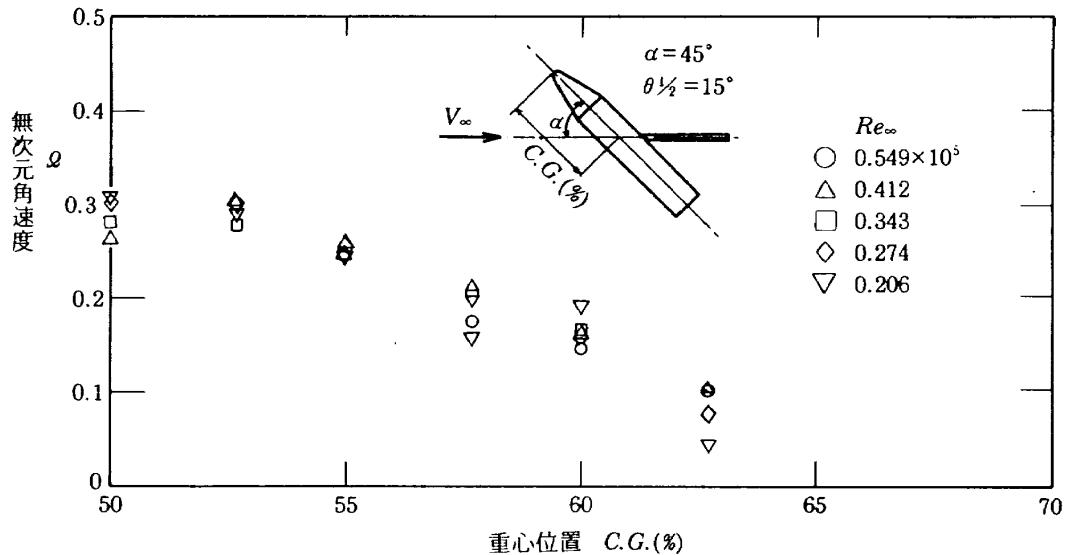
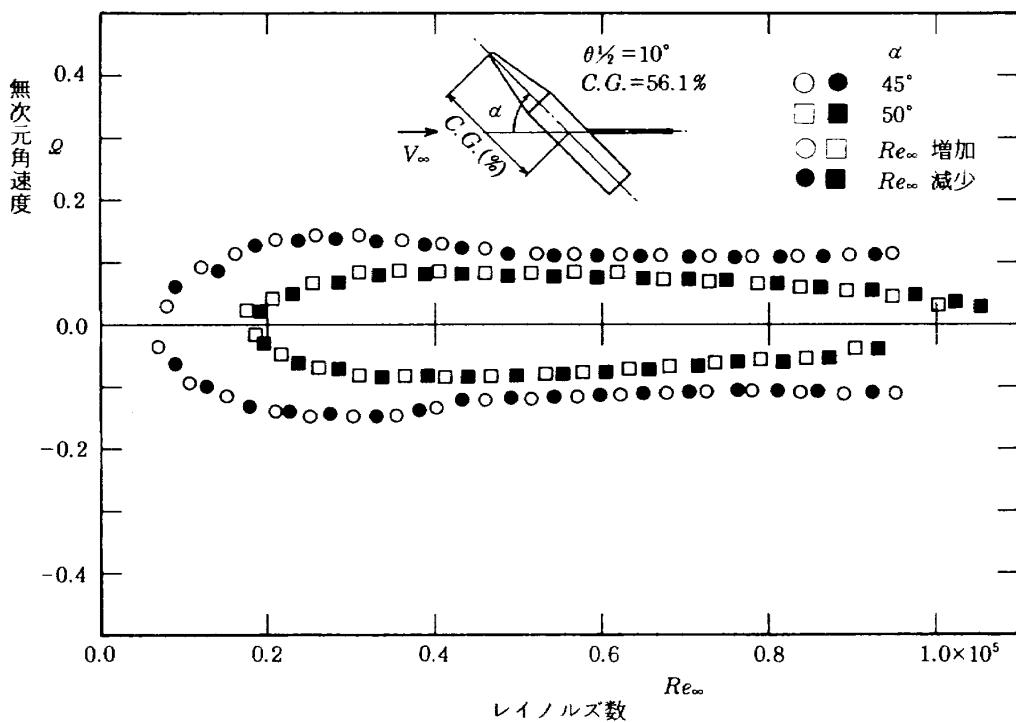


図 6 重心位置  $C.G.$  と無次元角速度  $\varrho$  の関係  
鈍頭円錐円柱模型（標準模型）， $\alpha=45^\circ$

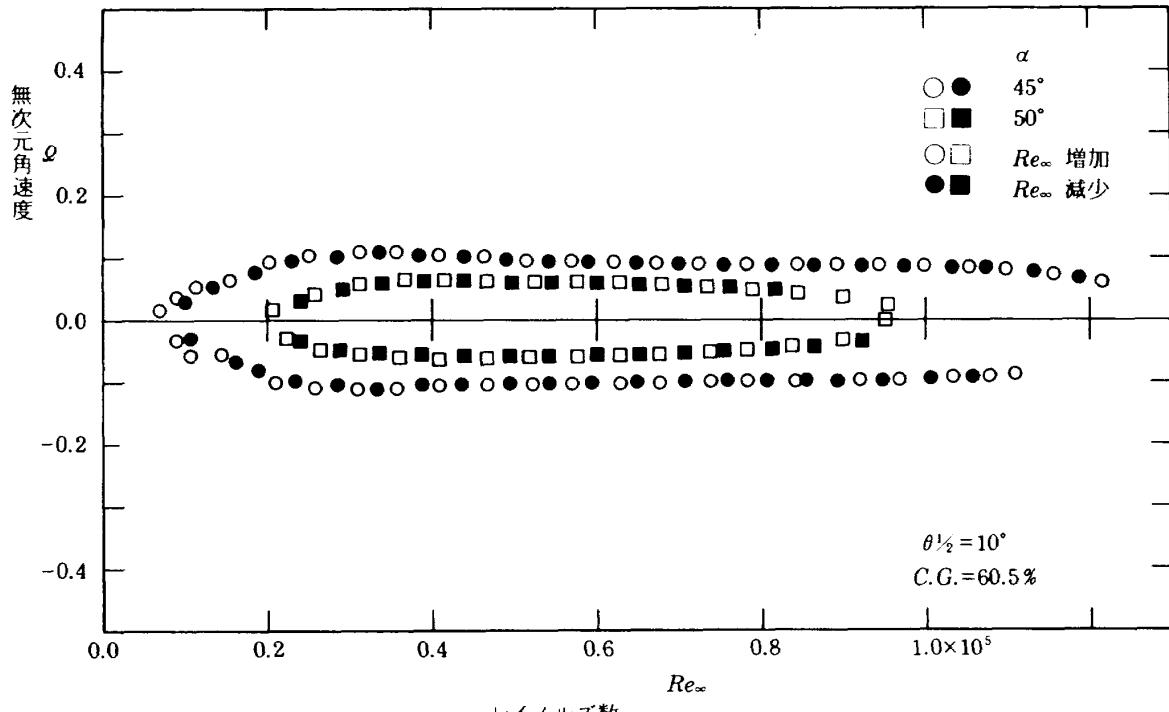


(a)  $C.G.=56.1\%$

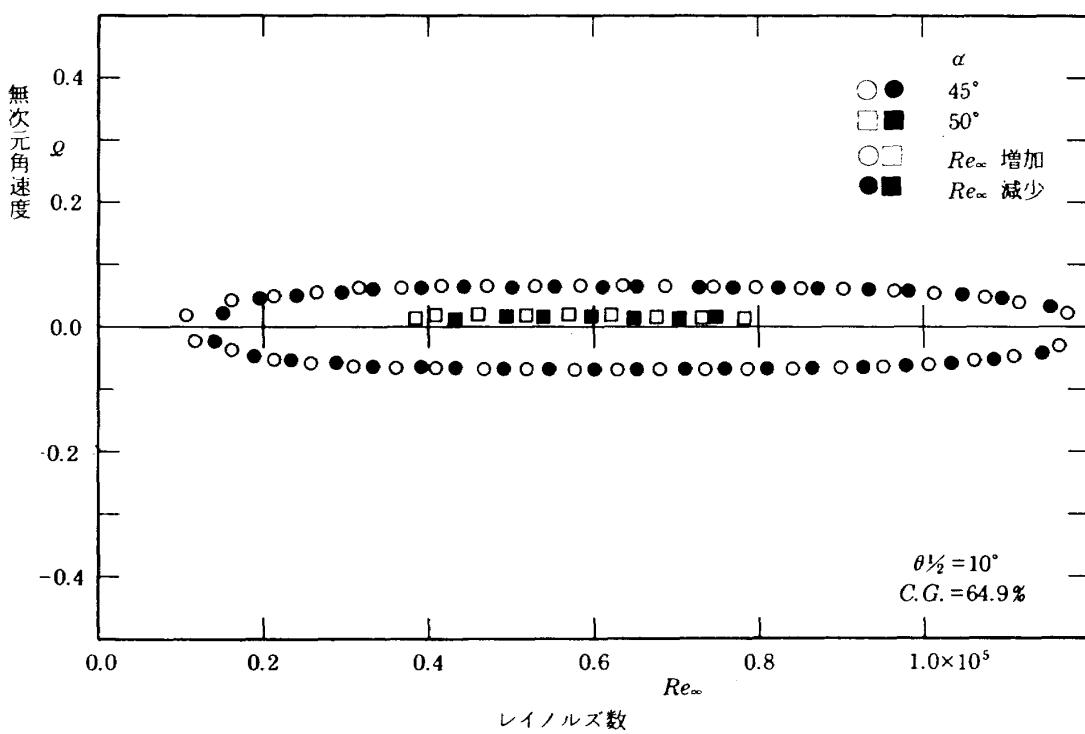
図 7 レイノルズ数  $Re_\infty$  と無次元角速度  $\varrho$  の関係，  
鈍頭円錐円柱模型（図 1(b)）， $\theta_{1/2}=10^\circ$ ,  $l=313.2\text{ mm}$ .

図 7 に、 $\theta_{1/2}=10^\circ$  の鈍頭円錐円柱模型（図 1(b)）のレイノルズ数  $Re_\infty$  に対する無次元角速度  $\varrho$  の関係を示す。図 7(a) は重心位置  $C.G.=56.1\%$ 、図 7(b) は  $C.G.=60.5\%$ 、図 7(c) は  $C.G.=64.9\%$  の場合で、それぞれの円柱部分の支持位置は標準模型

の重心位置  $C.G.=50\%$ ,  $55\%$ ,  $60\%$  の場合に相当する。図から  $\theta_{1/2}=10^\circ$  の場合、 $\alpha=55^\circ$  以上ではコーニングをしない。標準模型の図 5 と比較すると鈍頭円錐の細長比  $f$  が大きくなると無次元角速度  $\varrho$  は小さくなる。また標準模型と同様に重心位置が



(b) C.G. = 60.5%



(c) C.G. = 64.9%

図 7 続き

後方に移動すると無次元角速度は小さくなる。

図 8 は、模型頭部の円錐形状が  $\theta_{1/2}=20^\circ$  の鈍頭円錐円柱模型(図 1(c))のレイノルズ数  $Re_\infty$  に対する無次元角速度  $\varrho$  の関係を示す。図 8(a) は  $C.G.=46.5\%$ 、図 8(b) は  $C.G.=51.9\%$ 、図 8(c) は  $C.G.=60.1\%$  の場合で、それぞれの円柱部分の支持位置は標準模型の  $C.G.=50\%, 55\%, 60\%$  に相当する。重心から底面までの距離が同じである標準模型( $\theta_{1/2}=15^\circ$ )に比べると、 $\theta_{1/2}=20^\circ$  の場合は無次元角速度が大きい。これらの結果を見ると、円

$G.=60.1\%$  の場合で、それぞれの円柱部分の支持位置は標準模型の  $C.G.=50\%, 55\%, 60\%$  に相当する。重心から底面までの距離が同じである標準模型( $\theta_{1/2}=15^\circ$ )に比べると、 $\theta_{1/2}=20^\circ$  の場合は無次元角速度が大きい。これらの結果を見ると、円

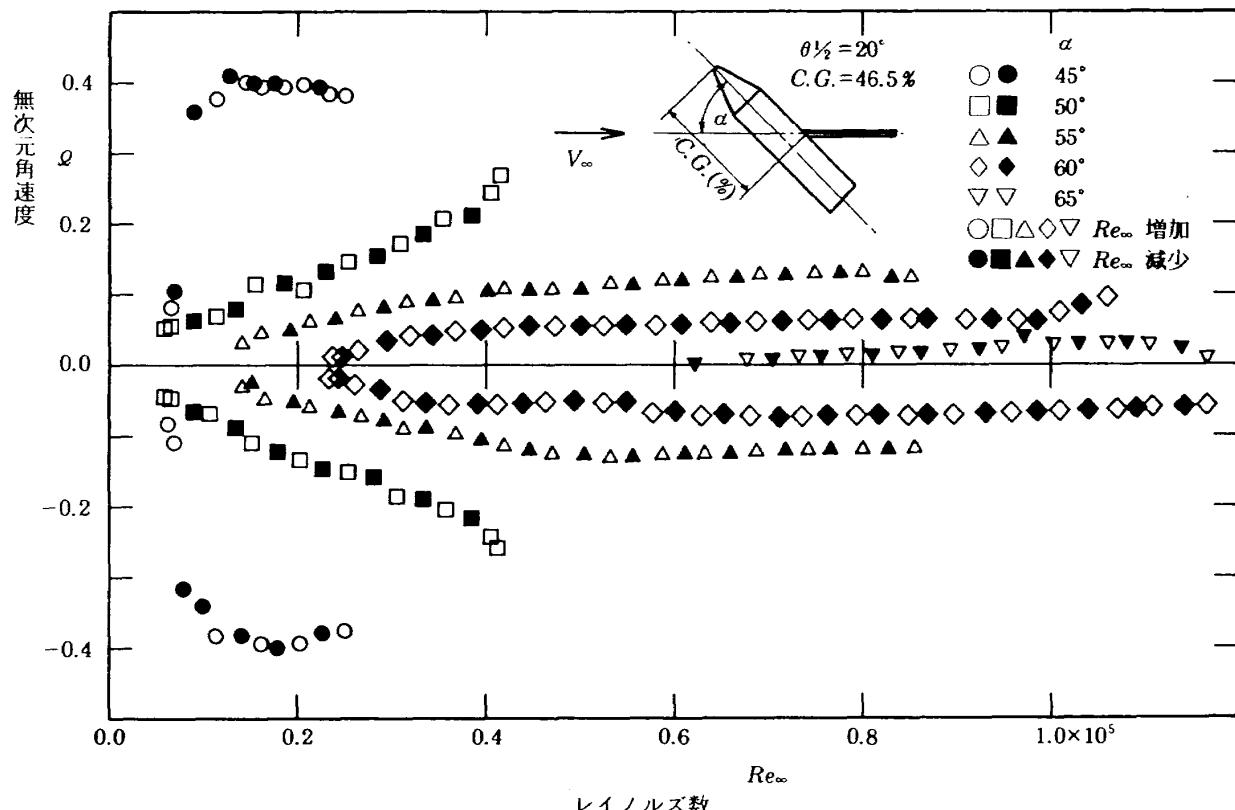
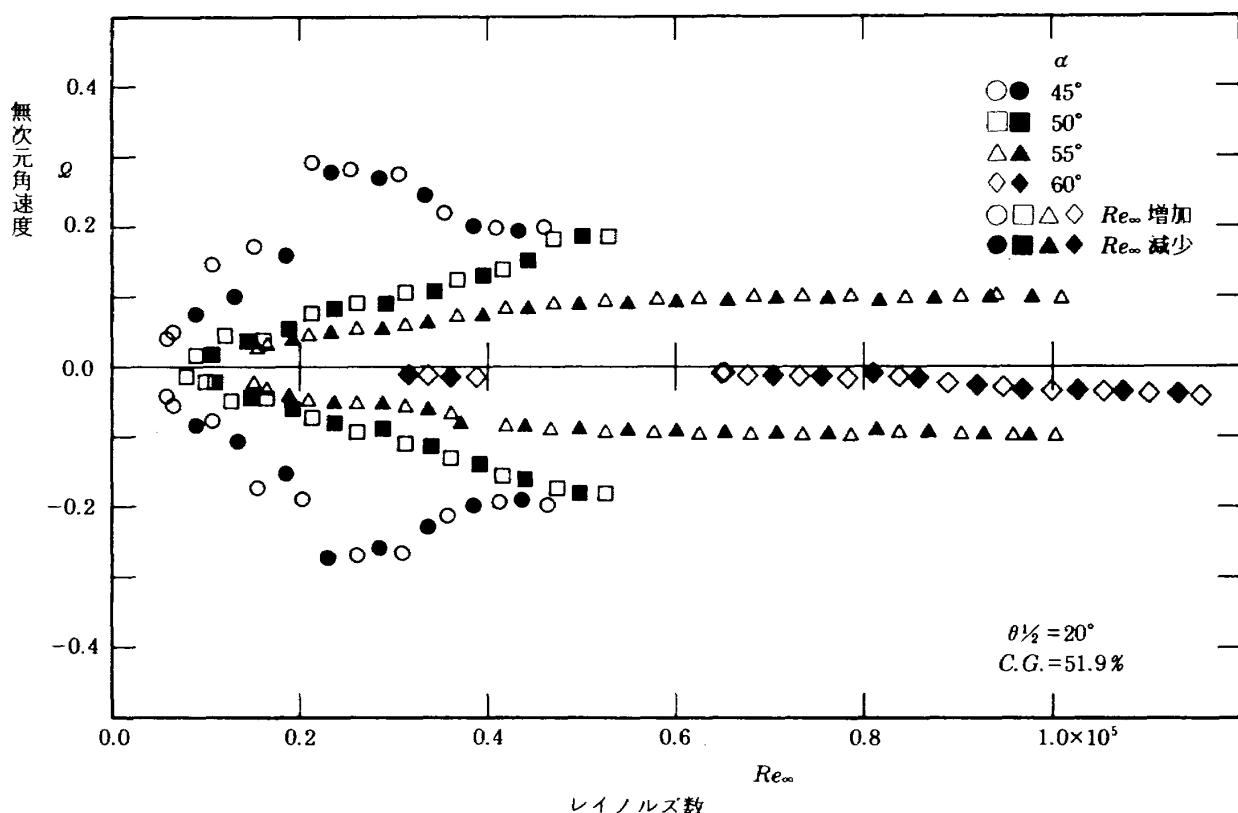
(a)  $C.G. = 46.5\%$ 

