

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1378

円柱模型表面の高レイノズル数剥離流れの可視化

佐藤 衛・神田 宏・末永 尚史  
須谷 記和・重見 仁

1999年1月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1 . はじめに .....	2
2 . 実験装置および実験方法 .....	2
2-1 . 使用した風洞および模型 .....	2
2-2 . 流れの可視化方法 .....	3
2-3 . 試験方法 .....	4
3 . 試験結果 .....	4
3-1 . レイノルズ数効果 .....	4
3-2 . マッハ数の違いによる影響 .....	8
3-3 . 模型長さの影響 .....	9
3-4 . 壁（上下多溝壁）開口比効果 .....	9
4 . 渦の三次元性について .....	10
5 . まとめ .....	10
6 . 謝辞 .....	10
7 . 参考文献 .....	10

# 円柱模型表面の高レイノルズ数 剥離流れの可視化\*

佐藤 衛<sup>\*1</sup>, 神田 宏<sup>\*1</sup>, 末永 尚史<sup>\*2</sup>,  
須谷 記和<sup>\*1</sup>, 重見 仁<sup>\*1</sup>

## Visualization of Separated Flows over the Circular Cylinder at High Reynolds Numbers

Mamoru SATO<sup>\*1</sup>, Hiroshi KANDA<sup>\*1</sup>, Hisashi SUENAGA<sup>\*2</sup>,  
Norikazu SUDANI<sup>\*1</sup> and Masashi SHIGEMI<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

Flow visualization tests have been conducted in the NAL Two-Dimensional Transonic Wind Tunnel to investigate the boundary layer separation over circular-cylinder models at Reynolds number range of  $5 \times 10^5$  to  $30 \times 10^5$  and a Mach number of around 0.5. The laminar separation bubbles are observed on the surface around the critical Reynolds number and the cell-like structures are seen along the span. As Reynolds number increases, the laminar bubbles disappear and the flow field becomes more complicated. The ratio of the average cell length to the cylinder diameter is about 0.3 to 1.3 at Reynolds number of  $20 \times 10^5$ . Results of the visualization tests show that the separated flow is three-dimensional. We have established the liquid crystal technique to visualize boundary layer flows in the blow down wind tunnel.

**Key words:** flow visualization, circular-cylinder, three-dimensional separation, boundary layer, two-dimensional wind tunnel

### 概 要

可視化法(感温液晶法および油膜法)を用いて一様流中におかれた円柱模型表面の境界層および剥離流れの様子をレイノルズ数  $5 \times 10^5$  から  $30 \times 10^5$  の範囲でマッハ数 0.5 を中心に調べた。その結果、臨界レイノルズ数付近では円柱模型表面の境界層に層流剥離泡(バブル)が形成され、スパン方向に細胞室状の cell 渦構造が確認された。この結果、円柱模型表面上の剥離線の二次元性は臨界レイノルズ数領域で悪くなり複雑さが増すことが明らかとなった。さらにレイノルズ数が増加するにつれ、層流剥離泡は消滅し、剥離線の隣り合う渦間の距離は、cell 渦構造を含めて模型直径の約 1.3 ~ 0.3 倍程度になる。円柱模型上の境界層が三次元剥離を起こしていることが流れの可視化法より観測され、後流に影響

\* 受付 平成 10 年 9 月 10 日受付 (received 10 September 1998)

\*1 空力特性研究部 (Aerodynamics Division)

\*2 流体科学総合研究グループ (Fluid Science Research Center)

が及んでいることが判明した。また通風時間が比較的短く気流温度制御をしていない吹き出し式風洞（航空宇宙技術研究所・二次元遷音速風洞）において、感温液晶法を用いた境界層流れの可視化を試み、その技術を確立した。

## 記号

$M$  : 一様流マッハ数  
 $P_o$  : 集合胴淀み点圧力  
 $Re$  : レイノルズ数 (模型円柱直径を基準長さとする)  
 $T_o$  : 集合胴淀み点温度  
 $c$  : 模型コード長  
 $d$  : 円柱模型直径  
 $l$  : 円柱模型長さ  
 $l_z$  : 隣り合う渦間の距離 (図 7 参照)  
 $x$  : 気流軸方向  
 $z$  : 模型スパン方向  
 $\delta$  : 側壁境界層厚さ

## 1. はじめに

円柱周りの流れは古くから研究が行われており抗力係数、圧力分布および後流の流線の可視化等はいくつもの論文が報告されている (例えば文献 1, 2, 3, 8, 9, 10)。特に抗力の急激な減少を示すレイノルズ数  $Re = 10^5 \sim 10^6$  のある範囲を臨界レイノルズ数領域と定義している。この抵抗の変化に関する剥離パターンについては様々な観察がある。円柱周りの剥離線の二次元性については種子田ら<sup>3)</sup>の油膜法結果に報告されている。また一方では剥離渦の三次元性について、横井ら<sup>4),5)</sup>は円柱表面上の境界層は三次元剥離による縦渦の発生によると指摘している。また臨界レイノルズ数領域での揚力による非対称な剥離流が横力を引き起こすことが橋ら<sup>6)</sup>による細長物体のフラットスピン現象の研究、および泉ら<sup>7)</sup>の数値計算に報告されている。さらに円柱周りの剥離の三次元性 (スパン方向への変化) については以下のような観察と指摘がある。Humphreys<sup>8)</sup>は臨界領域での細胞構造による剥離の三次元性を観察した。この場合直径の 1.4 ~ 1.7 倍の波長で軸方向に周期的な流れが現れる。この原因は乱流楔によることを示している。Gerrard<sup>9)</sup>は純カルマン渦列領域においてカルマン渦の渦線が円柱軸に平行でなく傾いている場合、円柱表面の境界層剥離が、または剥離した剪断層内の渦度集中が、軸に沿って同時に起こらずに、最初に起こった点から両端へと一定速度で伝播する現象が見られ、それは流れの乱れによる三次元性によるものであると指摘している。Kestin<sup>10)</sup>は上流淀み点付近から発生する Görtler 型縦渦による三次元性を指摘している。

本報告では、上記の三次元的現象を明らかにするために吹き出し式高圧風洞において、高レイノルズ数領域に

おける円柱模型表面の流れの可視化を試みる。流れの可視化の方法として流れに影響を及ぼさない感温液晶法<sup>11),12),13)</sup>と円柱模型表面の境界層の挙動を調べる目的として油膜法<sup>14)</sup>を用いた。円柱模型は直径  $d = 25$  mm、長さ  $l = 200$  mm および  $300$  mm のものを用いた。試験マッハ数は  $M = 0.5$  を中心に行い、試験レイノルズ数は  $Re = 5 \times 10^5 \sim 30 \times 10^5$  (翼模型直径  $d = 25$  mm を基準とする) の範囲である。流れの可視化法により、臨界レイノルズ数領域において境界層の三次元的な  $z$  軸方向に細胞室状の cell 渦構造を持つ剥離現象が確認されたので、その結果を中心に報告する。

