

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.011.5
533.6.013

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-706

超音速流中のカプセル形状再突入物体の
前面に現れるリング模様

野田 順一 ・ 楯 篤志 ・ 渡辺 光則
浜本 滋 ・ 原 亘利 ・ 吉永 崇

1996年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

超音速流中のカプセル形状再突入物体の 前面に現れるリング模様*

野田 順一^{*1} 橋 篤志^{*1} 渡辺 光則^{*1}
浜本 滋^{*1} 原 亘利^{*1} 吉永 崇^{*1}

Ring Patterns Observed on Capsule Type Re-Entry Bodies in Supersonic Flows.

Junichi Noda^{*1}, Atsushi Tate^{*1}, Mitsunori Watanabe^{*1}
Shigeru Hamamoto^{*1}, Nobutoshi Hara^{*1}, Takashi Yoshinaga^{*1}

Abstract

Ring patterns of oil deposition on the front surface of an Orbital Re-Entry Experiment vehicle (OREX) model were observed in supersonic wind tunnel experiments of oil flow visualization. To investigate the cause of this phenomenon, oil flow visualization on a new OREX model and a hyperbolic model with smooth front surfaces at Mach numbers 1.5, 3.0, and 4.0 was conducted. As the Mach number increases, the ring patterns become more clear on the OREX model. The patterns appear along the circular junction line of the spherical and the conical curvatures of the model. No ring pattern was observed on a hyperbolic body of revolution in which the second derivative of the curvature is continuous. By comparing the pressure distributions on the OREX model surface and the ring patterns, we found that the ring patterns are formed near the junction of two curvatures in which the pressure coefficients change from rapid decreases to slow decreases or to increases downstream. Thus, the ring patterns are laminar boundary layer bubbles on the OREX model caused by unfavorable pressure gradients.

Keywords : reentry, capsule body, flow visualization, supersonic flow, bubble, separation

概 要

地球周回軌道から大気圏に再突入するカプセル形状の軌道再突入実験機 (OREX : Orbital Re-Entry Experiment vehicle) 模型前面のオイルフローによる可視化試験をマッハ数1.5, 3.0, 4.0で行なったところ、迎角を取らない場合 OREX 模型上にリング模様 (ドーナツ模様) が現れた。その模様はマッハ数が大きくなるほど鮮明になった。このリング模様は、OREX 模型表面形状の子午線の2階微分が不連続となる球面と円錐面の継ぎ目に生じる。2階微分が不連続とならない双曲線回転体模型上には、遷移を示す円形模様は現れるがリング模様は現れない。OREX 模型では、淀み点からリング模様の現れる継ぎ目の少し上流までは表面圧力係数は急激に減少しているが、継ぎ目から下流に向かっては圧力係数は緩やかな減少に変化するか上昇している。このことから、リング模様は球面と円錐面の継ぎ目付近で境界層が剥離再付着したバブルであると推定される。

* 平成8年12月4日 受付 (received 4 December 1996)

*1 空気力学部 (Aerodynamics Division)

1. はじめに

現在わが国では、計画中の宇宙ステーションと地上とを連絡するための無人有翼宇宙往還機HOPE (H-II Orbiting Plane) の開発が検討されている。HOPEは、大気圏再突入の際に大気の圧縮によって最大20,000℃付近に達するブラックアウトと呼ばれる高温気流領域を通過する。HOPEを開発するためには、このブラックアウト領域の気流の物理特性を解明し、その環境に耐えられる断熱材料の開発が必要である。この目的で、図1に示すカプセル形状の軌道再突入実験機 (OREX: Orbital Re-Entry Experiment Vehicle) がH-IIロケットにより1994年2月に打ち上げられ、地球周回軌道から大気圏へ再突入させる実験が行われた(文献1, 2)。この実験機は、地球を一周後、図2のような姿勢制御(進行方向の2回の逆転と減速)の後に大気圏に再突入し、姿勢制御技術の検証、耐熱材料の試験、空力加熱率の測定、高温気流の物理特性の測定などを行った。