図8 レイノルズ数  $Re_\infty$  と無次元角速度  $\varrho$  の関係,  
鈍頭円錐円柱模型 (図1(c),  $\theta_{1/2} = 20^\circ$ ,  $l = 257.1$  mm)

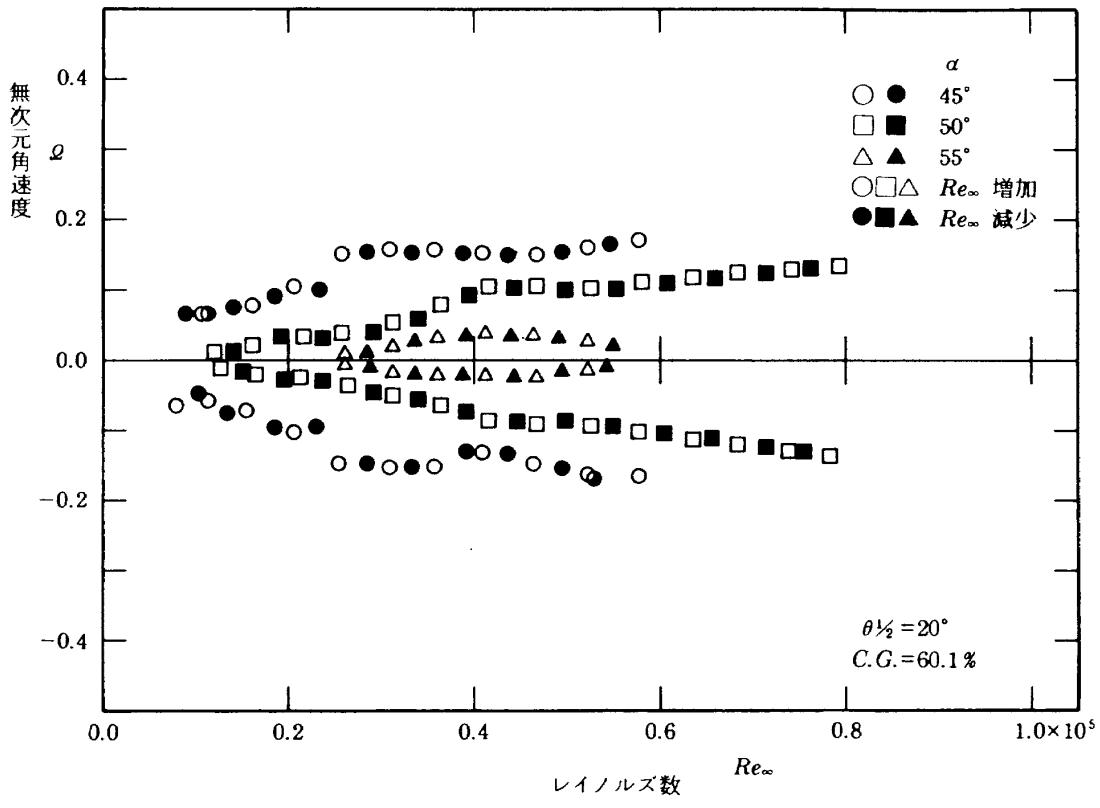
(c)  $C.G. = 60.1\%$ 

図 8 続き

錐頭部の細長比が大きくなると横力が減少するという Pick<sup>15)</sup>の結果と一致する。

$\theta_{1/2}=10^\circ, 20^\circ$  の鈍頭円錐円柱模型については、正回転(時計回り)と負回転(反時計回り)では無次元角速度の大きさはほぼ等しい。また、標準模型と同様に重心位置が前方にある場合の方が無次元角速度は大きくなっている。

### 3) 円錐部分の鈍さの影響

鈍頭円錐円柱物体が大迎角をとるとその先端形状が敏感に空気力に影響を与えることが知られている。円錐円柱模型の先端の鈍さの影響を調べるため、標準模型( $C.G.=55\%$ )の先端部の曲率半径6 mmの球面部分を軸に垂直に切断し、円錐の先端を平面にした円錐円柱模型(図1(e))を用いて実験を行った。重心位置は $C.G.=54.3\%$ となる。

図9に、平頭円錐円柱模型の、レイノルズ数 $Re_\infty$ に対する無次元角速度 $\varrho$ の関係を示す。標準模型(図5(c),  $C.G.=55\%$ )の場合と比べると、迎角 $\alpha=50^\circ$ の場合に無次元角速度 $\varrho$ が少し小さくなっている点を除けば、標準模型の場合と大差はない。

迎角 $\alpha=45^\circ$ と $50^\circ$ で無次元角速度 $\varrho$ の変化の小さい領域( $Re_\infty > 0.4 \times 10^5$ )がある。この程度の鈍さの変化は、回転モーメントに大きな影響を与えないことが分かる。しかし興味深いことは、円錐部分の先端が球面形状よりも平面で角のあるほうが無次元角速度 $\varrho$ の時間的変動は小さく安定している。先端付近の剥離線が安定するためと思われる。

次に、円錐部分の鋭さの影響を調べるために、 $C.G.=55\%$ に相当する標準模型の鈍頭円錐部を、同じ半頂角 $\theta_{1/2}=15^\circ$ で先の鋭い円錐部分と取り換えた(図1(d))。先端の球面半径は0.4 mmである。重心位置は $C.G.=57.7\%$ となる。頭部が鋭い円錐の場合、先端付近の目に見えないようなわずかな表面の粗さが横力に大きな影響を与えることがPick<sup>15)</sup>によってすでに指摘されている。頭部の影響を調べるために、頭部のロール角 $\psi$ (図2)を $90^\circ$ ずつ回転させレイノルズ数 $Re_\infty$ に対する無次元角速度 $\varrho$ を測定した。

図10に、鋭い円錐頭部を持つ円錐円柱模型の

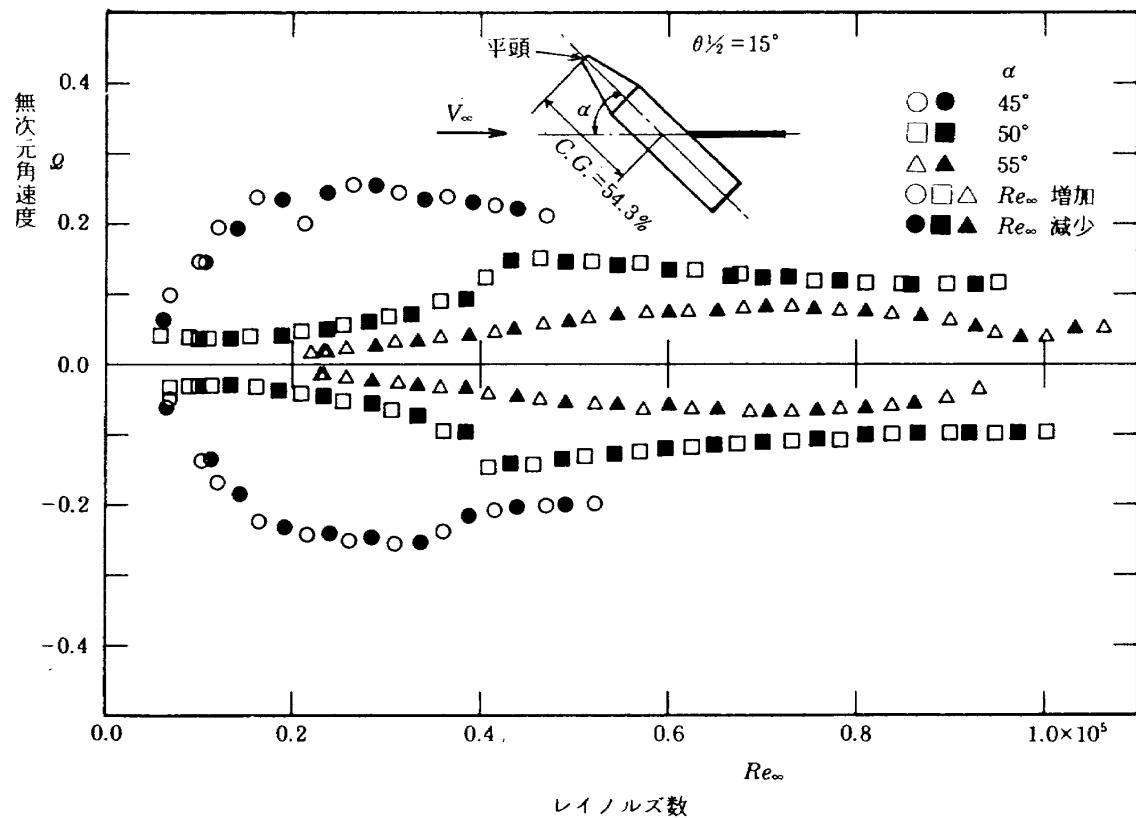


図9 レイノルズ数  $Re_{\infty}$  と無次元角速度  $\varrho$  の関係,  
平頭円錐円柱模型(図1(e)),  $C.G.=54.3\%$ ,  $l=270.6\text{ mm}$

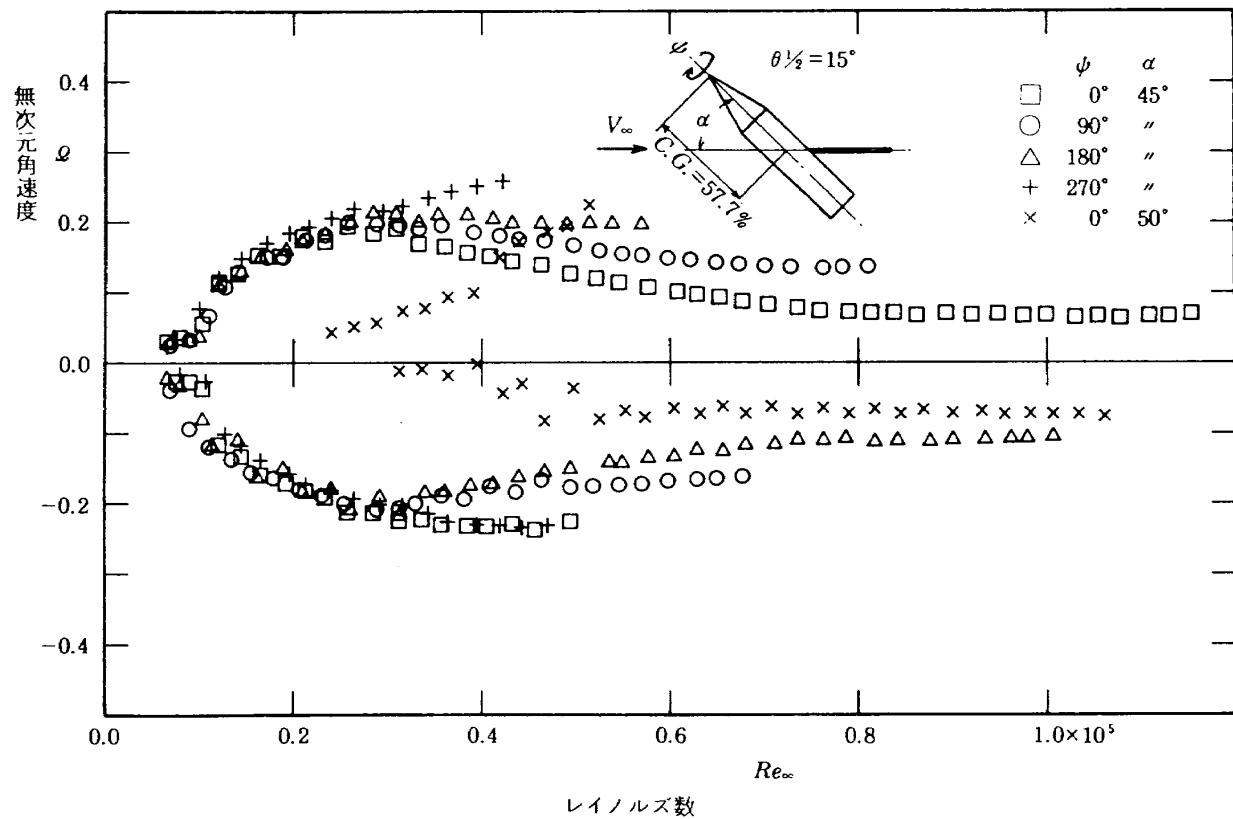


図10 レイノルズ数  $Re_{\infty}$  と無次元角速度  $\varrho$  の関係  
鋭頭円錐円柱模型(図1(d)),  $C.G.=57.7\%$ ,  $l=292.2\text{ mm}$

(図 1(d)), 円錐部のロール角をパラメータとして, 迎角  $\alpha=45^\circ, 50^\circ$  におけるレイノルズ数  $Re_\infty$  に対する無次元角速度  $\varphi$  の関係を示す。 $Re_\infty$  に対する  $\varphi$  の絶対値が正と負の回転方向によって著しく異なり, 対称性がなくなる。また円錐頭部のロール角  $\psi$  を変えると  $\varphi$  は異なる変化を示す。特に,  $Re_\infty > 0.3 \times 10^5$  で対称性がなくなる。他の鈍頭円錐円柱模型ではロール角を変えてもこのような大きな影響は現れなかった。この模型では, 同じ迎角でも先端部のロール角を変えると  $Re_\infty$  に対する  $\varphi$  の変化の様子が著しく変ることや, 正負の回転方向によって  $Re_\infty$  に対する  $\varphi$  の変化が非対称であることから, 無次元角速度  $\varphi$  は時間的な変動を伴い不安定であることも予想される。しかし実際には, この模型の無次元角速度  $\varphi$  の時間的変動は非常に小さい。10回転平均の無次元角速度の時間的変動は 0.3% 以下であり, 他のどの鈍頭部を持つ円錐円柱模型よりも安定していた。また, レイノルズ数の増加時と減少時における  $Re_\infty$  に対する  $\varphi$  の変化のヒステレシスはほとんど見られなかった。

$\alpha=50^\circ$  の時, 無次元角速度  $\varphi$  は, 他の鈍頭円錐円柱模型に比べて小さくなり, さらに, 非対称性が大きくなる。表面の流れの可視化のため先端付近にオイルを塗布すると, 無次元角速度  $\varphi$  は敏感に影響を受けて変動するため, その測定が困難であった。この事実は, 先端が鋭い円錐円柱の場合には, 先端付近の表面のわずかな不規則性が流れ場に大きな影響を与えることを裏付けている。

#### 4) 後部形状の影響

円錐円柱模型の後部形状が模型のコーニングに及ぼす影響を調べるために, 標準模型の胴体後部にも  $\theta_{1/2}=15^\circ$  の鈍頭円錐を取り付けた前後に対称な両頭円錐円柱 (bi-cone) 模型 (図 1(g)) を用いて実験を行った。模型の全長は 350 mm で, その中心で支持されている。模型の先端から重心までの形状は, 標準模型を C.G.=63.6% で支持した場合に相当する。

図 11 に, 両頭円錐円柱模型のレイノルズ数  $Re_\infty$  に対する無次元角速度  $\varphi$  の関係を示す。図 5(f) の C.G.=62.7% の標準模型と比較すると,  $Re_\infty$  に