## 2. 実験装置および実験方法

### 2-1. 使用した風洞および模型

実験は航空宇宙技術研究所の二次元遷音速風洞<sup>15)</sup>で行った。表 1 に二次元風洞の主要な諸元を示す。この風洞は吹き出し式で、幅  $0.3$  m × 高さ  $1$  m の測定部断面を持つ二次元翼型試験用遷音速風洞である。風洞の試験が可能なマッハ数は  $0.2 \sim 1.15$  である。試験時には集合胴圧力  $P_o$  を  $196$  kPa ~  $1176$  kPa まで任意の値で制御することが出来、最大で実機相当のレイノルズ数  $Re = 40 \times 10^6$  (翼型模型コード長  $c = 250$  mm を基準、 $M = 0.8$ ) が可能である。風洞の質量流量乱れは  $0.3\% \sim 0.45\%$  ( $M = 0.2 \sim 0.8$ )、測定部騒音  $C_{prms}$  は  $6\% \sim 1\%$  ( $M = 0.2 \sim 0.9$ )<sup>6)</sup> である。翼型模型はコード長  $c = 250$  mm を標準としており、翼前縁の直径は翼型にもよるが約  $25$  mm 程度となる。円柱模型の直径は翼型模型前縁部の境界層流れの模擬を考慮して  $25$  mm とした。長さは測定部幅と同じ  $l = 300$  mm と本風洞の側壁境界層厚さ分 ( $\delta = 47$  mm)<sup>17)</sup> を差し引いた  $l = 200$  mm の 2 種類を選定した。それぞれの円柱模型表面粗さは  $0.47 \sim 0.84$   $\mu\text{m}$  の範囲内である。感温液晶法

表 1 二次元風洞主要諸元

風洞形式	間欠吹き出し式
測定部断面積	0.3 m(幅) × 1.0 m(高さ)
淀み点圧力	196 kPa ~ 1176 kPa
マッハ数範囲	0.2 ~ 1.15
レイノルズ数	$40 \times 10^6$ (コード長基準)
通風時間	9 ~ 100 sec

表2 感温液晶の種類と温度の対応の一例

液晶のタイプ	茶	緑	青	適用 To	試験期間
R-6	4.5	5.7	7.1	約 10	12月
R-10	8.4	9.4	11.0	約 15	11月
R-20	18.7	19.8	21.0	約 25	9月

の可視化について、模型は金属模型で黒染め加工を施しているが断熱加工はしてない。通風時間が比較的短く模型内部の熱伝導による変化量が少ない吹き出し式風洞では、模型に断熱処理をほどこさなくとも十分通風時間内の可視化は可能<sup>18)</sup>である。

2-2. 流れの可視化方法

(1) 感温液晶法

使用した風洞は吹き出し式風洞で、通風時間も数十秒と比較的短く集合胴温度のコントロールを行なっていないため、試験を行なうにあたり、あらかじめ風洞気流温度を把握して液晶の呈色温度範囲を選定する必要がある。感温液晶の呈色温度範囲を広くすると、色変化の度合いが小さくなり、分解が悪くなる。呈色温度範囲が小さいと色の変化の時間が短くなるなど、呈色温度範囲の選定を誤ると感温液晶の塗り直し、乾燥等に1日程度必要となり、試験日程等変更を余儀無くされる。液晶の呈色温度および呈色温度幅は風洞のタイプにより異なる。長時間運転が可能な連続式風洞の場合には、模型表面温度は局所回復温度に収束することから、層・乱流の回復温度差が呈色温度幅となるように選定する。吹き出し式風洞の場合には短い通風時間と貯気槽（集合胴内）の温度変化（低下）により模型表面温度が一定になることはない。したがって吹き出し式風洞では模型初期温度と回復温度の中間を呈色温度とする液晶を選定することになる。このとき、液晶の呈色は模型表面温度が回復温度に向かう過程を示す。つまり、層・乱流の熱伝達率の相違を利用し遷移点を可視化しなければならない。吹き出し式の遷音速または超音速風洞では通常、室温の貯気槽状態を使用するため、通風中の模型表面温度は低下する。回復温度に関しては、乱流域の方が高いが、拡散作用のため壁面での熱伝達率は大きく、層流域より早く冷却される。そこで、通風と同時に液晶の様子を観察すると、乱流域の方が低い温度を示す。吹き出し式の風洞の場合には液晶による可視化は熱伝達率分布を表している<sup>11),12)</sup>ことになる。通常本風洞では集合胴温度より呈色温度が約5℃低い液晶を使用している。吹き出し式風洞では気流温度を制御しておらず感温液晶の呈色中心温度と呈色温度範囲の選択が重要であり、十分な注意が必要である。本試験で

は試験時期の集合胴温度（約25℃以下）を考慮し、呈色中心温度20℃、温度幅2.5℃のR-20マイクロカプセル封入型コレステリック感温液晶（日本カプセルプロダクト製）<sup>20)</sup>を使用した。この感温液晶は市販されており、呈色温度範囲を指定することによって簡単に手に入れることができる。呈色温度範囲は複数の液晶を混ぜ合わせることにより定めることができる。表2に感温液晶の種類と温度との対応例を示す。この感温液晶は温度の低下とともに青、緑、赤と色彩変化する。温度の変化を一種のトレーサと考えれば模型表面の温度を可視化することにより流れを可視化することになる。吹き出し式風洞においては、乱流混合における熱伝達が大きいため境界層外気流の温度の影響を受け、乱流域が層流域に比べて低い温度を示すことを利用して可視化することになる。コレステリック感温液晶は分子方向が各層ごとにわずかに回転して、螺旋構造をしており、特定の波長の光に対して選択性散乱を示す。そのため他の成分の光は全て透過するので感温液晶を塗布する面には、あらかじめ艶消しの黒色塗装で下地を仕上げておく必要がある。感温液晶の塗装は、エアブラシ等の吹き付け器具を使用し、感温液晶の乳白色液体と同量の蒸留水（1：1）で希釈したものを少しずつ吹き付ける。乾燥と塗布を数回くり返し、塗装膜の厚みが50μm程度まで感温液晶を塗布する。十分に乾いたら表面を目の非常に細かいラッピングフィルムシート（3M製、粒度番号9～12ミクロン、砥粒：酸化アルミニウム）で丹念に磨く。境界層遷移現象の可視化の場合、常に塗布表面の粗さ自体が及ぼす影響について議論されるため、最後の研磨作業は特に重要である。

(2) 油膜法

上述のように、本風洞は吹き出し式で通風時間が数十秒と制限されるため、この通風時間内にオイルの軌跡が鮮明に観測されるようなオイルおよび顔料の混合比を用いなければならない。試験に用いたオイルは二酸化チタン（TiO<sub>2</sub>）：1、流動パラフィン：2、オレイン酸（CH<sub>3</sub>（CH<sub>2</sub>）<sub>7</sub>CH）：数滴の割合でよく混ぜあわせ、二酸化チタンと流動パラフィンが良く混合するように数日隔たものを使用した。高レイノルズ数の場合には、通風流量が多くなり動圧も高く、剪断力が大きくなることなどから、二酸化チタンの割合を1.5程度に増加し、混合比を変えるな

ど可視化に適した調合を行った。

### 2-3. 試験方法

図1に本試験に使用した風洞の測定部に円柱を取り付けた状態を示す。試験は、マッハ数 $M=0.5$ を中心に、コード長 $c=25\text{ mm}$ （直径）の模型で行った。集合胴よどみ点圧力を変えることによってレイノルズ数 $Re=5\times 10^5\sim 30\times 10^5$ の範囲で変化させた。流れの可視化の様子は通風中の状態を模型上部後方から3CCD高解像度ビデオカメラ（池上製MKC-303A）でビデオに撮影した。本可視化結果はすべて通風中の結果であり、必要に応じてビデオプリンターに出力したものを使用した。また抗力係数は、模型から560 mm下流で側壁から170 mmの位置でのウェークトラバース法から求めた。ウェークトラバース速度は50 mm/s、サンプリングタイム20 ms、データ間隔は1 mmである。通風流量にもよるが1ブローにつき数回トラバースが可能である。