この機体の設計においては、大気圏再突入後の極超音速領域での空力加熱を可能な限り減少させ、局所的に空力加熱率が上昇しないような形状を選定する必要がある。空力加熱を減らすため、機体前面部に曲率半径1,350mmの球面を採用し、球面に半頂角50°の円錐体を滑らかに接続している。肩の部分では気流の加速による空力加熱を減らすため曲率半径100mmの丸みを付けている。また、表面のセラミックタイルの凹凸を1mm以下にして層流境界層から乱流境界層への遷移を遅らせている。

OREXの開発段階で、OREX模型の一自由度の動的試験、3分力特性試験と表面流の流れの可視化の試験を超音速風洞で行った(文献3)。 $M_\infty = 1.5$ と3.0で、オイ

ルフローによる模型表面流れの可視化を行ったところ、迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合、模型前面に円形あるいはリング状の模様が見られた。しかし、その現れ方は使用したオイルの種類や表面の状態によって異なった。

この報告では、OREX模型の前面部にリング状の模様が現れる現象を明らかにするため、3分力試験模型を使って流れの可視化を行い、オイルの種類によるオイルフローの模様の違いについて調べた。また、子午線の2階微分が不連続なOREX模型と子午線の2階微分が連続な双曲線回転体模型のオイルフローの比較を行った。更に、OREX模型表面の圧力分布とリング模様に関連についても述べた。