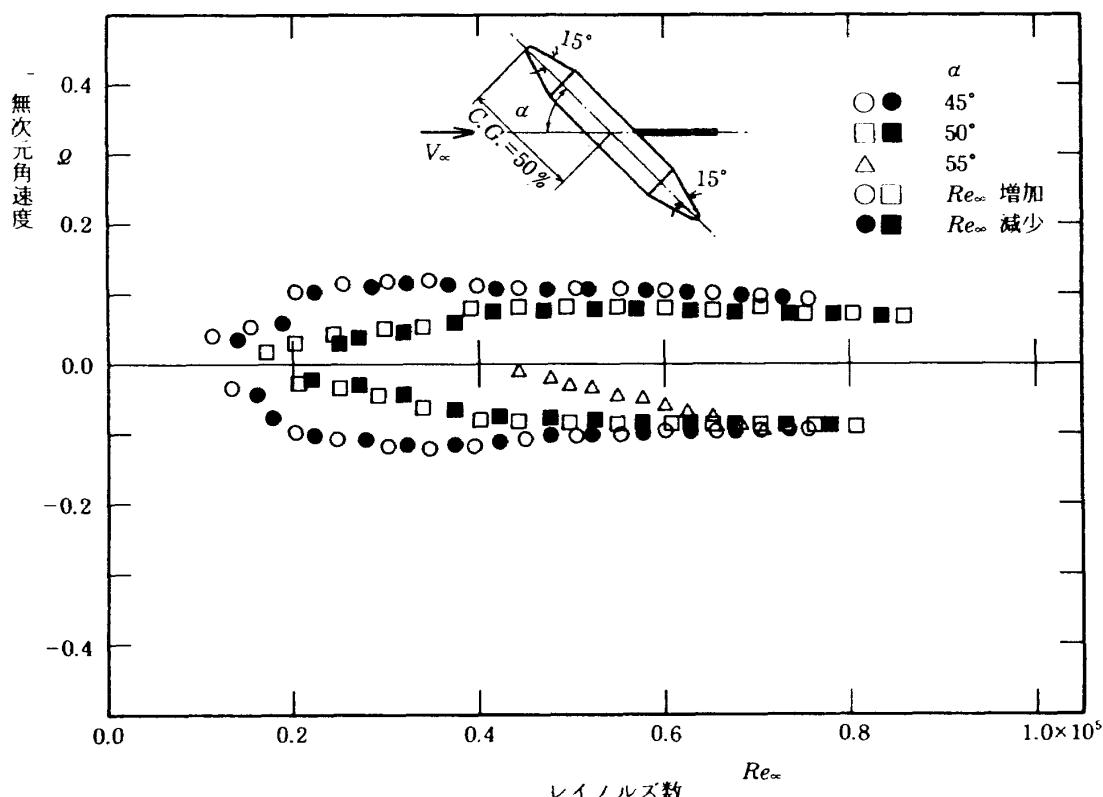


図 11 レイノルズ数  $Re_\infty$  と無次元角速度  $\varphi$  の関係  
両頭円錐円柱模型 (図 1(g)), C.G.=50%,  $l=350$  mm

対する  $\vartheta$  の値は  $\alpha = 45^\circ$  ではほぼ同じ大きさであるが、  $\alpha = 50^\circ$  ではかなり大きい。  $\alpha = 50^\circ$  までは正負の回転の対称性はよいが、  $\alpha = 55^\circ$  では一方向の回転しか行わない。この両頭円錐円柱模型では、横力による支持棒の振動が激しかったので、角速度の計測は回転数  $N \leq 3\text{ Hz}$  に制限した。このことから、模型後部が円柱のように切断されている場合に比べて、円錐形をしている場合の方が流れ場が時間的に不安定になり、滑らかな回転運動が妨げられることが分かった。

### 5) 円錐部の粗さの影響

Pick<sup>15)</sup>は、境界層が乱流に遷移すると渦の剥離位置が下流に移り横力は小さくなることを指摘している。模型頭部の粗さが無次元角速度に及ぼす影響を調べるために、標準模型 (C.G.=50%) の円錐部を #120 のサンドペーパーで覆い角速度の測定を行った。

図 12 に、レイノルズ数  $Re_\infty$  に対する無次元角速度  $\vartheta$  の変化を示す。先端部を覆わない場合 (図 5 (a)) と比較すると、 $\alpha = 45^\circ, 50^\circ$  では頭部の粗さの

ためコーニングが低いレイノルズ数で始まる。無次元角速度は 20~30% 大きくなる。しかし、 $\alpha = 55^\circ$  では、無次元角速度は小さく、 $Re_\infty < 0.74 \times 10^5$  では、 $\vartheta \leq 0.04$  である。しかも正方向のみの回転となって粗さがコーニングを抑制する効果は著しい。ところが、 $Re_\infty = 0.75 \times 10^5$  になると急激に正あるいは負方向の高速回転を始め  $\vartheta = 0.23$  にまで達する。 $\alpha = 60^\circ$  以上ではこのような高速回転は起こらず  $Re_\infty \leq 0.75 \times 10^5$  でも、非定常な回転運動を示すだけであった。なぜこのような高速回転が生じるのか明確な説明はできないが、境界層の遷移が促進されて、背面の渦の非対称性が急激に生じていることが想像される。

### 6) 静止から定常回転に至るまでの回転モーメント ( $45^\circ \leq \alpha < 90^\circ$ )

以上に示した結果はレイノルズ数に対する定常無次元角速度の変化であった。次に、模型が静止から定常回転に至るまでに模型に作用する回転モーメントを概観する。

任意の迎角 ( $\alpha < 90^\circ$ ) に固定したコーニング用

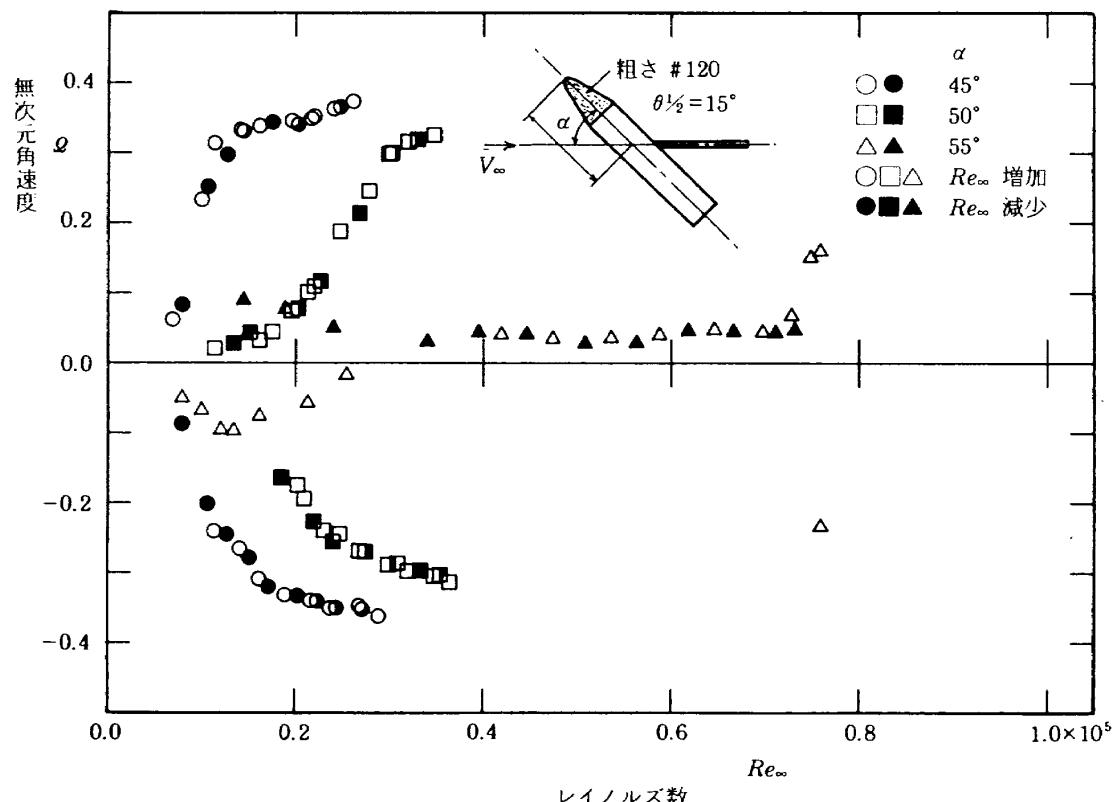


図 12 レイノルズ数  $Re_\infty$  と無次元角速度  $\vartheta$  の関係  
円錐に粗さがある鈍頭円錐円柱模型（標準模型）  
粗さ：#120のサンドペーパー， C.G.=50%，  $l=275\text{ mm}$

円錐円柱模型を目標の風速に達するまで回転しないように止めておく。主流速度が安定したとき、模型を任意の方向に軽く押すと、模型は回転を始め加速されてほぼ定常な回転に達する。

図13に、重心位置 C.G.=50% の標準模型が、迎角  $\alpha=46^\circ$  で、異なるレイノルズ数の主流に対して静止から定常回転運動に至るまでのペントレコーダの記録を示す。1つのパルスが1回転に相当する。レイノルズ数が増加するにしたがい、角速度は増加し、定常回転に至るまでの時間が短くなる様子が分かる。

この過程の過渡的な回転角度  $\phi(t)$  の時間的変化を時間  $t$  で微分することにより角速度  $\phi'(t)$  と回転モーメント  $I_c \phi''(t)$  が求まる。時間微分の精度をよくするため、回転角  $\phi$  のパルスデータを時間に対して二次式で補間し、等時間間隔における回転角を求めた。また角度変化の現象に似た既知の関数を微分して誤差の小さくなるような差分間隔を選び、角度変化  $\phi(t)$  の数値微分を行った。

$Re_\infty = 0.154 \times 10^5$ ,  $\alpha = 45^\circ$ , C.G.=50% の標準模型の回転角  $\phi$ , 角速度  $\phi'$ , 角加速度  $\phi''$  の時間的变化

をそれぞれ図14(a), (b), (c)に示す。図14(a)の角度変化では、模型は時間とともに一様に定常回転に移るよう見えるが、図14(c)を見ると、角加速度  $\phi''$  は、増減を繰り返しながら  $\phi''=0$  に近づいている。

運動の特性を調べるために、 $\phi'$ ,  $\phi''$  (または回転モーメント係数  $C_{nc}$ ,  $n_c = I_c \phi''$ ) の関係を時間  $t$  をパラメータとして相平面  $(\phi', \phi'')$  に描き図15に示す。ペアリングの摩擦力によるモーメントを無視し、回転モーメントを  $n_c$ , 慣性能率を  $I_c$  とすると、 $I_c \phi'' = n_c$  となる。これを無次元化し、回転モーメント係数  $C_{nc}$  であらわす。したがって図15は、コーニングにおいて静止から定常回転に加速されていく過程の角速度  $\phi'$  と回転モーメント  $C_{nc}$  の関係を与える。 $(\alpha=45^\circ, C.G.=50\%,$  標準模型, 慣性能率  $I_c = 1.593 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ )。単純に、静止時に一定の駆動モーメント  $n_{c0}$  が作用し角速度  $\phi'$  に比例する抑制モーメント  $-c \phi'$  が作用すると考えると、回転モーメント係数  $C_{nc}$  は、相平面  $(\phi', C_{nc})$  上では  $\phi'=0$  で一定の値  $C_{n0}$  から一様に減少し  $C_{nc}=0$  に近づくものと予想される。図には点線で示

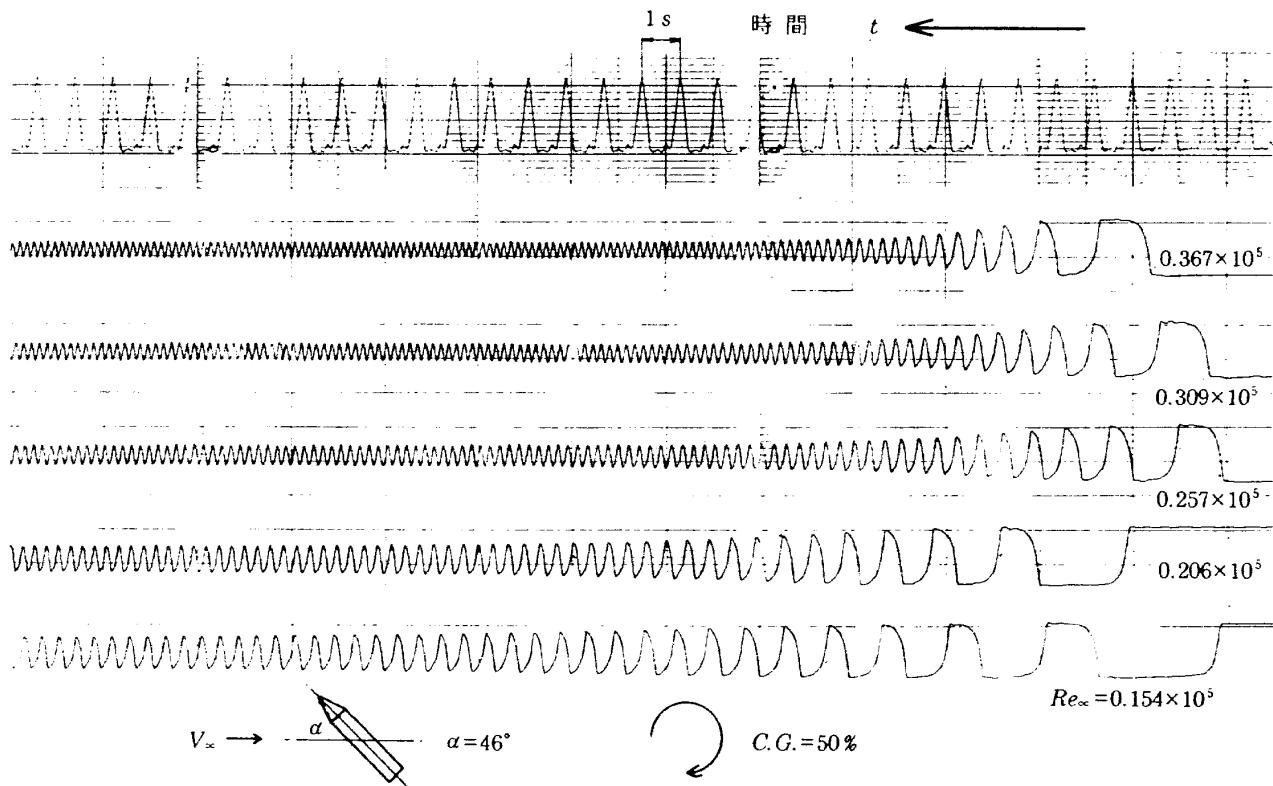
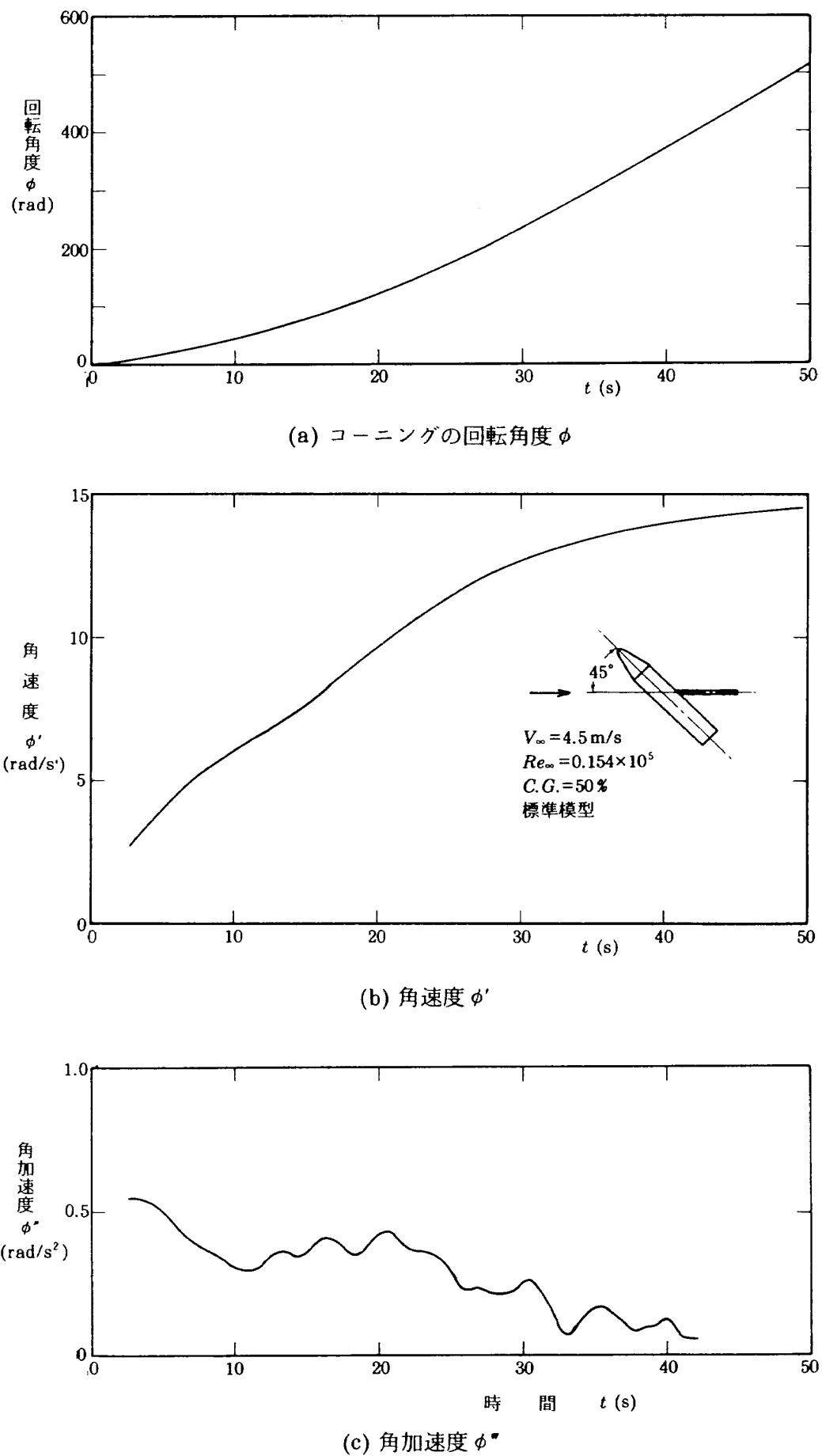