## 3. 試験結果

### 3-1. レイノルズ数効果

図2は、ウェークトラバース法から求めたレイノルズ数の異なる後流圧力分布の一例である。縦軸はプローブ位置、横軸は総圧と集合胴圧との比から求めた圧力比。横

軸は基準点移動）である。圧力分布は円柱模型の中央を中心にほぼ上下対称である。この後流が含まれる区間の圧力損失を積分し抗力係数を求めた。レイノルズ数はそれぞれ $Re=7\times 10^5, 9\times 10^5, 13\times 10^5, 20\times 10^5$ である。この後流圧力分布測定結果（剥離の領域）からもわかるようにレイノルズ数 $Re=9\times 10^5$ において抗力が急に減っていることがわかる。抗力の急激な低下現象は円柱表面の境界層が層流状態で剥離泡を形成し、その下流で乱流に遷移した後に再付着し再び剥離することによって生じると考えられる。模型長さ $l=200\text{ mm}$ の抗力係数とレイノルズ数の関係を図3に示す。乱れの小さな主流中におかれた円柱の抗力係数はレイノルズ数 $Re=10^5\sim 10^6$ のある範囲において急激な減少を示すことは数多くの文献で報告されている（例えば文献1, 2, 21, 22, 23）。本実験結果において神谷ら<sup>23)</sup>の試験結果と比べると抗力が激減する臨界レイノルズ数が高くなっている。この原因として、一様流速度、模型表面の粗さ、あるいは気流の乱れおよび抗力測定方法などの実験条件の違いが影響していることが考えられる。図4(a)と(b)にレイノルズ数 $Re=5\times 10^5$ での感温液晶法および油膜法による可視化結果を示す。図4(a)には本風試に使用した液晶R-20の色見本温度分布（18.7～21.0）も示す。円柱模型前縁部の青く見えるところが層流域であり、茶色に見えるところ

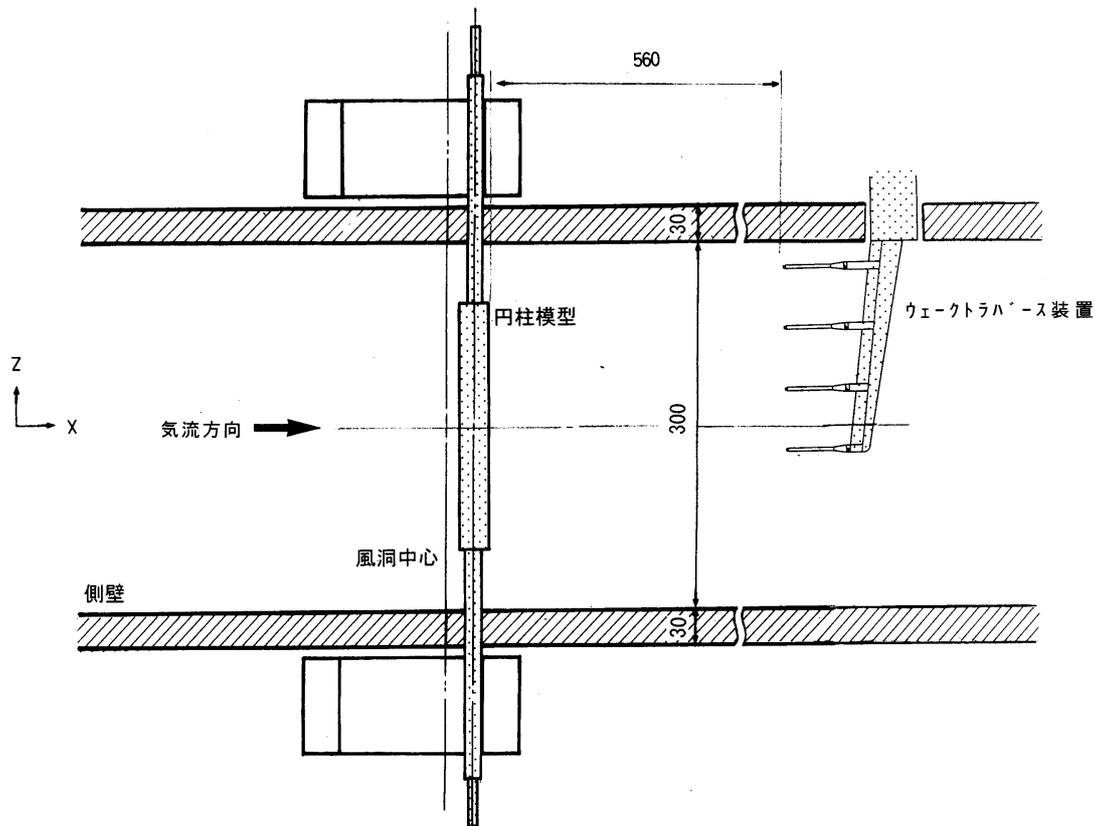


図1 模型取り付け概略図

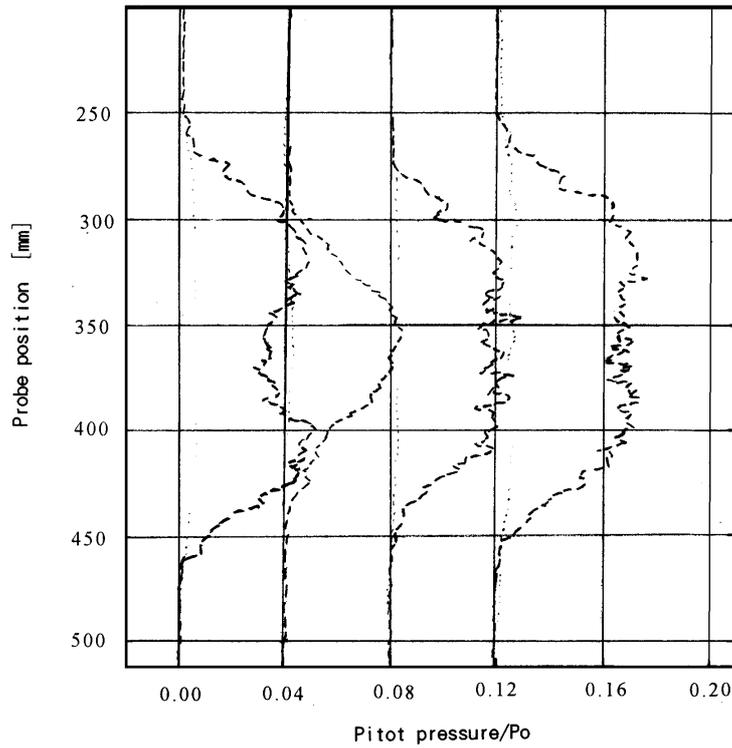


図2 後流圧力分布 ; ( $l = 200$ )