2. 風洞と模型

(1) 超音速風洞

流れの可視化及び圧力測定試験は、航空宇宙技術研究所の吹き出し式超音速風洞で行った。この風洞の測定部

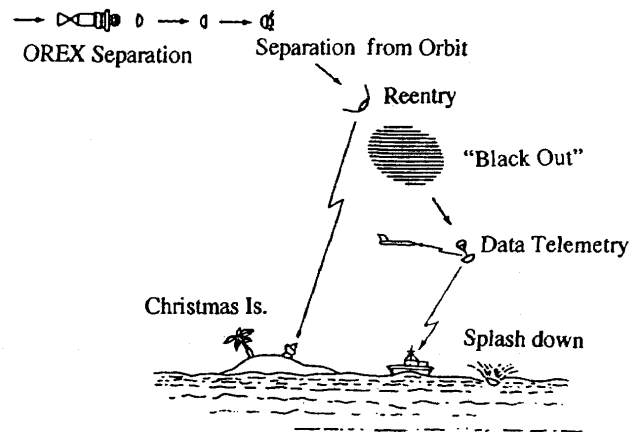


図2 軌道再突入実験機の大気圏再突入過程

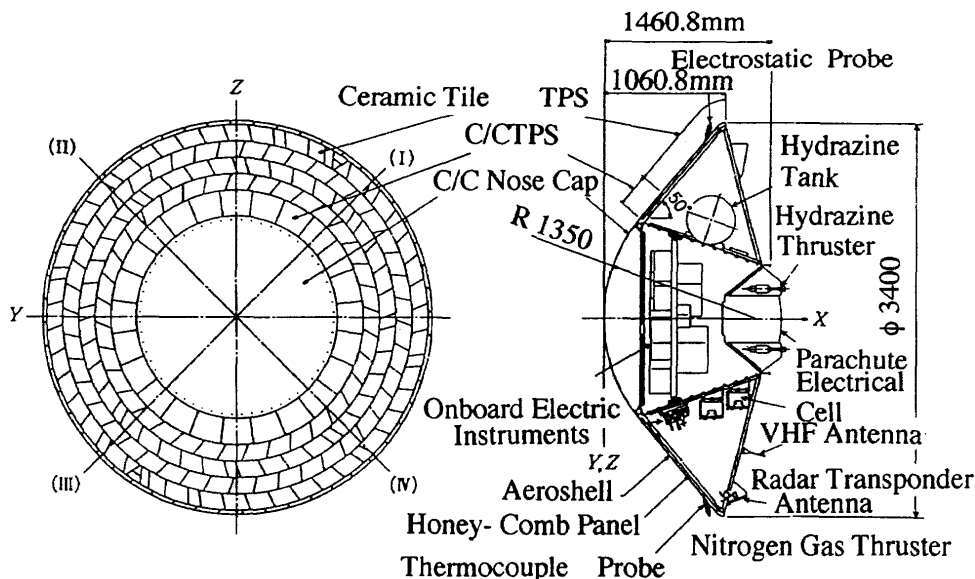


図1 軌道再突入実験機(OREX)の構成

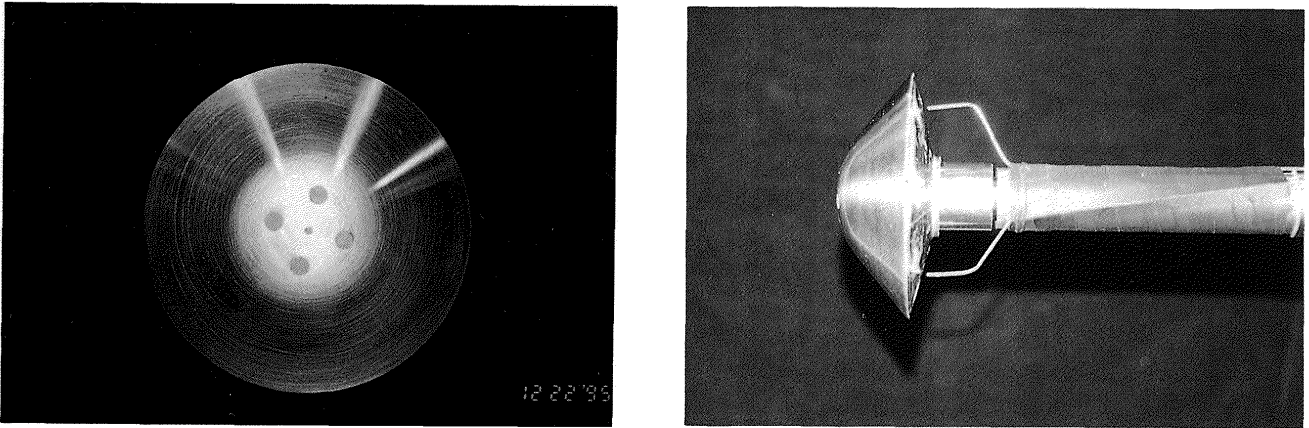


図3(a) 流れの可視化に用いた OREX 3 分力試験模型

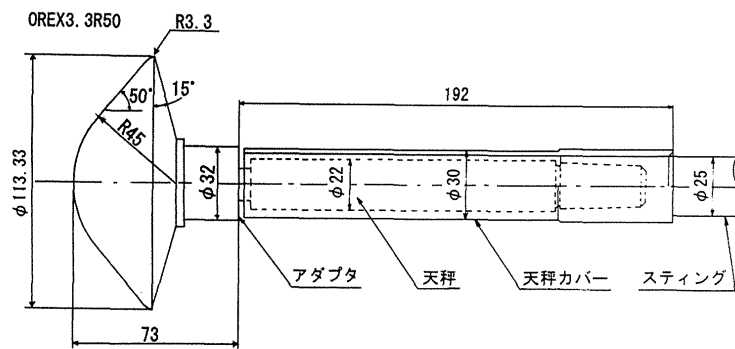


図3(b) 3分力試験用 OREX 模型とスティングの形状 (mm)