図13 コーニング運動の時間的変化

鈍頭円錐円柱模型（標準模型）1パルスが1回転に相当する。



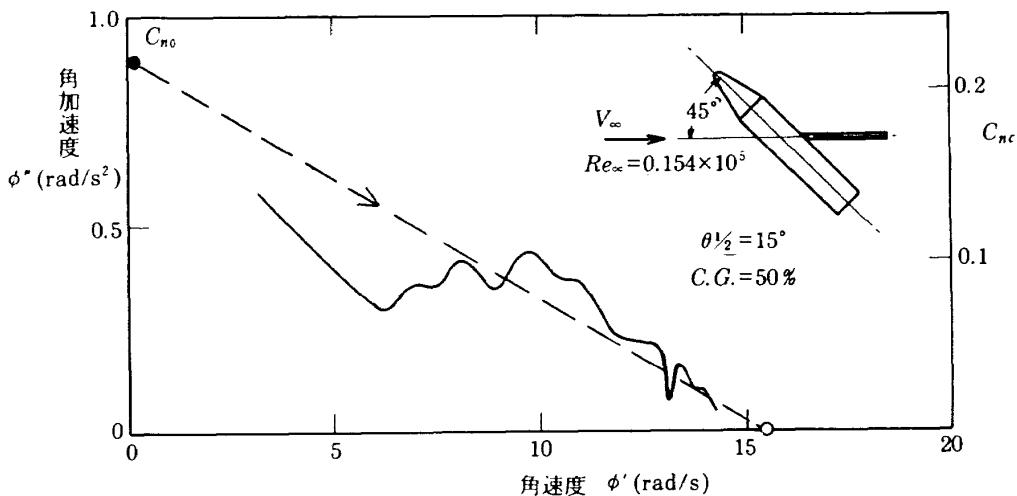


図 15 角速度と角加速度(回転モーメント)の関係  
鈍頭円錐円柱模型(標準模型),  $Re_{\infty}=0.155 \times 10^5$ ,  $I_c=1.6 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$   
○: カウンタ測定による角速度

す。ところが、同図では角速度の変化に伴い回転モーメント係数  $C_{nc}$  は一度は減少するが、ある角速度で増加に変わり、その後次第に減少し最後に  $C_{nc}=0$  となる。ここでは角速度  $\phi'$  は変動を伴ながら、時間平均的にほぼ一定の定常回転を行う。したがって、静止から定常回転へのコーニングの過程では、空気力によるモーメント係数の変化は図に点線で描いたように単純では無いことを表している。図中の○は、ほぼ定常な回転での角速度をカウンタで計測した値である。角度変化の時間微分で求めた  $\phi''=0$  の点とほぼ一致している。この  $(\phi', \phi'')$  の図は、Marcolm と Clarkson<sup>12)</sup> の論文中の図 15(a), 15(b) の  $C_Y$  と  $\varphi$  の関係とよく似ているのが興味深い ( $M=0.1$ ,  $Re_{\infty}=1.5 \times 10^5$ ,  $2.5 \times 10^5$ )。回転中のモーメント係数  $C_{nc}$  が角速度  $\phi'$  に対して一様に減衰しないことは、細長物体のコーニングやフラットスピンドルの大きな変位の角運動を静止時の横力によるモーメント  $n_{c0}$  と抗力によるモーメント  $n_d$  から求めることが正しい推定値を与えるとは限らず、動的な測定が不可欠であることを示唆している。

同じ標準模型を用い、 $Re_{\infty}=0.258 \times 10^5$  での  $\phi$ ,  $\phi'$ ,  $\phi''$  の時間的変化をそれぞれ図 16(a), (b), (c) に示す。次に、時間  $t$  をパラメータとした相平面  $(\phi', \phi'')$  上の変化を図 17 に示す。このレイノルズ数では、角速度  $\phi'$  に対する  $\phi''$  の極大値は見られない。

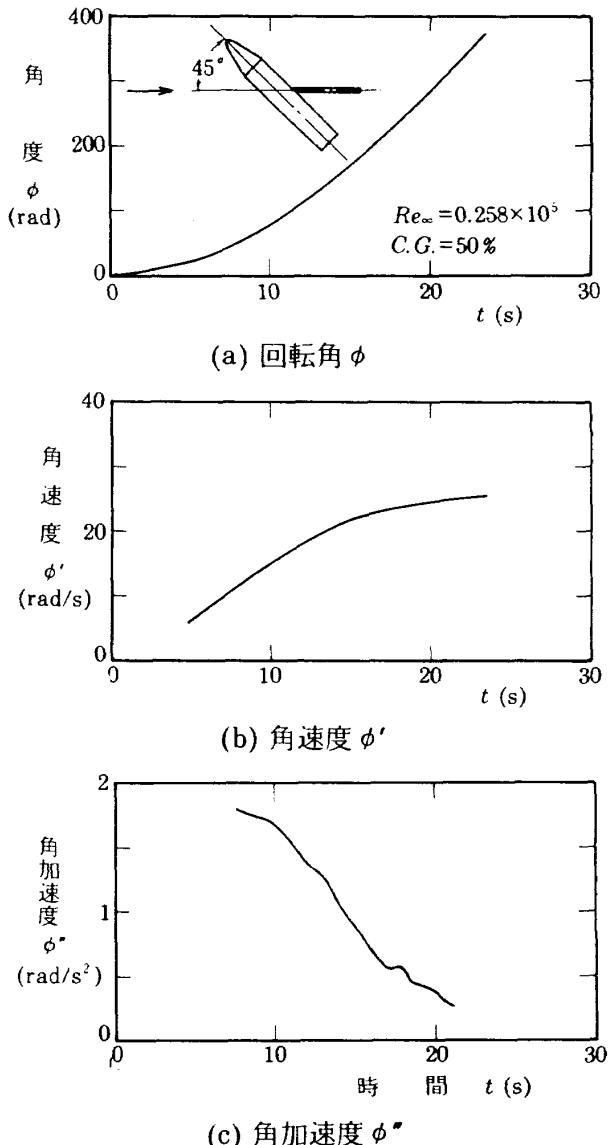


図 16 コーニング運動の時間的変化  
鈍頭円錐円柱模型(標準模型),  $Re_{\infty}=0.258 \times 10^5$ ,  $\alpha=45^\circ$

実験では模型の支持位置と重心とを一致させているので、重力の回転への影響は小さいと考えられる。従って、回転モーメント  $n_c = I_c \phi''$  は回転角  $\phi$  には依存せず ( $\phi$  は回転の初期値に依存する)、 $\phi''$  のみの関数と考えることができる。この  $\phi'' = f(\phi')$  の関係を図 18 に模式的に示す。回転モーメント係数  $C_{nc}$  を与える曲面の断面曲線  $C$  は、任意の回転角  $\phi$  の点で同じ形をしている。回転角  $\phi$  は加速領域内 ( $\phi' > 0, \phi'' > 0$  あるいは  $\phi' < 0, \phi'' < 0$ ) であるいは、 $\phi' < 0, \phi'' > 0$

$< 0$ ) の曲面上の曲線  $l, l'$  に沿って変化し、回転は加速して行く。この運動は減速領域 ( $\phi' > 0, \phi'' < 0$ 、または  $\phi' < 0, \phi'' > 0$ ) に入ることはなく、漸近的に  $\phi'' = 0, \phi' = \text{一定}$  の値に近づく。レイノルズ数が変化すると、相平面 ( $\phi', \phi''$ ) 上の曲線  $\phi'' = f(\phi')$  の形が変わる。

一定のレイノルズ数において一定の迎角の標準模型を静かに放すといつも決まった向きに回転を始める。この場合は模型のわずかな非対称性など

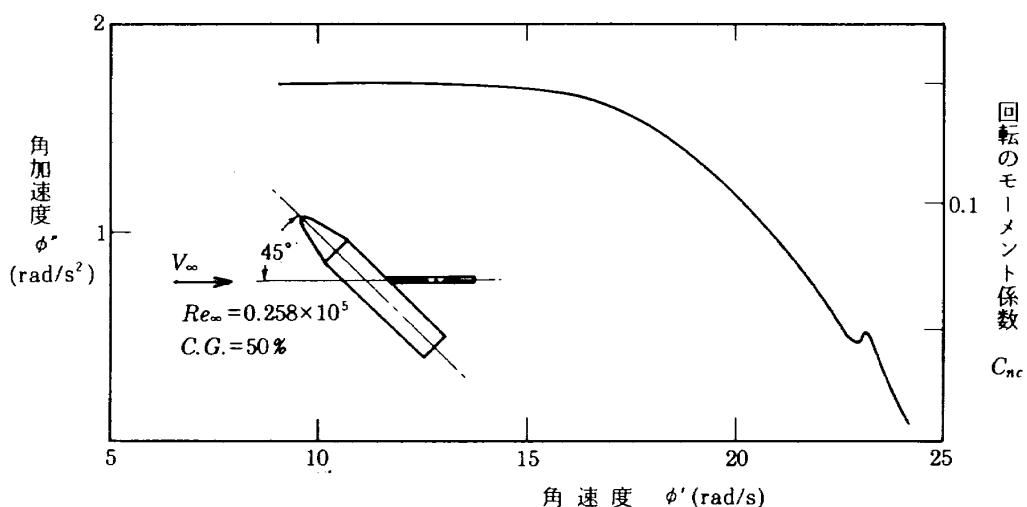


図 17 角速度と角加速度、回転モーメント係数  
鈍頭円錐円柱模型（標準模型）,  
 $Re_\infty = 0.258 \times 10^5, \alpha = 45^\circ, C.G. = 50\%, I_c = 1.6 \times 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$

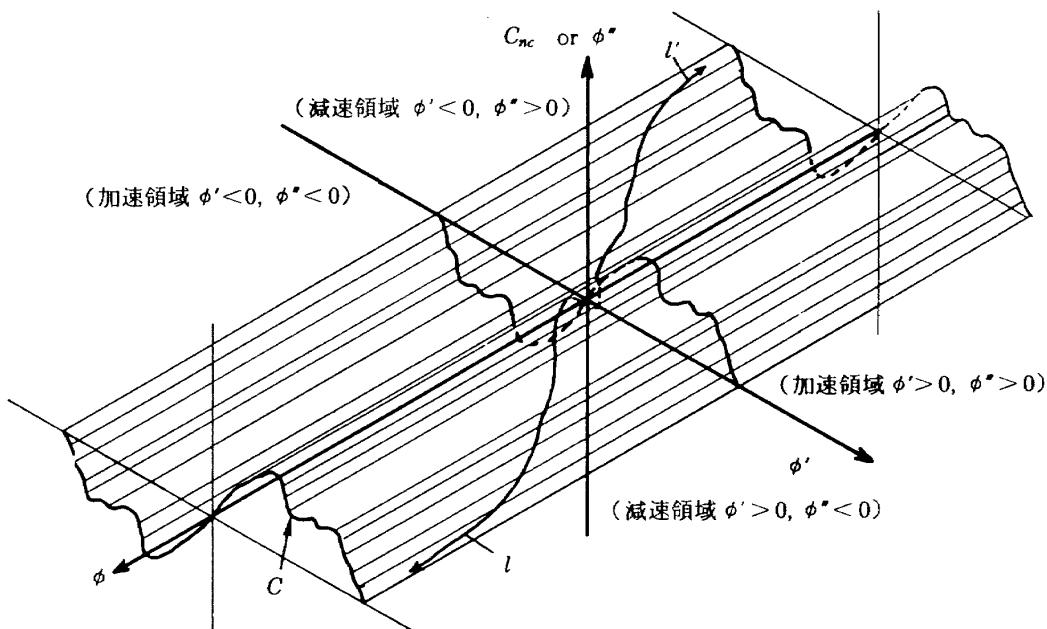


図 18 コーニング運動の模式図、相空間 ( $\phi, \phi', \phi''$ ) での表示  
加速領域では角運動は加速され、減速領域では減速される。

によって断面の曲線  $C$  が原点を通過していないか、あるいは原点付近で  $C_{nc}$  が  $\phi'$  の多価関係になっていると考えることができる。

#### 4. 2. 2 模型の円柱部底面が上流側を向く場合 ( $90^\circ < \alpha \leq 135^\circ$ , ベース・ファースト)

##### 1) 鈍頭円錐円柱模型

次に、円錐円柱模型の迎角を  $\alpha > 90^\circ$  に固定して模型の円柱底面が上流側を向く場合（これをベース・ファーストと呼ぶ）の角運動を調べる。後述の 4.3 流れの可視化で示すように、底面の角を回る流れは直ちに剥離し、円柱部胴体の側面を回る流れも非対称に剥離して渦を作り出す。したがって側面渦の非対称性によって模型に回転モーメントが生じ、模型の頭部円錐部が上流側を向いている場合（ノーズ・ファースト）と類似のコーニングを行うことが予想される。

円錐円柱の標準模型 ( $C.G.=50\%$ ) を用い、迎角  $\alpha=90^\circ \sim 135^\circ$  で固定し、レイノルズ数  $Re_\infty$  を変え、コーニングの様子を観察した。この場合、模型は、

円錐部が上流側を向く場合（ノーズ・ファースト）とは異なる奇妙なコーニングを示した。レイノルズ数がある値を越えると模型は自然に回転を始め次第に角速度  $\phi'$  を増加し、ある角速度に達すると急に角速度を減少し始め、やがて停止する。次に、逆方向の回転を始め、加速、減速、停止を行って再び逆転する。このような回転方向を何度も逆転する回転の往復運動（交番回転運動）をある周期で繰り返す。図 19 に、迎角  $\alpha=130^\circ$  での回転の往復運動の様子を示す。1 パルスは 1 回転を表す。レイノルズ数が増加すると、逆転から逆転までの 1 周期の延べ回転角度  $\phi'$ （積算値）および角速度  $\phi'$  がともに増加し、また、逆転までの周期は短くなる。迎角が  $90^\circ$  に近づくと回転の往復運動は起らなくなる。 $\alpha=125^\circ$  のとき、 $Re_\infty > 0.568 \times 10^5$  では回転の往復運動は見られない。 $\alpha=120^\circ$  では、どちらの方向にも毎秒 1 回転以下の安定した一方の回転を行う。