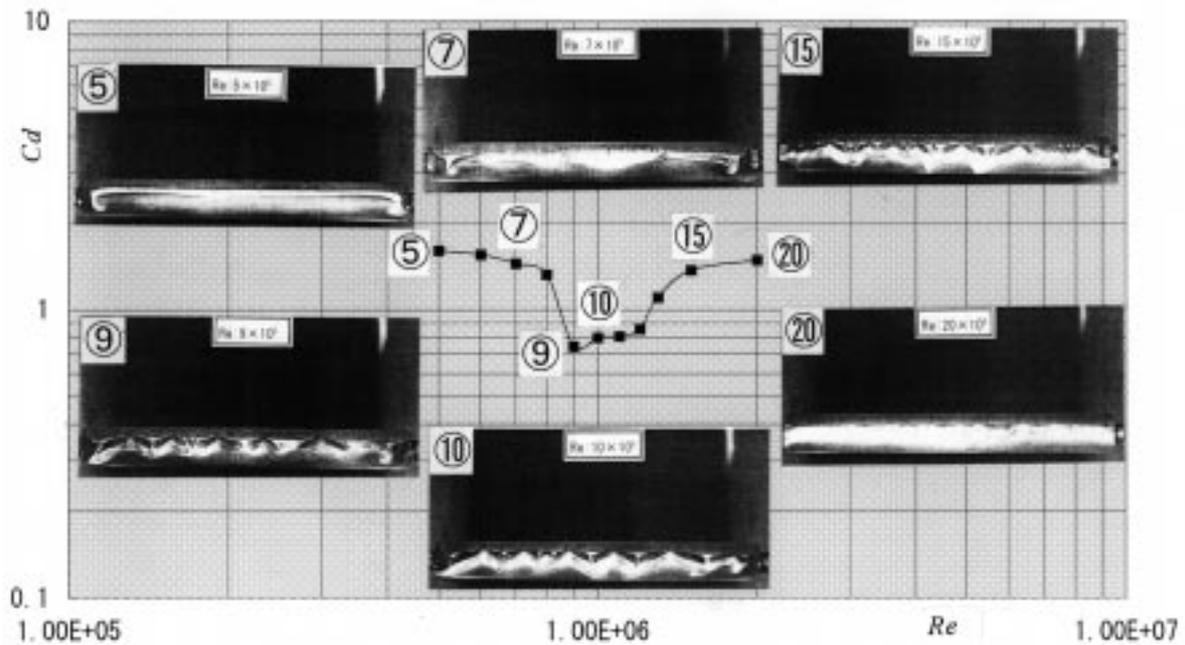


図3 抗力係数とレイノルズ数の関係 ; ( $l = 200$ )

が温度の低い乱流域であると考えられる．乱流域で温度が低くなっているのは，前述(2.2項)した理由から熱伝達率の大きい乱流域のほうが層流域よりも液晶表面温度が低くなる<sup>11), 12), 24)</sup>ためと考えられる．したがって，この可視化結果は熱伝達率の分布を表していると考えられる．境界層は剥離線まで二次元的に発達しており，剥離線も

二次元性を保っている．また乱流楔が見られることからすでに述べたように青色の部分は層流であると判断される．このように感温液晶法によって曲率のある円柱模型にたいしても境界層遷移が判定できることがわかる．今回の試験において高レイノルズ数(高圧化)の流れでは貯気層(集合胴)の温度降下が大きく<sup>13), 19)</sup>，乱流域の温

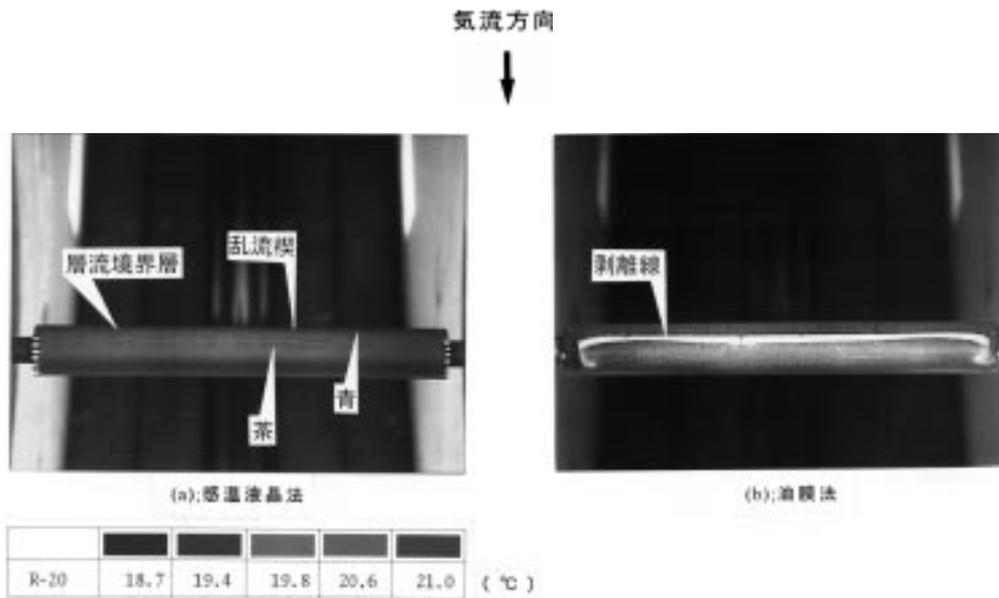


図4 (a) 感温液晶による境界層の流れの可視化 (b) 油膜法による境界層流れの可視化  
( $M = 0.5$ ;  $Re = 5 \times 10^5$ ;  $l = 200$ )

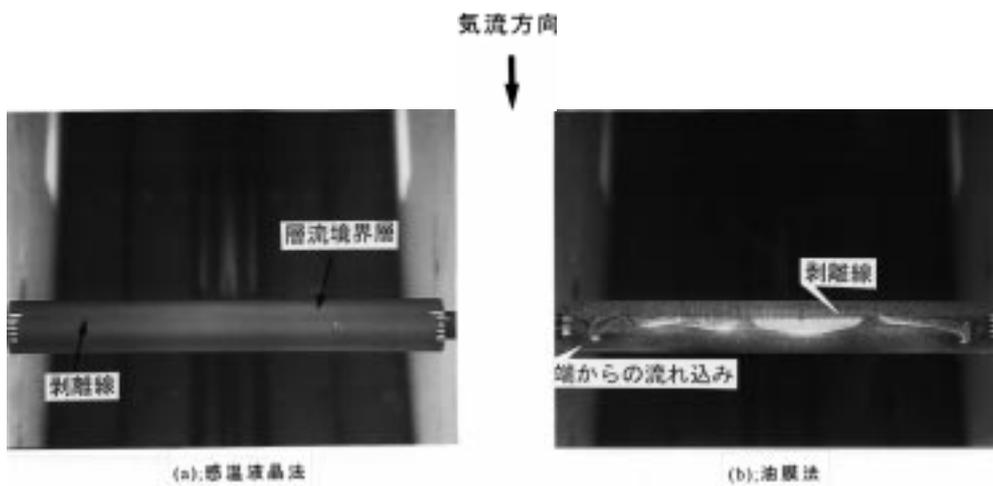


図5 (a) 感温液晶法による境界層の流れの可視化 (b) 油膜法による境界層流れの可視化  
( $M = 0.5$ ;  $Re = 7 \times 10^5$ ;  $l = 200$ )

度が呈色温度範囲よりさらに低くなったため、観測不可能であった。また感温液晶被膜は接着力が弱く、被膜が引き裂かれる事があった。液晶のエアブラシによる吹き付け方法はこの試験には必ずしも適さないことが判明した。