このような回転の往復運動の特性を調べるために、

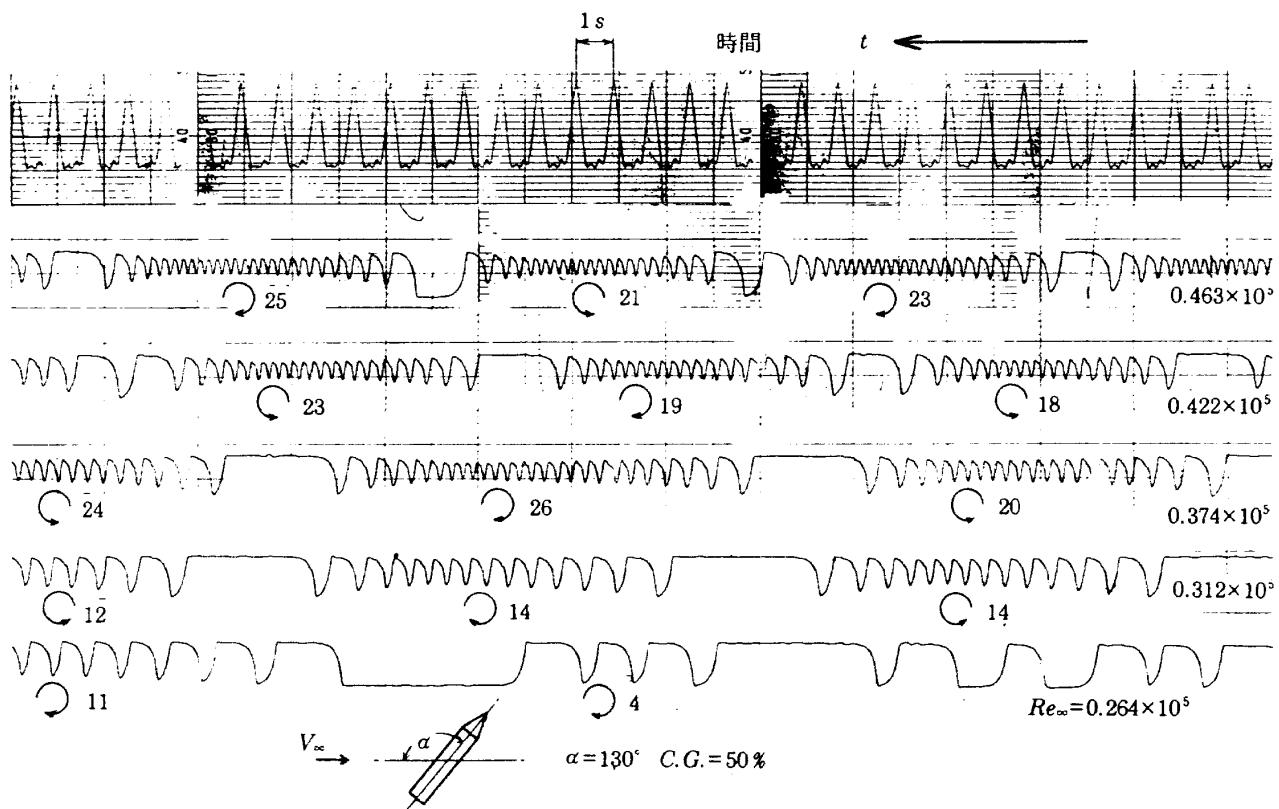


図 19 回転の往復運動の時間的変化  
鈍頭円錐円柱模型（標準模型）、 $\alpha=130^\circ$ 、C.G.=50%  
1 パルスが 1 回転に相当する。

回転角度  $\phi$  を時間  $t$  で微分し、角速度  $\phi'(t)$ 、角加速度  $\phi''(t)$ 、および回転モーメント  $n_c$  を求めた。

図 20(a) に、 $Re_\infty = 0.346 \times 10^5$  の主流中に標準模型を迎角  $\alpha = 135^\circ$  に固定し、重心位置 C.G.=50% で支持した場合のコーニングの回転角度  $\phi(t)$ (積算値)、図 20(b) に角速度  $\phi'(t)$ 、図 20(c) に角加速度  $\phi''(t)$  の時間的变化を示す。図 20(a) では回転の方向は約20秒毎に逆転している。回転の周期は一定ではなく正方向(時計回り)の回転数が少し多いため波形は時間とともに上方にシフトしていく。これは模型のわずかな非対称性に起因しているものと思われる。角速度  $\phi'(t)$ 、角加速度  $\phi''(t)$  はいずれも周期的变化を示すが、波形は正弦波とはかなり異なる。

図 21(a) に、模型の条件は同じで、 $Re_\infty = 0.420 \times 10^5$  に増加した場合の回転の角度  $\phi(t)$ 、図 21(b) に角速度  $\phi'(t)$ 、図 21(c) に角加速度  $\phi''(t)$  の時間的变化を示す。図 21(a) が示すように、回転の方向は約15秒ごとに逆転しており、風速の上昇とともに回転の周期は短くなっている。回転の非対称性は図 20(a) ( $Re_\infty = 0.346 \times 10^5$ ) と比べ更に顕著に表れており、負回転(反時計回り)が多くなっている。 $\phi'(t)$ 、 $\phi''(t)$  はいずれも周期的变化を示しているが、やはり正弦波とはかなり異なっている。摩擦力を無視すると、角加速度  $\phi''(t)$  と慣性モーメント  $I_c$  との積は回転モーメント  $n_c$  であるから図 20(c) と図 21(c) は回転中のモーメント  $n_c$  あるいはモーメント係数  $C_{nc}$  の時間的变化を表している。

## 2) 回転の往復運動中に作用する回転モーメント

この回転の往復運動の性質を理解するため、 $\phi(t)$ 、 $\phi'(t)$ 、 $\phi''(t)$  の変化から時間  $t$  をパラメータとして相平面上に  $(\phi, \phi')$ 、 $(\phi, \phi'')$ 、 $(\phi', \phi'')$  の軌跡を描く。

図 20 の、 $Re_\infty = 0.346 \times 10^5$ 、 $\alpha = 135^\circ$ 、C.G.=50% での標準模型の角運動のデータから相平面上の図 22(a)、(b)、(c) が描かれる。図 22(a) の  $(\phi, \phi')$  平面の軌跡は正と負の方向の回転の非対称性によって右の方に動いて行く。これは正方向の回転角度が負方向の回転角度より多いことを示して

いる。もしも左右の回転が対称ならば、フットボール形をした軌跡は一つの閉じた曲線を描くはずである。主流と回転軸の方向が一致していることおよび模型が重心で支持されていることから、回転モーメント  $n_c (= I_c \phi'')$  は、回転角度  $\phi$  には依存せず角速度  $\phi'$  に依存する。したがって  $(\phi, \phi')$  面上の軌跡の位置は  $\phi$  の初期値により決まる。図 22(b) の  $(\phi, \phi'')$  平面上の軌跡はループを描きながら正と負方向の回転の非対称性により右のほうに移動していく。この場合も正と負方向の回転が対称であれば同一のループを描くはずである。図 22(c) の  $(\phi', \phi'')$  平面上の角運動の軌跡は、自由流中に迎角を一定にして置かれた円錐円柱模型(ベース・ファースト)の角速度  $\phi'$  に対する回転往復運動を支配するモーメント係数  $C_{nc}$  ( $n_c = I_c \phi''$ 、 $I_c = 1.624 \times 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ ) の関係を表すと考えられる。

図 22(c) では、角速度  $\phi'$  が最大となる付近(A点)で角加速度  $\phi''$  は約  $1.5 \text{ rad/s}^2$  から急激に減少し逆向き(負)の角加速度に変わる(B点)。このことは、角速度の最大値付近で物体回りの気流の速度分布に急変が生じ、回転を抑制するモーメントが生じたことが推定される。後述の 4.3 の流れの可視化によって、この時、両側面の剥離渦の前後の配置が急に入れ替わることが観察されている。模型は B 点を通過した後角速度を次第に減少し C 点で停止し逆転する。逆転する場合も回転のモーメント(角加速度)は滑らかに変化している。同様の現象は角速度の負側においてもみられる(A', B', C' 点)。このような逆回転を伴う回転運動では、解析的には  $(\phi', \phi'')$  平面上での軌跡は、 $\phi'$  軸を垂直に横切る場合以外は、加速領域から減速領域に入ることは出来ない。図 22(c) でも、どの軌跡もほぼ垂直に  $\phi'$  軸を横切っている。 $\phi''=0$  および  $\phi'$  の最大値付近で  $(\phi', \phi'')$  平面上の軌跡が少しずれていることを除けば、3 回の回転の往復運動の軌跡はおおむね原点に対して対称である。

主流のレイノルズ数を増すと、回転モーメントが増大することが予想される。模型の条件は同じにして、 $Re_\infty = 0.420 \times 10^5$  での  $(\phi, \phi')$ 、 $(\phi, \phi'')$ 、 $(\phi', \phi'')$  平面上の軌跡を図 23(a)、(b)、(c) に示す。軌跡は、 $Re_\infty = 0.346 \times 10^5$  の場合に類似している。

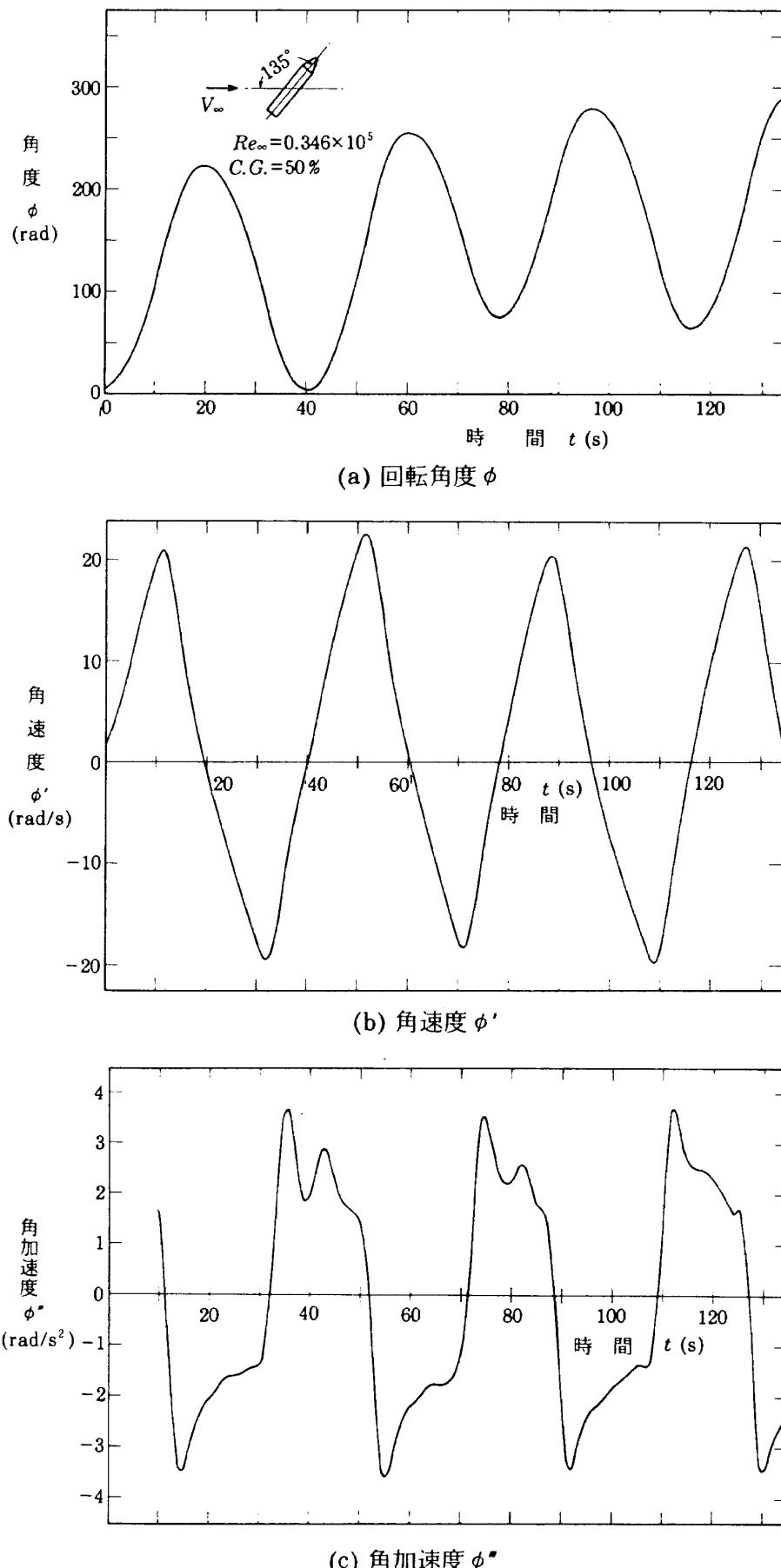


図 20 回転の往復運動の時間的変化  
鈍頭円錐円柱模型（標準模型）,  
 $Re_\infty=0.346\times 10^5$ ,  $\alpha=135^\circ$ , C.G.=50%

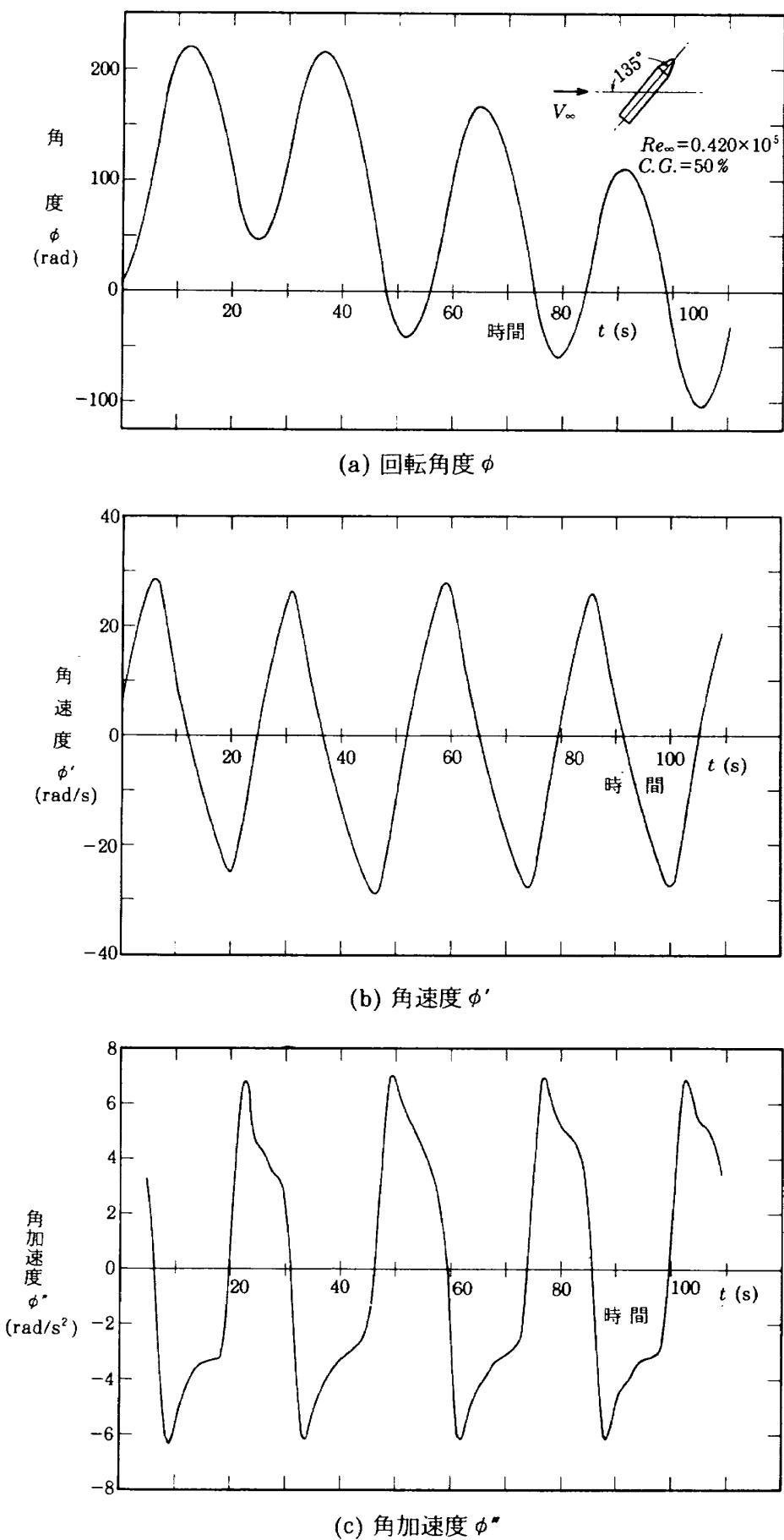


図21 回転の往復運動の時間的変化

鈍頭円錐円柱模型（標準模型）

 $Re_{\infty} = 0.420 \times 10^5$ ,  $\alpha = 135^\circ$ , C.G. = 50 %

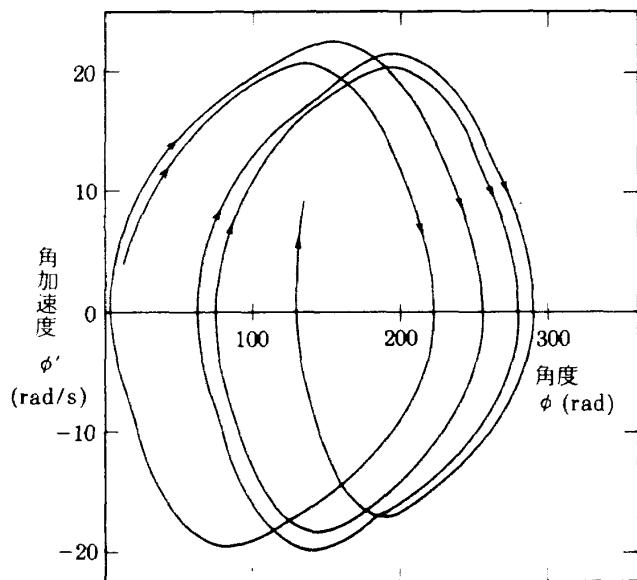
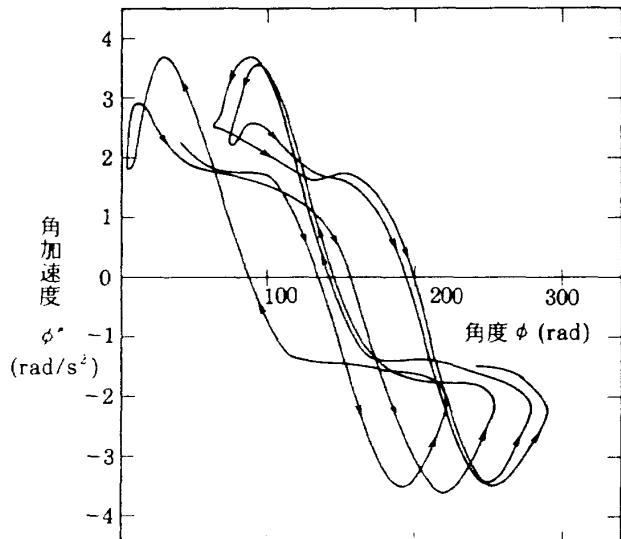
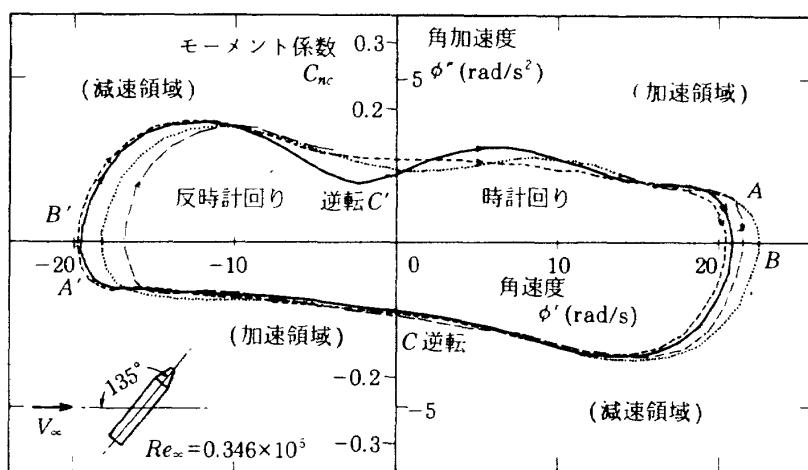
(a) 回転角度  $\phi$  と角速度  $\phi'$  の関係(b) 回転角度  $\phi$  と角加速度  $\phi''$  の関係(c) 角速度  $\phi'$  と角加速度  $\phi''$  の関係

図22 回転の往復運動の相平面での表示（標準模型）

$$Re_\infty = 0.346 \times 10^5, \alpha = 135^\circ, C.G. = 50\%, I_c = 1.624 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

図23(a)より、レイノルズ数が約  $0.069 \times 10^5$  増加しただけで最大回転角速度は約50%増加し、負方向の回転角が正方向の回転角に比べて多くなっている。図23(b)によると、最大回転モーメント(角加速度)は  $Re_\infty = 0.346 \times 10^5$  の場合(図22(b))の約2倍に増えている。この軌跡はループを描きながら左右の回転の非対称性により左の方へ移動していく。

主流レイノルズ数の異なる回転運動のデータを比較するため、関係する変数  $\phi'$ ,  $\phi''$  を無次元化時間  $t \cdot V_\infty / d_0$  を用いて無次元化し、図22(c), 図23(c)の回転運動の軌跡を  $(\dot{\phi}, \ddot{\phi})$  座標を用いて図24に示す。無次元化時間で表すと二つの異なるレイノルズ数に対するデータは接近するが一つの曲線とはならず、最大角速度、最大角加速度はレイノルズ数の増加とともに増えている。

図25は、 $\alpha = 125^\circ, 130^\circ, 135^\circ$ に固定された、重心位置50%の標準模型が自由流中で回転の往復運動を行う場合の、主流レイノルズ数  $Re_\infty$  と最大角速度  $\varphi$ との関係を示す。迎角が  $90^\circ$  に近づくにつれて、最大角速度は減少することが分かる。回転の往復運動は、主流のレイノルズ数が  $Re_\infty \geq 0.240 \times 10^5$  で始まり、レイノルズ数の増加とともに最大角速度は増加するが、 $Re_\infty \geq 0.4 \times 10^5$  ではほぼ一定となる。同じレイノルズ数に対する最大角速度は正負方向の回転においてほぼ等しく対称的である。

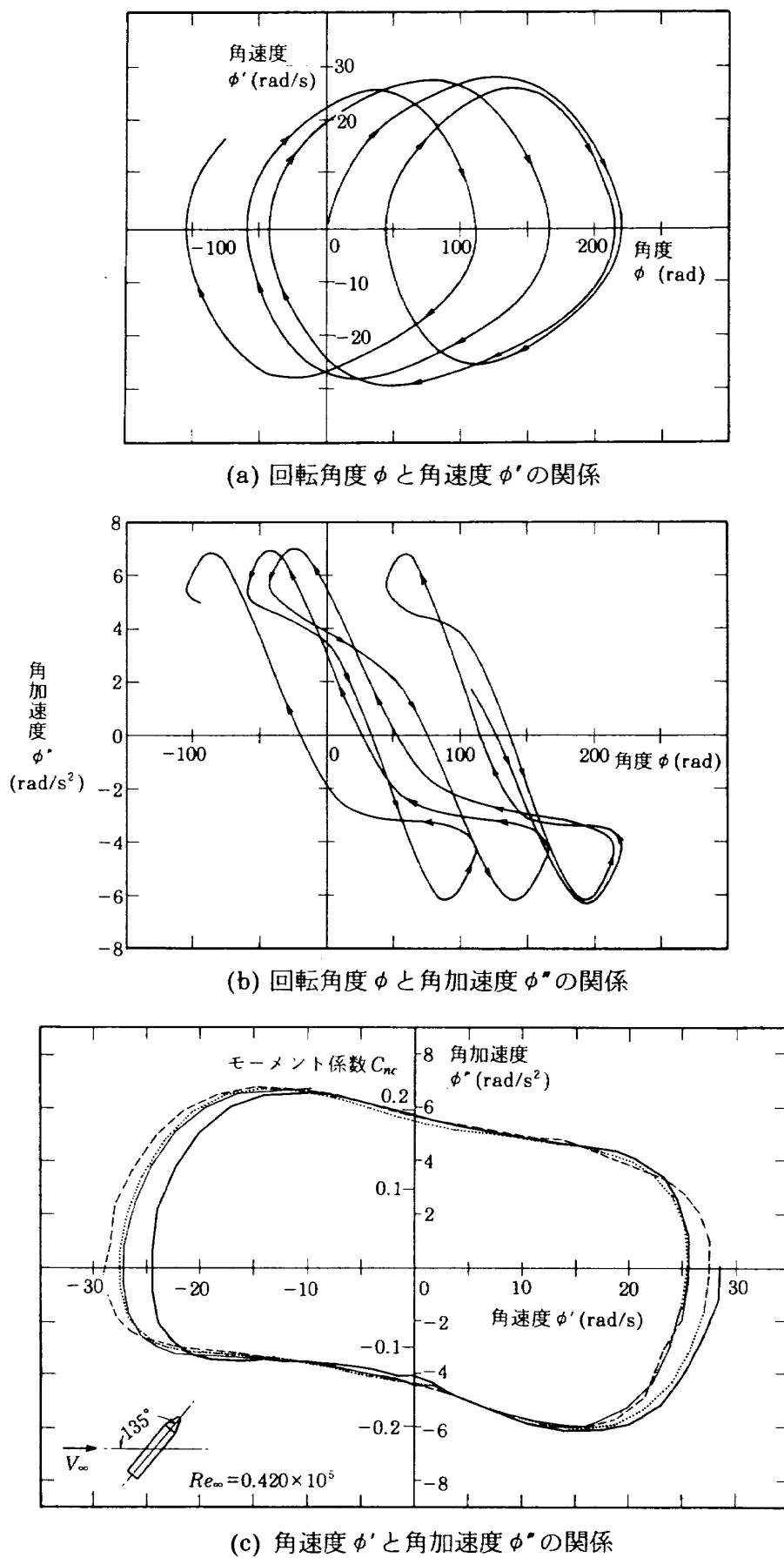


図 23 回転の往復運動の相平面での表示

鈍頭円錐円柱模型（標準模型）

$$Re_\infty = 0.420 \times 10^5, \quad \alpha = 135^\circ, \quad C.G. = 50\%, \quad I_c = 1.624 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

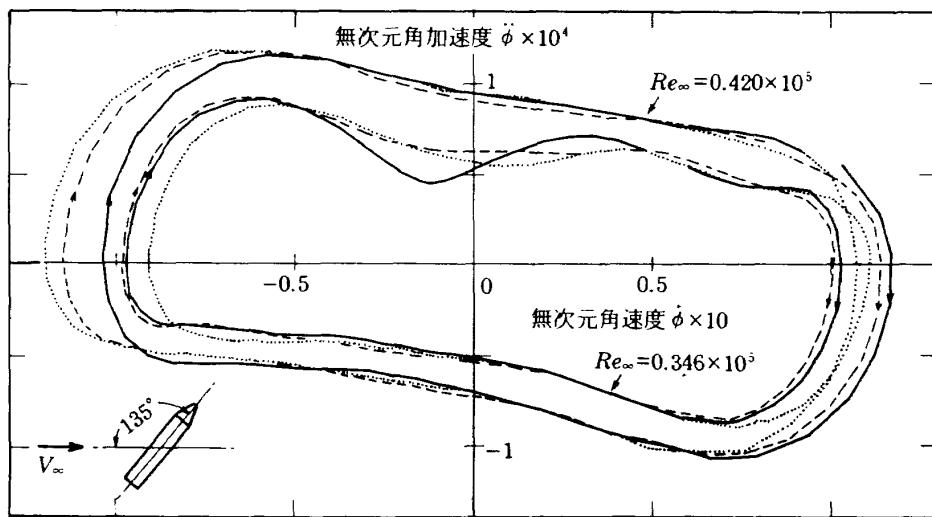


図 24 無次元角速度  $\dot{\phi}$  と無次元角加速度  $\ddot{\phi}$  の関係  
鈍頭円錐円柱模型（標準模型）  
 $\alpha = 135^\circ, C.G. = 50\%$

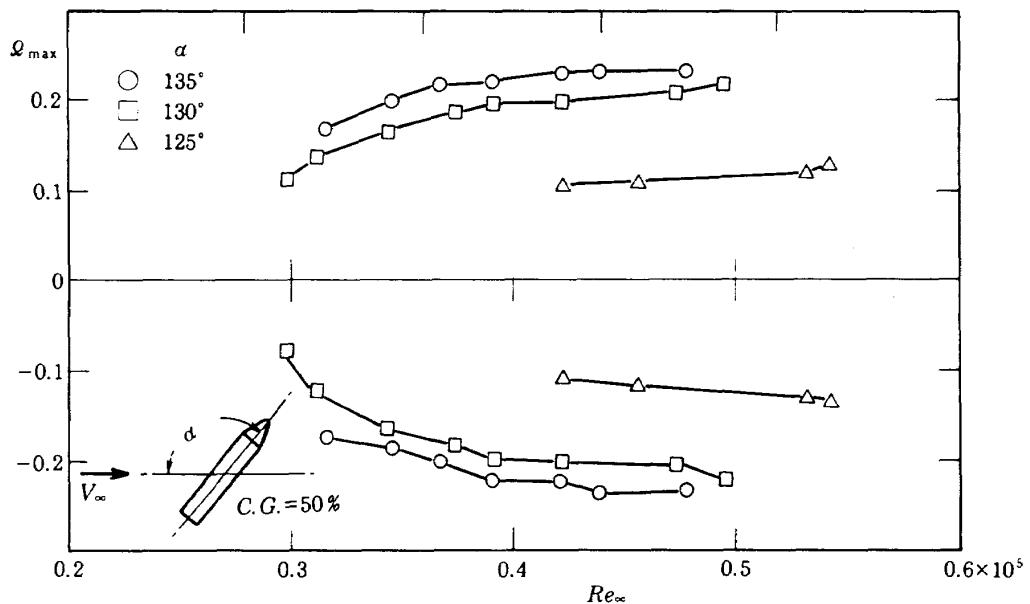


図 25 レイノルズ数  $Re_\infty$  と最大角速度  $Q_{\max}$  との関係（標準模型）

重心で支持された一つの模型が、ある迎角で一定レイノルズ数のもとに回転運動を行う場合、回転モーメント  $I_c \phi'$  は角速度  $\phi'$  だけの関数であり、角度  $\phi'$  には依存しない。このことを考慮すると  $(\phi', \phi'')$  空間での回転を支配するモーメントを表す曲面は、 $\phi'$  の正負の方向に同じ断面をもつ無限の長さの曲面であると考えられ、これを模式化して図 26 に示す。回転の往復運動の軌跡はこの曲面上を曲線  $l$  に沿って循環する。実際の回転往復運動

は、模型のわずかな非対称性等のため、同一の曲線  $l$  上になく、 $\phi'$  のどちらかの方向に少しづつ移動していく。

### 3) 円柱模型

回転の往復運動の原因を調べるために、底面が前向き（ベース・ファースト）の鈍頭円錐円柱模型と同じ断面を持つ円柱模型 ( $l = 250 \text{ mm}, d_0 = 50 \text{ mm}, C.G. = 50\%$ ) のコーニングの実験を行った。この円柱模型の場合もベース・ファーストの鈍頭円錐

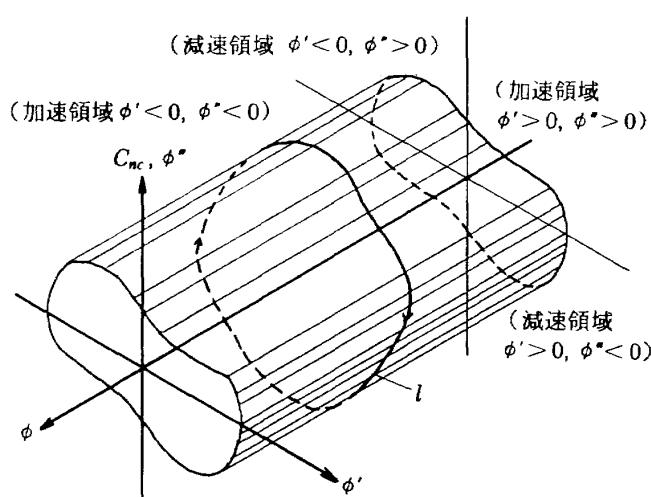
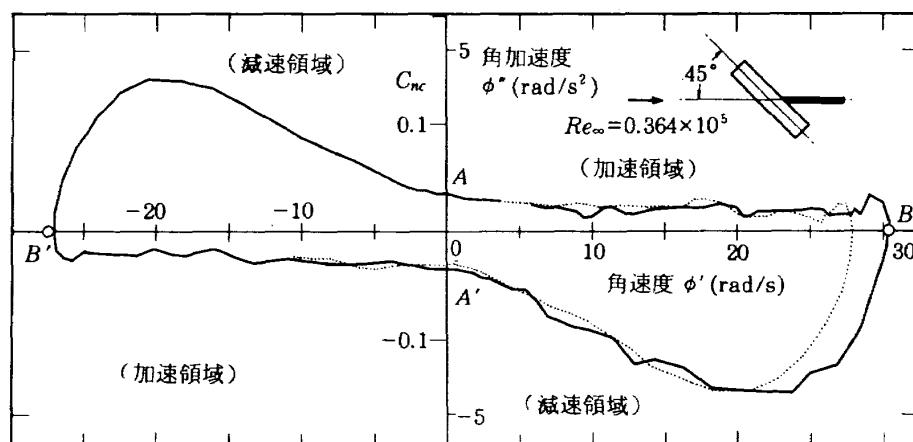


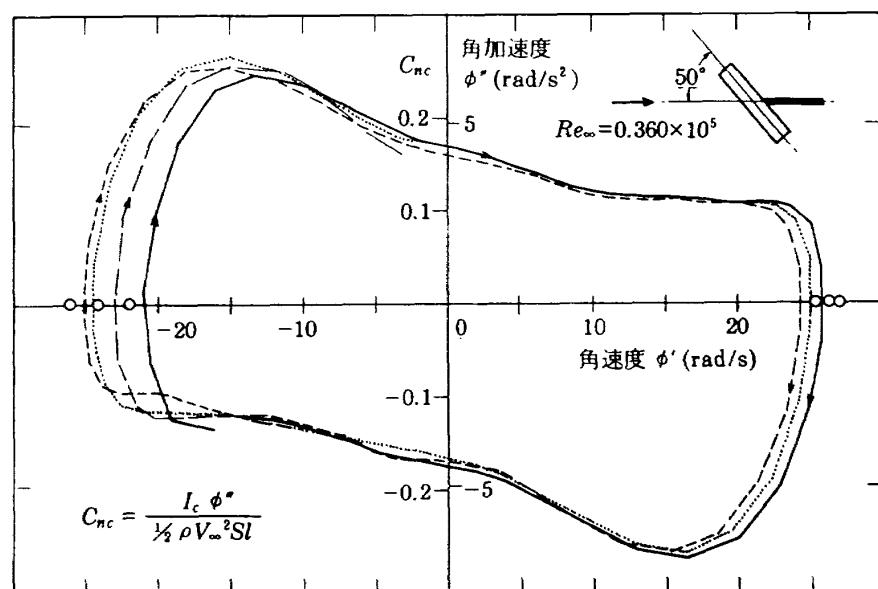
図26 回転の往復運動の模式図  
相空間 ( $\phi, \phi', \phi''$  または  $C_{nc}$ ) での表示