図4 (b)の油膜法の結果より、剥離線はスパン方向に二次元的である。円柱背面部からの逆流領域が剥離線まで観測される。ここでは剥離泡は観察されていない。図5(a),(b)にレイノルズ数  $Re = 7 \times 10^5$ 、マッハ数  $M = 0.5$  の感温液晶法および油膜法の結果を示す。剥離線は二次元性がややくずれスパン方向に弱い三次元的な剥離形態が観察される。乱流楔の発生等から、剥離する前の境界層は層流境界層であると思われる。図6にレイノルズ数

$Re = 9 \times 10^5 \sim 30 \times 10^5$ での油膜法の結果を示す。図3に示したようにレイノルズ数  $Re = 9 \times 10^5$  付近での抗力係数が急激な減少を示している。図6によればこの急激な抗力減少の原因は円柱表面の層流境界層が層流剥離し、層流が乱流に遷移して円柱表面に再付着し、剥離泡が形成され、さらに剥離泡後方の再付着した領域が剥離点を後退(剥離領域の減少)させることによると考えられる。この剥離泡に円柱模型表面の層流境界層が局部的に乱流に遷移し、図6(a),(b)で見られるようにスパン方向に剥離泡が分断され規則的な細胞室状の cell 渦構造が出来る。このように剥離泡が分断される原因の一つとして乱流楔によることが考えられるが、必ずしもすべての乱流楔で分断されていないこと、さらに規則性があること等

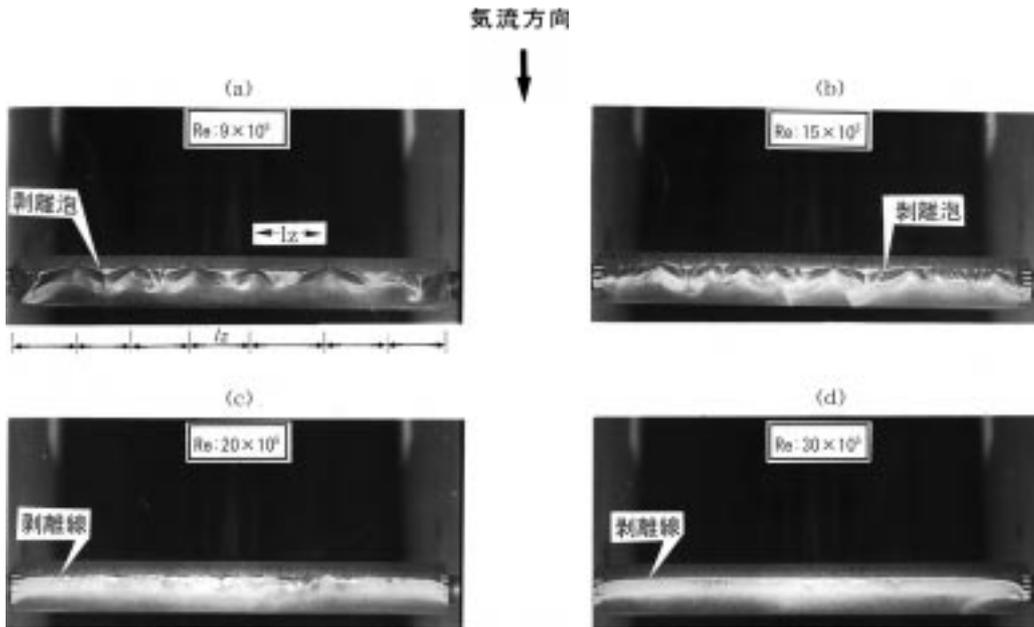


図6 油膜法によるレイノルズ数効果  
( $M = 0.5$ ;  $Re = 9 \times 10^5 \sim 30 \times 10^5$ ;  $l = 200$ )

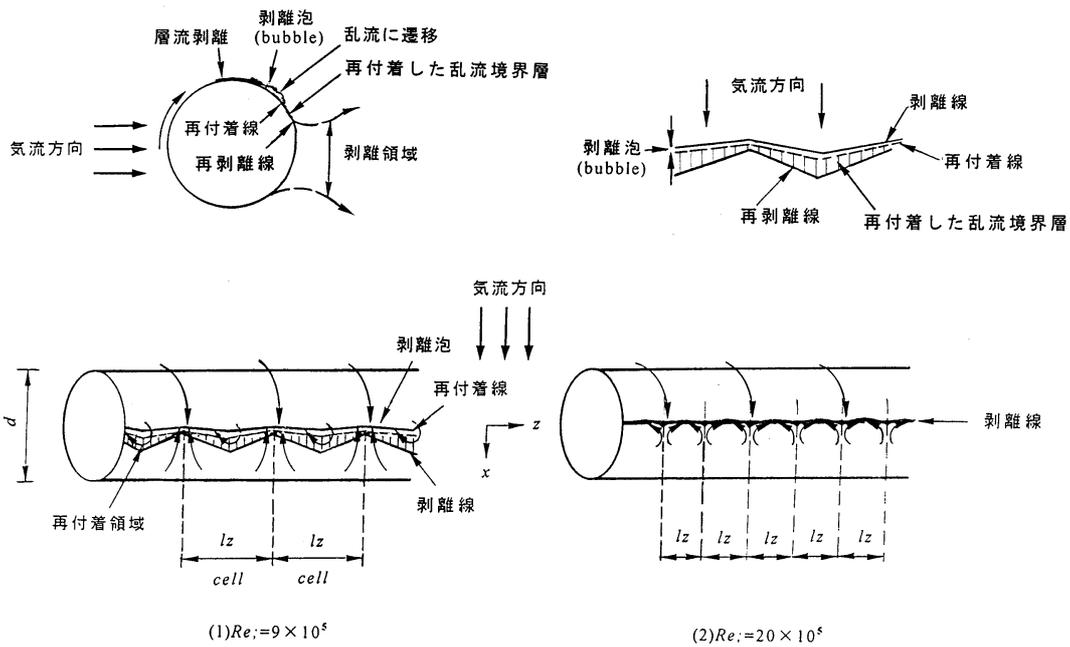


図7 三次元剥離の構造

から他にも剥離の三次元性の要因が考えられる．剥離線の二次元性の程度は模型スパン  $z$  方向において隣り合う細胞室状間の渦の距離  $l_z$  あるいは  $l_z/d$  によって表示することができる．レイノルズ数 ( $Re = 20 \times 10^5$ ) の増大によって三次元性の相関長さ  $l_z/d$  が小さくなる．境界層剥離によって急激に流線相互の平行性が乱され剥離直後の隣り合う流線は一樣でなく疎密が生じることがトレーサ法を用いて横井ら<sup>4),5)</sup> および Humphreys<sup>8)</sup> によって報告さ

れている．本実験でも図6(c)と図6(d)のレイノルズ数  $Re = 20 \times 10^5$  および  $30 \times 10^5$  の油膜法の結果をみると、隣り合う剥離点間の距離  $l_z$  は小さくなり、三次元的な剥離領域が消滅することが観察される．図7にこれまでの可視化観察から推定される剥離の三次元性についてのスケッチを示す．上流の境界層が層流状態にある時、剥離領域は二次元性を保っている．しかし、臨界レイノルズ数付近では境界層が剥離泡を形成し、その下流で乱流に