円柱模型とほぼ同様の回転の往復運動を行うことが観察された。角運動は迎角に対して、敏感に変化した。

図27(a)に、レイノルズ数  $Re_\infty = 0.364 \times 10^5$ において、迎角を  $\alpha = 45^\circ$  に固定した場合の角速度  $\phi'$  に対する角加速度  $\phi''$  の関係を示す。これを底面が前向き（ベース・ファースト）の円錐円柱模型の相平面上の軌跡図22(c)および図23(c)と比較すると  $(\phi', \phi'')$  平面上の角運動の軌跡はかなり異なっている。角加速度  $\phi''$ （回転モーメント  $n_c$  に対応）が小さいために回転の角速度  $\phi'$  は静止の状態 (A 点) からゆっくりと増加して行く。最大角速度 (B 点) に達すると負の回転モーメントが急激に作用



(a)  $Re_\infty = 0.364 \times 10^5, \alpha = 45^\circ, I_c = 1.118 \times 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$



(b)  $Re_\infty = 0.360 \times 10^5, \alpha = 50^\circ, I_c = 1.1300 \times 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$

図27 角速度  $\phi'$  と角加速度  $\phi''$  の関係 円柱模型,  $l = 250 \text{ mm}$

して角速度は減少を始める。この場合、同図が示すように、同じ角速度  $\phi'$ において、負の回転モーメント係数の値は正の値に比べて 8 倍程度にも達するため、模型が最大の角速度（B 点）から静止する（A' 点）までの減速時間は、静止（A 点）から最大の角速度（B 点）に達するまでの加速時間に比べてはるかに短い。

図 27 (b) に、レイノルズ数  $Re_\infty = 0.360 \times 10^5$ 、迎角  $\alpha = 50^\circ$  の場合の  $(\phi', \phi'')$  平面上の軌跡を示す。 $\alpha = 45^\circ$  に見られるような正と負の回転モーメント係数の極端な差ではなく約 2.5 倍である。主流レイノルズ数がほぼ同様の円錐円柱模型の場合（図 22 (c)）と比べると、最大角速度や最大回転モーメントの大きさは異なるが、運動の様子は類似している。図 27 中の○印は、周期測定用カウンタで測定した最大角速度である。軌跡の交点とずれている一つの理由は  $\phi(t)$  の変曲点付近の微分の精度によるものと思われる。

底面前向き（ベース・ファースト）の円錐円柱模型 ( $\alpha = 135^\circ$ ) と、円柱模型とが同じような回転の往復運動を示すことから、このような回転の往復運動の原因是、大迎角を取る模型の前向きの平頭円柱部分によって生じる流れ場にあると考えられる。4.3 の流れの可視化実験でも、模型の平頭円柱部側面から生じる非対称な渦が存在し、回転中にこれらの渦の位置が前後に入れ代わり流れ場が急変することを確認している。

#### 4.3 流れの可視化

すでに示したように、一定の迎角に固定されたコーニング実験用の円錐円柱や円柱模型は、ほぼ一定角速度の、あるいは逆転を伴うコーニング（回転）をする。静的な風洞実験によると、大迎角の細長物体の背面には非対称な縦渦の配列が生じる<sup>16)</sup>ことから、コーニングの原因是、模型側面および背面に生じる非対称剥離渦が回転モーメントを作りだすためと推定される。そこで、回転の原因となる物体側面と背面の渦の様子を調べるために、模型表面に四塩化チタン ( $TiCl_4$ ) を塗布して流れを可視化した。 $TiCl_4$  と空気中の  $H_2O$  とが反応して白煙を生じるため、流れの剥離線、剥離渦、縦渦、渦の崩壊の様子が観察できる。これらを 16mm 映画と 35mm 写真に記録した。

##### 4.3.1 円錐円柱模型

迎角  $\alpha = 45^\circ$ 、重心位置  $C.G. = 50\%$  で支持した標準模型の表面に四塩化チタン ( $TiCl_4$ ) をハケで塗布し、 $Re_\infty = 0.12 \times 10^5 \sim 0.42 \times 10^5$  での模型の風下側の渦の様子を観察した。模型の先端から風上側（腹側）にかけて四塩化チタンを塗布すると剥離渦全体が可視化される。

図 28 に、標準模型の風下側に発生する縦渦を示す。いくつかの写真を総合すると、模型頭部（鈍頭円錐部）の風下側に沿って 4 本（主要渦と二次渦を含めて片側に 2 本ずつ）の縦渦があるように見える。左側の三本の縦渦と右側部分の三本の縦

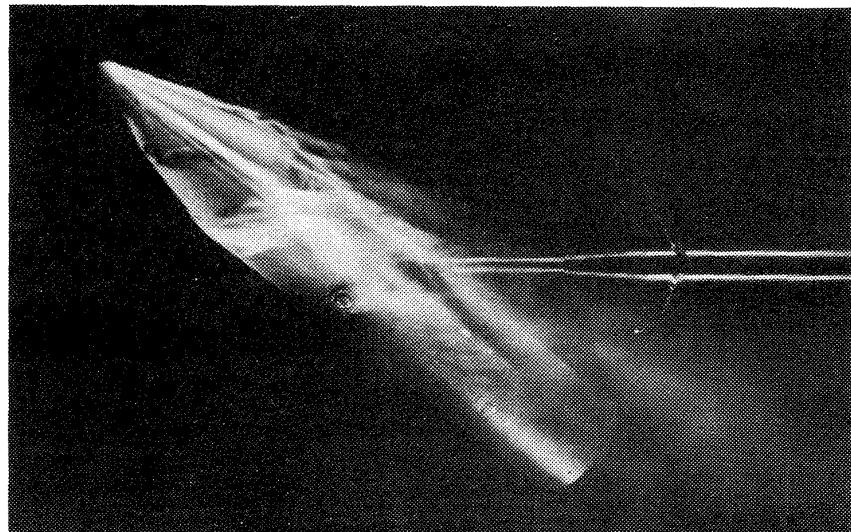


図 28 鈍頭円錐円柱模型（標準模型）の風下側の縦渦  
 $\alpha = 45^\circ, C.G. = 50\%$

渦とは分離している。片側のそれぞれの渦は狭い範囲に存在しており、さらに模型の円柱部に進むとそれらが混合して個々の縦渦は判別できなくなり、右側に一つの縦渦と左側にもう一つの縦渦が見られる。

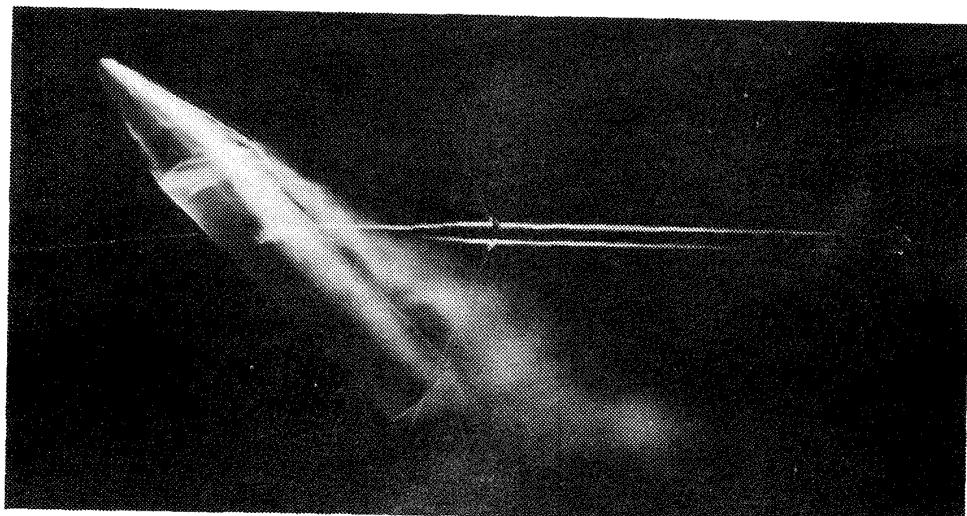
図29(a)に示すように、模型が静止しているときは、このような低速流中では左右の縦渦は模型の風下側に沿ってかなり対称に流れ、模型の底部の付近で離れる。このことは、模型に作用する横力によるモーメントは、非回転時には比較的小さいことを示している。

図29(b)に示すように、模型がコーニングしている時、頭部付近の左右の縦渦のうち、頭部が回

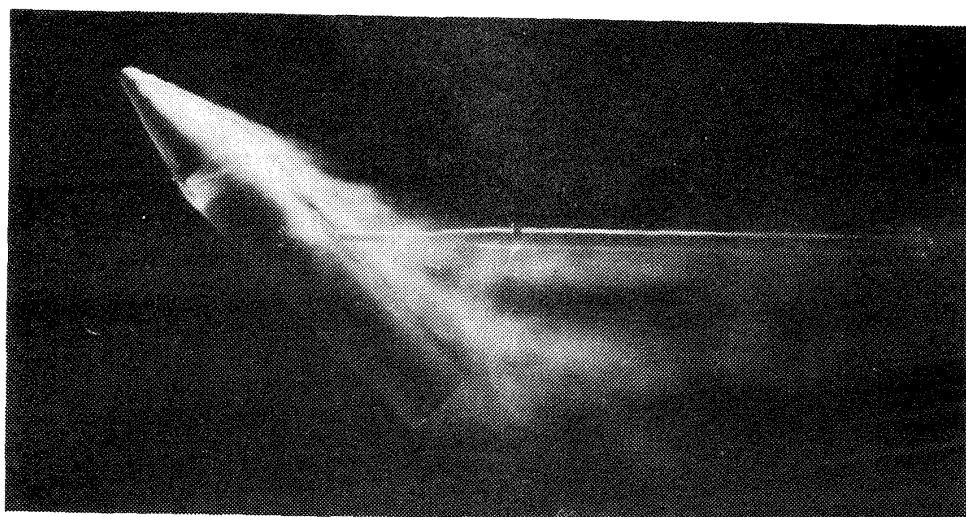
転している側の縦渦は肩付近で模型を離れる。それに比べ、反対側の縦渦は、模型に沿って風下側に流れ、底部近くで模型を離れる。このように模型にコーニングが伴うと、模型背面の左右の二つの縦渦の位置が支持点の前後に大きく分離する。

図30(a), (b), (c)は、コーニングしている模型の一連の16mm映画から取り出した可視化写真で、全体として模型背面に左右に一つづつ一組の非対称な縦渦が流れている。

図31は、回転中の模型背面の主な縦渦断面を模式化して描いたものである(図30とは逆向きに回転)。頭部付近の縦渦は回転の方向とは逆方向(合成ベクトルの方向、回転に対して下流側)に移動



(a) 静止(二つの縦渦の非対称性が比較的少ない。)



(b) 緩やかに回転(二つの縦渦の非対称性が大きい。)

図29 鈍頭円錐円柱模型の風下側の縦渦の配置  
 $\alpha=45^\circ$ , C.G.=50%,  $Re_\infty=0.168 \times 10^5$

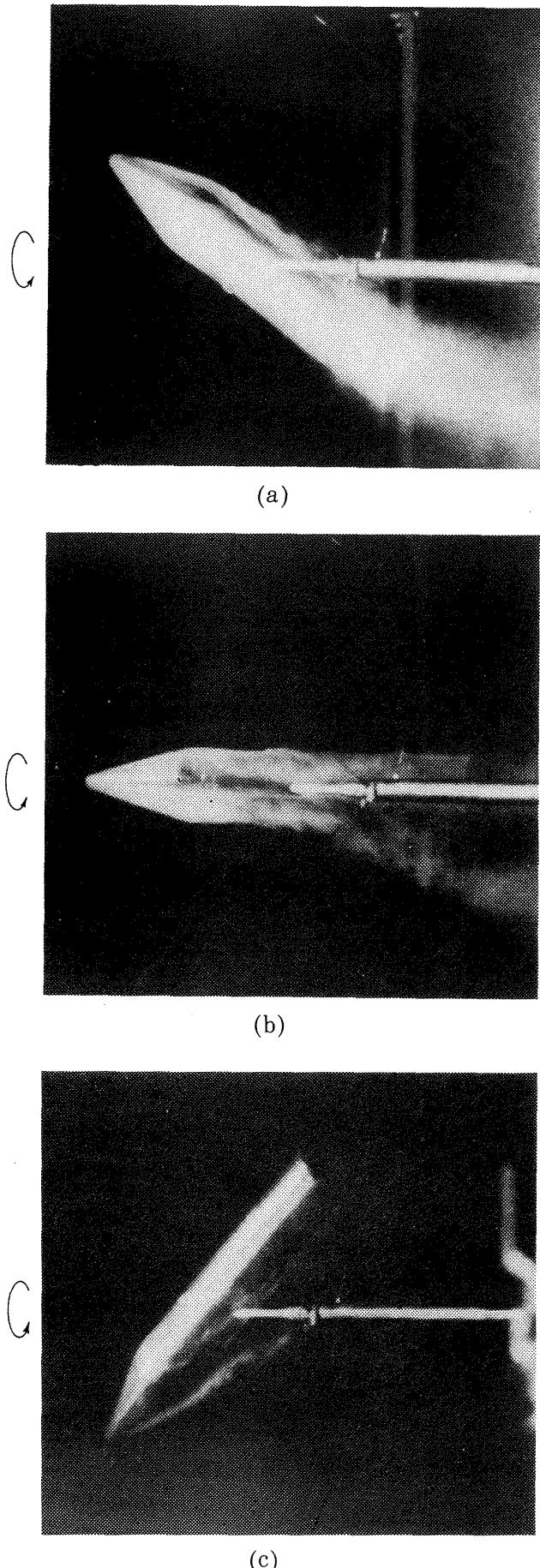


図 30 鈍頭円錐円柱模型の風下側の縦渦  
(16 mm 映画) (緩やかに回転)

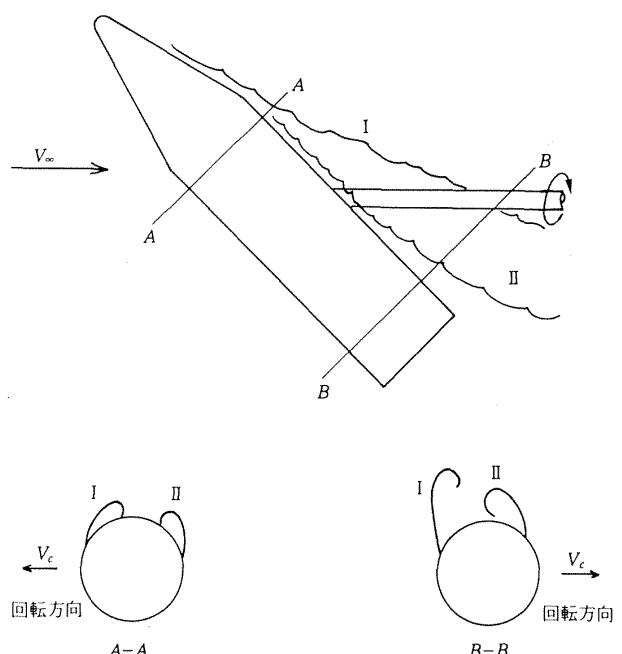
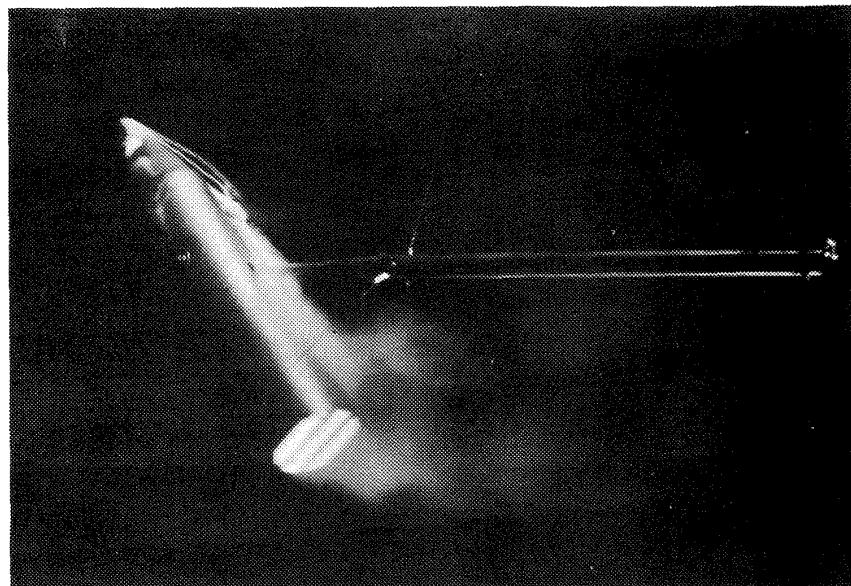


図 31 鈍頭円錐円柱模型断面の渦の模式図

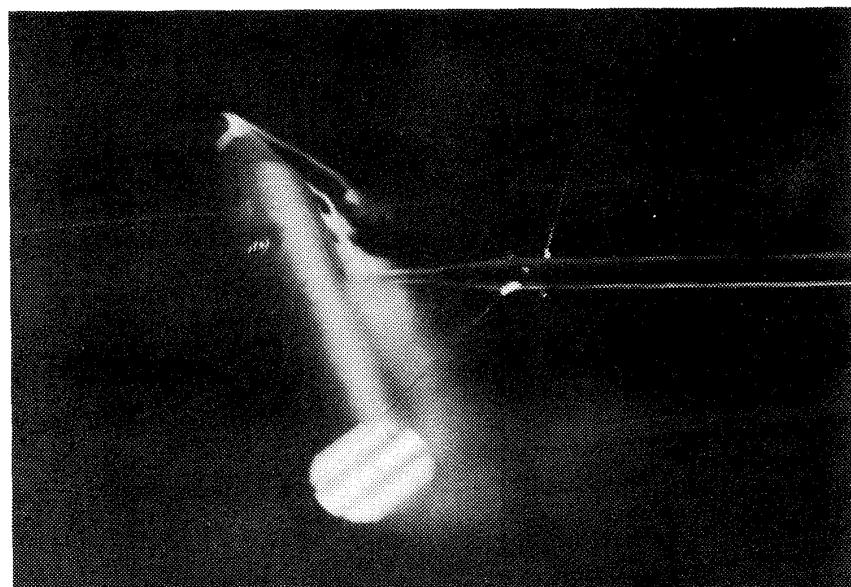
するが、支持点よりも下流ではそれらの渦はやはり回転の方向とは逆方向に移動する。Schiff と Tobak<sup>10)</sup>のコーニング中の細長い円錐上の流れの可視化写真では、背面の縦渦は、支持点より上流で回転の方向とは逆方向に片寄って流れしており、今回の結果と一致する。

しかし、Schiff と Tobak の実験では支持点よりも下流でも、縦渦は上流で片寄った側にそのまま流されてくるため、今回の結果とは一致しない。これは回転の無次元角速度  $\varrho$  ( $= \phi' l \sin \alpha / V_\infty$ ) の大きさによるものと思われる。

図 32(a) に示すように、模型の円錐部分の先端に四塩化チタンを少量塗布すると、縦渦の中心にある渦糸だけを可視化することができる。この場合塗布面積に比べてはるかに細い渦糸が観察される。それは、鈍頭円錐の先端付近では流れは表面に沿うように左右の二点に集まり、そこから二つの逆回転する主要な縦渦が発生するからである。また図 32(b)には、縦渦の中心が円錐部から円柱部にかけて崩壊する様子を示す (Vortex Breakdown)。模型の円錐部分から生じる二つの主縦渦の細い中心渦糸は肩付近までは極めて安定であるが、模型の肩を過ぎると急に太くなり崩壊し発散する。



(a) 円錐上の安定な縦渦（渦糸）



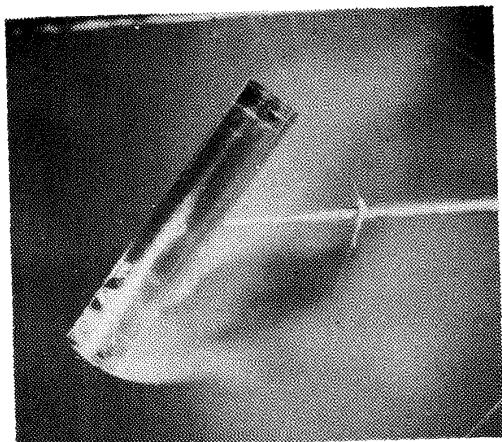
(b) 縦渦の崩壊

図32 円錐円柱頭部付近の縦渦（渦糸）

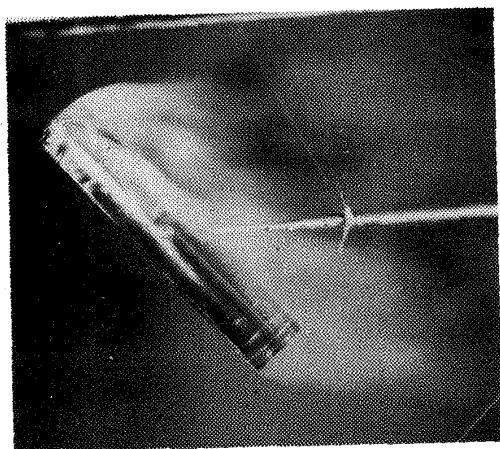
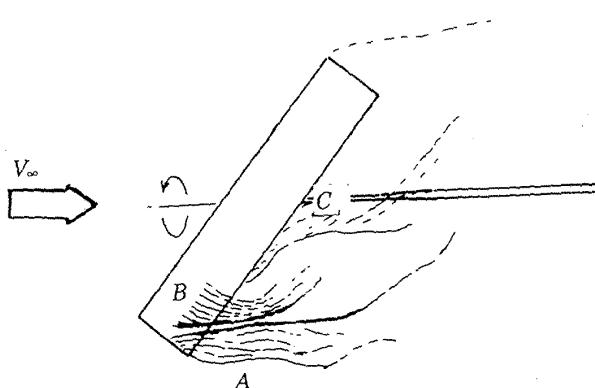
#### 4.3.2 円柱模型

4.2.2で述べたように、大迎角でコーニングする円柱模型は、一つの方向への回転をしばらく続けた後、急に減速し始め、停止したのち逆転するという過程をいつまでも繰り返す。この奇妙な回転の往復運動(交番回転)は円錐円柱模型の円柱部分を上流側に向けた場合にも観察される。したがって上流を向いている円柱部分が回転の往復運動の原因となっていることは明らかである。この逆転の原因を調べるために、円柱模型背面の剥離流の可視化を行った。

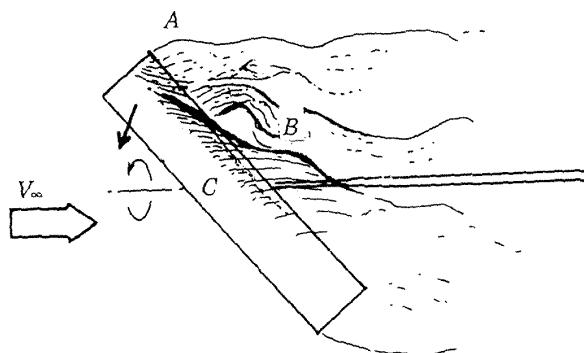
図33に、迎角  $\alpha = 50^\circ$  で支持された円柱模型が回転している場合の流れの可視化写真を示す( $Re_\infty = 0.254 \times 10^5$ )。円柱の先端付近に三つの剥離領域が観察される。すなわち先端の円形平面の角を曲がって正面から剥離する流れ(A)と、円柱の側面に沿って剥離する流れ(B), (C)がある。コーニングモーメントを生じさせる両側面に沿って剥離する流れのうち片側の流れはすぐに側面から離れて再付着せず(B), 反対側側面の剥離渦は少し円柱に沿って再付着しながら縦渦を作り、下流に流れた後、物体表面から遠ざかる(C)。同じパタ



(a) 再付着渦 Cは向こう側にある。



(b) 再付着渦 Cは手前側にある。

図33 円柱模型上の非対称な流れ  $Re_\infty = 0.254 \times 10^5$ ,  $\alpha = 50^\circ$ 

ーンの剥離流（縦渦）が模型の両側に同時に生じることは無い。このように、前後に非対称な剥離流（縦渦）がコーニングのモーメントを発生させている。16 mm フィルムで撮影した多くの実験例を調べた結果、円柱部分の先端を付着渦のある側(C)に回転させるような空気力が働いていることが分った。

逆転の前触れとなる急速な角加速度の減少の原因を知るためにには、流れ場の変化を捕らえる前に四塩化チタンの白煙が消滅してしまわないような短い逆転周期での実験が必要である。そのため、迎角  $\alpha = 55^\circ$  で回転の往復運動を行っている場合の円柱模型回りの流れ場を 16 mm フィルムで撮影し観察した。それによると、模型の回転がある角速度にまで加速されると、突然、側面の剥離流のパターンが入れ代わり、(B)型であった側面の流れは(C)型に、(C)型であった側面の流れは(B)型

に変わることが判明した。この剥離流パターンの入れ代わりによってそれまでとは逆方向の回転モーメントが作用しはじめるため、模型は急に角速度を減速し、更に停止、逆転を始める。

なぜこのような流れ場の交替が起きるかを知るには流れ場の安定に関する解析が必要となる。

## 5. 結 論

細長い円錐円柱模型と円柱模型の大迎角時におけるコーニング運動を調べた結果、次の結論を得た。

- (1) 臨界レイノルズ数以下の二自由度円錐円柱模型の実験によると ( $45^\circ \leq \alpha < 135^\circ$ ,  $-\infty < \phi < \infty$ )、静的な平衡角付近 ( $\alpha = 90^\circ$ ) では、不安定なピッティング運動がヨーイング運動より優先する。
- (2) コーニングだけが許される一自由度の円錐円柱模型の円錐部分が風上側を向いている場合

( $45^\circ \leq \alpha < 90^\circ$ , ノーズ・ファースト), 静的なモーメントは正負のどちらかの方向に片寄っているにもかかわらず, 任意の方向に軽く回すとその方向にコーニングを始め, どちらの方向にもほぼ同じ角速度で定常回転を続ける。このことは, 一度回転が起きるとその回転を持続するような安定した流れ場が生じるという“運動と流れ場の結合”<sup>1)</sup>が生じていることを意味する。

(3) 円錐円柱模型の円錐部の角度が小さくなるに従ってコーニングの定常角速度は増加する。

(4) 先端が鋭頭の円錐円柱模型では, レイノルズ数に対する定常回転の角速度は正回転と負回転とで大きさが著しく異なる。

(5) 模型の円柱底面が上流側を向いている場合( $90^\circ < \alpha \leq 135^\circ$ )(ベース・ファースト)では, 前向きの円柱平面の影響により, 円錐円柱模型と円柱模型は何度も逆転を繰り返す回転の往復運動を行う。

(6) 流れの可視化によると, 迎角が  $45^\circ \leq \alpha < 90^\circ$  では, コーニングする円錐円柱模型の背面から, 主要な一対の前後に非対称な渦が発生し, これがコーニングモーメントの原因となっている。円柱模型では, 先端付近で 3 つの剥離領域が観察され, 左右側面の非対称な剥離流(渦)が回転モーメントを生じさせている。円柱模型の逆転の理由は, ある角速度に達すると非対称な側面の剥離流(渦)の配置が入れ代わるためである。

## 6. おわりに

ここに述べたコーニングの現象は比較的小いレイノルズ数で起きている。しかし, “流れ場と物体の運動との結合現象”としては典型的なものであるから, 高レイノルズ数での同じような現象を理解するのに役立つ知識を提供してくれる。

以前に, 著者はこの論文のデータの一部を物理量を無次元化しないまま発表した<sup>17, 18)</sup>。その後, そこに示したコーニング運動についてムービングウォール効果を用いて回転の理由や回転の角速度の推定がなされている<sup>19, 20)</sup>。しかし現在のところ十分な説明がなされているとは思われない。この論文では現象の本質を理解しやすくするため風速

や回転数などを無次元化して図に示した。それによってコーニングにレイノルズ数に依存する領域としない領域があることが明らかになった。この研究が大きな角変位を伴う飛行体や落下物体の不安定現象の一つである大迎角飛行体のコーニング運動の理解を深めることに役立つことが期待される。

## 7. 謝 辞

本実験に当たり, 空力性能部室長戸田亘洋氏に低速風洞の使用に際して多大の協力を戴いた。管理部工作課の山崎亀義氏, 原島憲治氏(元)に, 実験に使用した模型を製作して戴いた。また, 空気力学部室長穂積弘一氏に, 模型の慣性モーメントの測定装置を借用させて戴いた。以上の方々に感謝の意を表します。

## 8. 文 献

- 1) Ericsson, L.E. and Reding, J.P., "Steady and Unsteady Vortex-Induced Asymmetric Loads on Slender Vehicles," *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 18, No. 2, 1981, pp. 97-109.
- 2) Reding, J.P. and Ericsson, L.E., "Maximum Side Forces and Associated Yawing Moments on Slender Bodies," *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 17, No. 6, 1980, pp. 515-521.
- 3) 久保田弘敏氏私信 1978年11月.
- 4) Yoshinaga, T., Inoue, K. and Tate, A., "Determination of Pitching Characteristics of Tumbling Bodies by the Free Rotation Method," *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 21, No. 1, 1984, pp. 21-28.
- 5) 宇宙材料実験用ロケット回収研究チーム: 宇宙材料実験用ロケット頭胴部の大迎角空力特性に関する研究, その3. 高空落下試験でのフラットスピンドルについての解析, 航空宇宙技術研究所資料 TM-426, 1980.
- 6) Kamiya, N., Suzuki, S., Nakamura, M. and Yoshinaga, T., "Some Practical Aspects

- of the Burst of Laminar Separation Bubbles," 12th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS-80-10.2, October, 1980.
- 7) Kubota, H., Arai, I. and Matsuzaka, M., "Flat Spin of Slender Bodies at High Angles of Attack," J. Spacecraft and Rockets, Vol. 20, No. 2, 1983, pp. 108-114.
- 8) Bamber, M. J. and Zimmerman, C.H., "The Aerodynamic Forces and Moments Exerted on a Spinning Model of the "NY-1" Airplane as Measured by the Spinning Balance," NACA Report No. 456, 1933.
- 9) Tobak, M., Schiff, L.B. and Peterson, V. L., "Aerodynamics of Bodies of Revolution in Coning Motion," AIAA Journal, Vol. 7, No. 1, 1969, pp. 95-99.
- 10) Schiff, L.B. and Tobak, M., "Results from a New Wind-Tunnel Apparatus for Studying Coning and Spinning Motions of Bodies of Revolution," AIAA Journal, Vol. 8, No. 11, 1970, pp. 1953-1957.
- 11) Clarkson, M.H., Malcolm, G.M. and Chapman, G.T., "Experimental Poststall Aerodynamic Coefficients for Airplane-Like Configurations," J. Aircraft, Vol. 13, No. 8, 1976, pp. 565-570.
- 12) Malcolm, G. V. and Clarkson, M. H., "Wind-Tunnel Testing with a Rotary-Balance Apparatus to Simulate Aircraft Spin Motions," Proceedings of AIAA 9th Aerodynamic Testing Conference, Arlington, Texas, June, 7-9, 1976, pp. 143-156.
- 13) Allen, H.J. and Perkins, E.W., "Characteristics of Flow Over Inclined Bodies of Revolution," NACA RM A50L07, March, 1951.
- 14) Keener, E.R., G.T. Coher, L. and Taleghani, J., "Side Forces on a Tangent Ogive Forebody with a Fineness Ratio of 3.5 at High Angles of Attack and Mach Numbers From 0.1 to 0.7," NASA TM X-3437, February, 1977.
- 15) Pick, G.S., "Investigation of Side Forces on Ogive-Cylinder Bodies at High Angles of Attack in the  $M=0.5$  to 1.1 Range," AIAA Paper No. 71-570, Palo Alto, California, June, 1971.
- 16) Thomson, K.D. and Morrison, D.F., "The Spacing, Position and Strength of Vortices in the Wake of Slender Cylindrical Bodies at Large Incidence," J. Fluid Mechanics, Vol. 50, Part 4, 1971, pp. 751-783.
- 17) Yoshinaga, T., Tate, A. and Inoue, K., "Coning Motion of Slender Bodies at High Angles of Attack in Low Speed Flow," AIAA Paper 81-1899, Albuquerque, New Mexico, August 19-21, 1981.
- 18) 吉永崇, 橋篤志: "細長物体の自励回転", 日本航空宇宙学会誌, 第33巻, 第377号, 1985年6月。
- 19) Redding, J.P. and Ericsson, L.E., "Maximum Vortex-Induced Side Force Revisited," AIAA Paper 83-0458, Reno, Nevada, January, 1983.
- 20) Ericsson, L.E. and Redding, J.P., "Dynamics of Forebody Flow Separation and Associated Vortices," J. of Spacecraft and Rockets, Vol. 22, No. 4, 1985, pp. 329-335.

---

## **航空宇宙技術研究所報告1059号**

平成2年3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 三興印刷

東京都新宿区西早稲田2-1-18

---

**Printed in Japan**