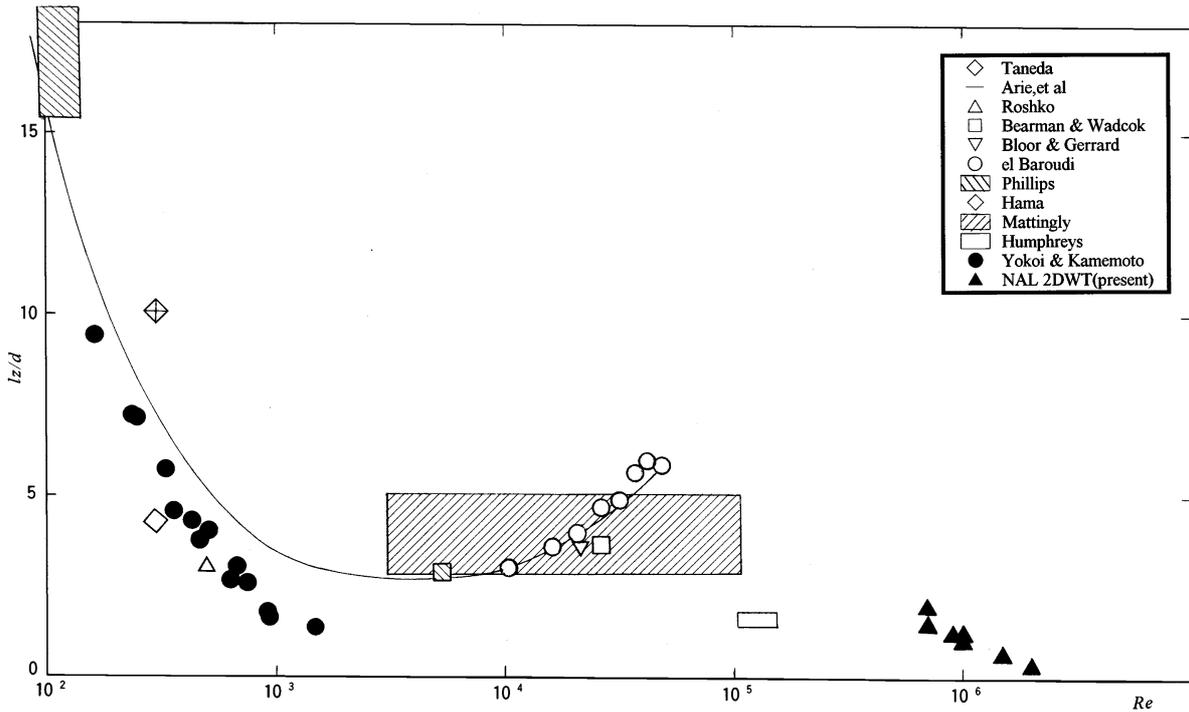


図8 円柱模型表面上の相関長さの  $Re$  数依存性<sup>5), 25)</sup>

遷移（再付着）した後に剥離する．つまり Shear stress の増大によって早くオイルがぬぐい去られている場所が再付着領域で乱流境界層であると考えられる．乱流楔の発生等により円柱背面部の逆流領域の速度が不均一になり，剥離線は三次元性を帯びてくるものと思われる．剥離線は臨界レイノルズ数領域において三次元性を増してくると考えられる．図8はこれまでに低レイノルズ数領域で報告<sup>5), 25)</sup>されているスパン ( $z$  軸) 方向に隣り合う剥離点間長さ  $lz/d$  をレイノルズ数  $Re$  の関数として示したものに本実験結果を付け加えた図である．熱線流速計による後流測定（ $\square$ ,  $\triangle$ ,  $\diamond$ ,  $\circ$  印），トレーサ法，タフト法（ $\square$ ,  $\triangle$ ,  $\diamond$ ,  $\circ$  印）による円柱後流および表面近くの可視化の観測結果，さらに本実験の円柱表面上でのオイルフロー法（ $\bullet$  印）による可視化観測結果を付け加えたものである．この結果より円柱スパン方向の剥離領域はレイノルズ数が低い場合広く，レイノルズ数を高くしていくに従って狭くなる．このことは高レイノルズ数になるにつれて，円柱面上の境界層が乱流になり，より剥離しにくくなること，また可視化結果より乱流楔による剥離線の分断によると考えられるが cell 渦構造に規則性があり乱流楔全てにおいて分断されているとは油膜法結果を見る限り考えられない．

3-2. マッハ数の違いによる影響

図9にレイノルズ数  $Re = 9 \times 10^5$  でマッハ数をそれぞれ  $M = 0.2, 0.5, 0.8$  に変えた場合の試験結果を示す．レ

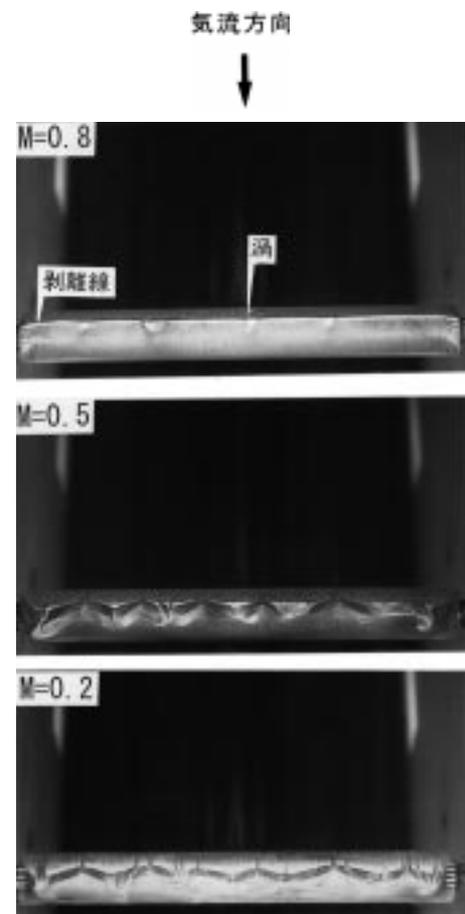


図9 油膜法による境界層流れの可視化 ( $M = 0.2, 0.5, 0.8$ ;  $Re = 9 \times 10^5$ ;  $l = 200$ )

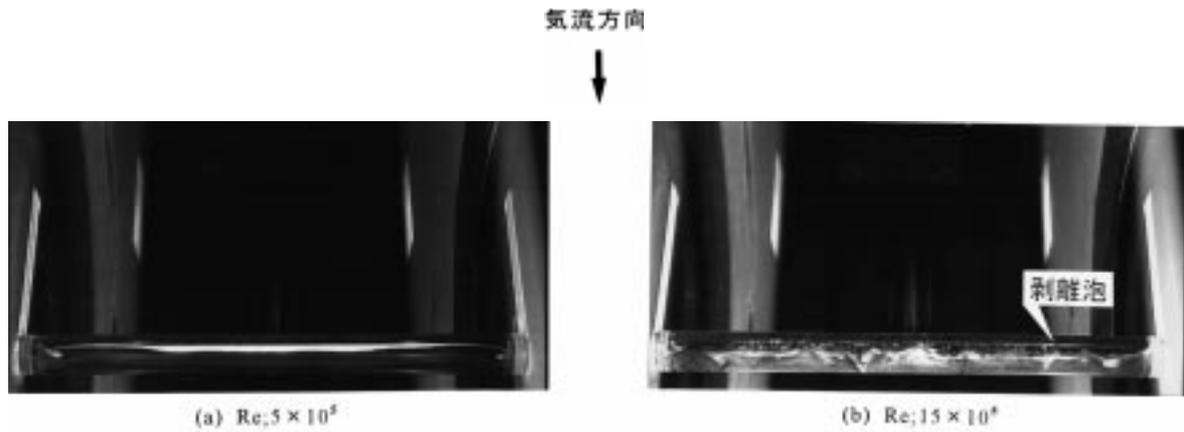


図10 油膜法によるレイノズル数効果 ( $l = 300$ )

レイノルズ数が一定にもかかわらず剥離の形態が違うのは衝撃波ができることによる影響と思われる。 $M = 0.2$ および $0.5$ は層流剥離泡が観測され、その二次元性が崩れてスパン方向に規則性のある三次元的な構造となる。 $M = 0.8$ になると層流剥離泡が消失することにより、細胞状の cell 渦は消え、剥離線のスパン方向に渦が形成される。

3-3. 模型長さの影響

図10(a),(b)に模型長さ  $l = 300$  mm, レイノルズ数  $Re = 5 \times 10^5$ , および  $15 \times 10^5$  の結果を示す。レイノルズ数  $Re = 5 \times 10^5$  において剥離線は二次元性が保たれているが、側壁付近ではオイルの溜まりが円柱中央部に比べて少なく測定部側壁境界層の排除効果の影響<sup>17), 26), 27), 28)</sup>が及んでいると考えられる。レイノルズ数  $Re = 15 \times 10^5$  の場合、剥離泡は二次元性が崩れスパン方向に三次元的な構造となる。 $l = 300$  mm 模型の剥離泡の二次元性は  $l = 200$  mm 模型に比べて規則的な cell 渦構造は観察されない。このことは  $l = 300$  mm 模型では両端が壁ではさまれているのに対して  $l = 200$  mm 模型では円柱の両端からの流体の流れ込みがあり、この違いの影響によるものと考えられる。

3-4. 壁（上下多溝壁）開口比効果

図11に上下壁（多溝壁）の影響を示す。二次元風洞は遷音速風洞特有の通気性のある上下多溝壁を用いている。壁開口比を変えたときのマッハ数分布特性は、壁開口比が大きい方が設定マッハ数からのずれは小さく、開口比が小さくプリナム室の抽気量が大きいと設定マッハ数のずれが大きいことが報告<sup>30), 31)</sup>されている。図11(a)に壁開口比0%, 図11(b)に壁開口比3%, 図11(c)に壁開口比10%の結果を示す。レイノルズ数は  $Re = 15 \times 10^5$  である。図の上向き矢印は上下壁の溝に対応する位置を示す。図11(a)の壁開口比0%の場合には乱流楔の発生が確認されるが層流剥離泡は比較的二次元性を保っている

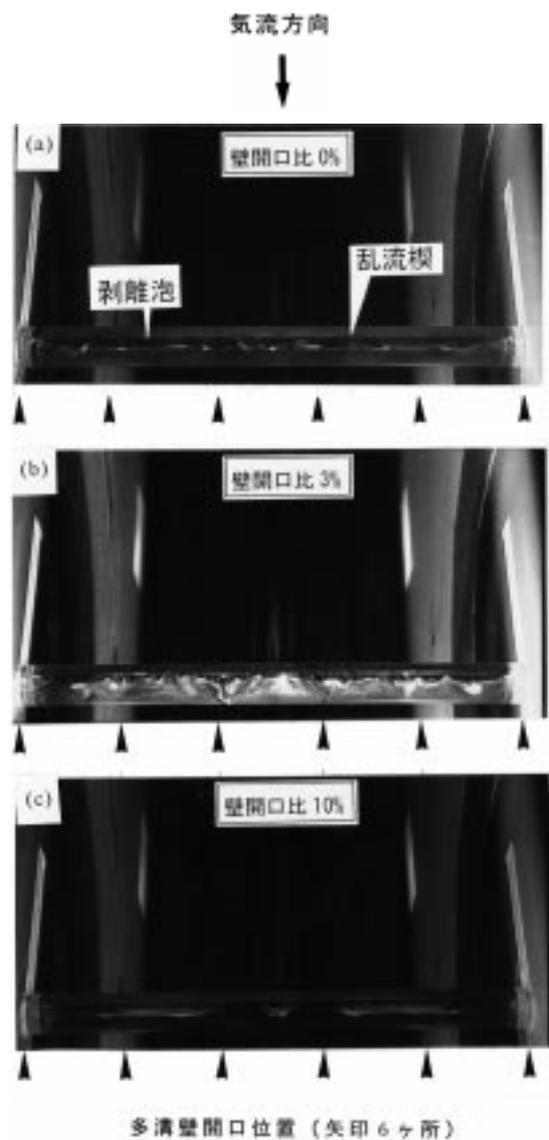


図11 上下多溝壁の影響  
( $M = 0.5$ ;  $Re = 15 \times 10^5$ ;  $l = 300$ )

る。図 11 (b) に壁開口比 3% の結果を示す。壁開口比 0% に比べてあきらかに剥離泡は三次元的になり開口位置での模型表面に対する影響が大きいことが観測される。図 11 (a) , (b) , (c) を比較すると壁開口比 3% の場合に気流に及ぼす影響が大きいと考えられる。多溝壁開口比は最大で 10% , 幅 6 mm で上下それぞれ 6 本のスリットが切っており両サイドは半分の 3 mm 幅<sup>13)</sup>である。通常二次元風洞においては、壁開口比 3% で試験を行なっている。これは翼型試験において他風洞 (NAE)<sup>29)</sup> との比較をし、良好な揚力特性を得た結果から用いられた壁開口比である。このことから測定部上下の通気性のある多溝壁が気流に影響を及ぼす原因の一つと考えられる。

#### 4. 渦の三次元性について

剥離の三次元性は臨界レイノルズ数付近において剥離泡が形成され、それが再付着領域において乱流楔によりスパン方向に cell 状の渦に分断されることによると思われる。図 7 の三次元剥離の構造について参照されたい。しかしながら cell 渦構造に規則性があるので、乱流楔の全てにおいて分断されているとは油膜法結果を見る限り考えられない。さらにレイノルズ数 ( $Re = 30 \times 10^5$ ) が高くなるにつれて境界層は全域で乱流になり剥離線は二次元的になる。油膜法は境界層流れの可視化法として最も使用される手法であるが、臨界レイノルズ数流れでは塗布されたオイル自体が境界層遷移に直接影響を及ぼす<sup>32)</sup>可能性があると思われる。

#### 5. まとめ

1. 円柱表面上の境界層は剥離の上流側では二次元的に発達しているが、臨界レイノルズ数付近では剥離泡が形成され乱流楔によってスパン方向に速度成分の不連続な部分ができ、その結果剥離泡が分断されスパン方向に規則的な細胞室状の cell 渦構造が見られる。
2. 剥離線は臨界レイノルズ数領域でスパン方向への cell 渦が発生し二次元性が悪く、複雑さが増し三次元性を帯びてくる。さらに高いレイノルズ数領域において境界層は全域乱流となり剥離線の二次元性はよくなる。
3. レイノルズ数が同一でもマッハ数の違いによって衝撃波の剥離の構造に影響を及ぼしていると考えられる。
4. 剥離形態の相違は、遷音速風洞特有の通気性のある壁からの気流の乱れも原因の一つと考えられる。
5. 液晶被膜は接着力が弱く、高レイノルズ数 (動圧の大きい) 試験においては被膜が引き裂かれる等適していない。
6. 流れの可視化の一つである油膜法では、臨界レイノルズ数付近での流れでは塗布されたオイル自体が境界層遷移に直接影響を及ぼす可能性がある。

#### 6. 謝辞

本実験にあたり懇切丁寧な助言をいただきました。前超音速風洞制御室長 吉永 崇博士に、また実験へのご協力に対し、関係各位の皆様様に紙面を借りて深く感謝の意を表します。

#### 7. 参考文献

- 1) 松井辰彌: 円柱を過ぎる流れの剥離, 日本航空宇宙学会誌, 第 20 巻, 第 226 号, 1972 年。
- 2) Roshko, A., " Experiments on the flow past a circular cylinder at very high Reynolds number ", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 10, part 3, 1961.
- 3) 種子田定俊, 天本 肇, 石井幸治: 円柱後方の逆領域の測定, 九州大学応用力学研究所所報, 第 36 号, 1972 年。
- 4) 横井嘉文, 亀本喬司: 二次元的な境界層はく離流れに潜在する初期の三次元渦構造 (円柱上層流境界層はく離の可視化観測), 日本機械学会論文集 (B 編) 57 巻, 534 号, 1991 年。
- 5) 横井嘉文, 亀本喬司: 二次元的な境界層はく離流れに潜在する初期の三次元渦構造 (円柱上層流境界層はく離の剥離域側からの可視化観測), 日本機械学会論文集 (B 編) 57 巻, 541 号, 1991 年。
- 6) 泉 元, 谷口伸行, 川田 裕, 小林敏雄, 足立武司: 円柱周りの 3 次元流動解析 (第 1 報, 静止円柱の場合), 日本機械学会論文集 (B 編) 60 巻, 579 号, 1994 年。
- 7) 楯 篤志, 岩崎昭人, 藤田敏美, 吉永 崇: 臨界レイノルズ数付近の軸対称物体のフラットスピン, NAL TR-1271, 1980 年。
- 8) Humphreys, J.S., " On a Circular Cylinder in a Steady Wind at Transition Reynolds Numbers ", Journal of Fluid Mechanics, 1960, Vol. 9.
- 9) Gerrard, J. H., " The Three-Dimensional Structure of the Wake of a Circular Cylinder ", Journal of Fluid Mechanics, 1966, Vol. 25.
- 10) Kestin, J. and Wood, R.T., " On the Stability of Two-Dimensional Stagnation Flow ", Journal of Fluid Mechanics, 1970, Vol. 44.
- 11) 須谷記和, 神田 宏, 佐藤 衛, 野口正芳, 石田洋治: 感温液晶を用いた遷音速翼型面上境界層遷移の可視化法, 日本航空宇宙学会第 25 期年会講演会, 1994 年。
- 12) Sudani, N., Sato, M., Kand, H., Matsuno, K., " Flow Visualization Studies Effects in Two-Dimensional Transonic Airfoil Testing ", AIAA Paper 93-0090, 1993.
- 13) 野口正芳, 石田洋治, 須谷記和, 佐藤 衛, 神田 宏:

- 遷音速における二次元LFC翼の感温液晶による遷移点の可視化試験, NAL TM-679, 1995年.
- 14) 流れの可視化学会編集: 流れの可視化ハンドブック, 朝倉書店, 1986年
- 15) 空気力学第2部: 航技研二次元風洞の構造と特性, NALTR-647, 1980年.
- 16) 小国保男, 佐藤 衛, 神田 宏, 榊原盛三, 三輪等, 馬場滋夫: 航技研二次元風洞の気流特性について( ), NAL TR-842, 1984年.
- 17) Kawamoto, I., Miwa, H., Baba, S., Sato, M., Kanda, H., and Sudani, N., "Recent Airfoil Tests in the NAL 2D High Reynolds Number Wind Tunnel", Proceeding of the JSASS 28th Aircraft Symposium, 1990.
- 18) 佐藤 衛, 須谷記和, 神田 宏, 重見 仁: 感温液晶を用いた流れの可視化(航技研二次元風洞における実験から), 可視化情報学会誌, 第18巻, 69号, 1998年.
- 19) 馬場滋夫, 末永尚史, 鈴木正光, 戸田巨洋: 航技研高圧貯気槽設備の更新について, NAL TM-673, 1991年.
- 20) 鷲谷昭二郎: 液晶温度センサ, センサ技術, Vol. 9, No.7, 1989年.
- 21) Achenbach, E., "Influence of Surface Roughness on the Cross-Flow around a Circular Cylinder", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 46, part 2, 1971.
- 22) 谷 一郎: 流れ学, 岩波全書, 第3版, 1983年
- 23) Kamiya, N., Suzuki, S., and Nishi, T., "On the Aerodynamic Force Acting on a Circular Cylinder in the Critical Range of the Reynolds Number", AIAA Paper 79-1475, 1979.
- 24) 藤本 朗, 森田直弘, 山口洋一, 金子 敦, : 遷音速の境界層遷移計測, 第26回流体力学講演会講演集, 1994年.
- 25) 有江幹生, 木谷 勝, 鈴木雍宏, 萩野光俊, 高橋恭吾: 円柱流体の特性におよぼす主流乱れの影響. 日本機械学会論文集(B編), 46巻, 408号, 1980年.
- 26) Su, Y., "Mechanism of Sidewall Effect Studied with Oil-Flow Visualization", AIAA Journal, Vol. 27, 1989.
- 27) 佐藤 衛, 神田 宏, 須谷記和, 松野謙一: 遷音速翼型試験における側壁干渉効果に関する流れの可視化を用いた研究, NAL TR-1196, 1993年.
- 28) 河本 巖, 三輪等, 小国保男, 須谷記和, 佐藤 衛, 神田 宏, 榊原盛三: アスペクト比の異なる二次元翼模型の風洞試験について, 第26回飛行機シンポジウム, 1988年.
- 29) Ohman, L. H., Brown, D., "The NAE High Reynolds Number 15in x 60in Tow-Dimensional Test Facility Part . Results of Initial Calibration", NAE, LTR-HA-4, 1970.
- 30) 河本 巖, 三輪等, 小国保男, 佐藤 衛, 須谷記和, 神田 宏, 馬場滋夫: 側壁境界層吸い取りのある場合のNACA-0012翼型の圧力試験, 日本航空宇宙学会第20期年会講演会, 1989年.
- 31) 須谷記和, 神田 宏, 佐藤 衛, 馬場滋夫, 三輪等, 河本 巖, 高橋秀明: 航技研二次元風洞における側壁境界層吸い取り時のマッハ数分布について, 日本航空宇宙学会第21期年会講演会, 1990年.
- 32) Horvath, T. J., Jones, G. S., Stainback, P. C., "Coherent Shedding from a Circular Cylinder at Critical, Supercritical, and Transcritical Reynolds Numbers", SAE Technical Paper Series 861768, 1986.

---

## 航空宇宙技術研究所報告 1378号

平成 11 年 1 月 発行

発行所 科学技術庁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 (0422) 47-5911 ㊦ 182-8522  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

---

禁無断複写転載

本書(誌)からの複写,転載を希望される場合は,管理部 研究  
支援課係にご連絡ください。

Printed in Japan