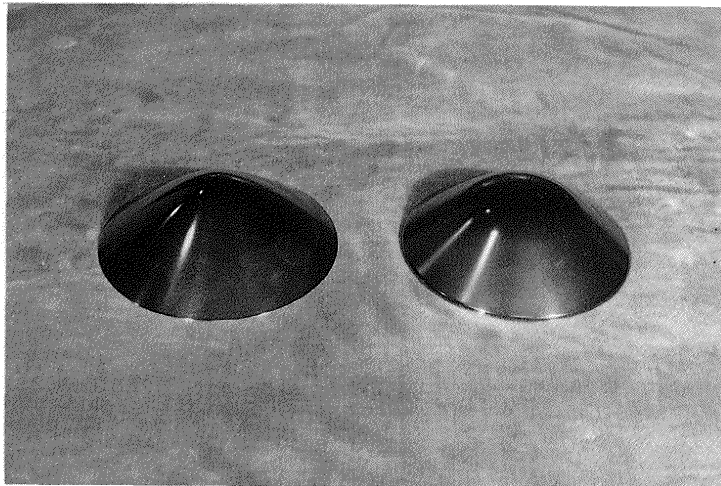


図4(a) 可視化用双曲線模型(左)と OREX 模型(右)の前面部

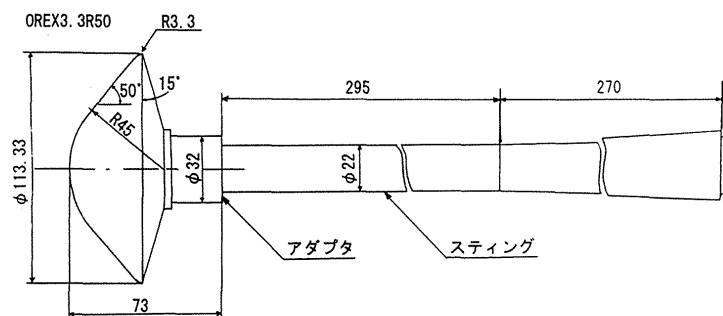


図4(b) 可視化用 OREX 模型とスティング (mm)

断面は1m×1mの正方形で、マッハ数は2次元可変ノズルにより $M_\infty = 1.4 \sim 4.0$ の範囲で設定できる。この風洞の単位長さ (1 m) 当たりのレイノルズ数は $Re_{\infty unit} = 2 \sim 5 \times 10^7 / m$ である。

(2) 3分力試験用 OREX 模型

初期の可視化試験では、動的安定試験や3分力試験用の1/30縮尺模型と天秤とをスティングにつけたままの状態で行った。この模型を図3(a)に示す。模型の前面部は曲率半径45mmの球面で、それに半頂角50°の円錐部分が滑らかに接続されている。OREX 模型の肩の部分の曲率半径は3.3mm、模型の最大直径は113.33mmで、模型の前面部はステンレス鋼 (SUS303) 製である。模型の後部 (背面) には高力アルミニウム製の半頂角75°の円錐形の覆いがある。模型の交換が容易なようにこの覆いは2分割になっている。図3(a)の模型背面の2本の細いパイプは背面圧力測定用のものである。背面の圧力は迎角0°の場合位置にほとんどよらないので、2カ所の圧力の平均値を背面圧力としている。図3(b)に示すように、模型の後部には天秤取り付け用のアダプタに続いて天秤の覆い (スリーブ) がある。その直径は $d = 32.0mm$ 、長さ $l = 192mm$ 、それに続くスティングの直径は25.0mmである。天秤とスティング部分の平行部分の長さは約290mmである。この模型で、オイルの種類による表面のオイルフロー模様の差異を観察した。この模型には、天秤に取り付けるためのネジ孔が前面に開いているため、表面のネジ孔は粘土で埋めて整形を行っている。しかし、この部分が粗さとして作用し、ここから乱流楔が発達し、乱流境界層への遷移を促進している様子が観察された。

(3) 可視化用 OREX 模型

模型の前面の取り付け用孔付近からの乱流楔が発生するのを避けるため、模型前面にはネジ孔のない、模型を背面からスティングに取り付けることのできる新しい OREX 1/30縮尺模型の前面部を製作した。図4(a)の右側に示すように、可視化用 OREX 模型は外形形状と寸法及び材質は三分力試験用模型と同じである。スティングの直径の影響を小さくするため、この模型を、力試験用模型の場合 (図3(b)) よりも細い直径 $d_s = 22mm$ の可視化用のスティングに取り付けた (図4(b))。スティングの直径 $d_s = 22mm$ の平行部分は295mmで、その下流側に直径 $d_s = 36mm$ へのテーパ部分270mmがある。更に直径 $d_s = 36mm$ の平行部分が120mm続く。スティングの直径 d_s はカプセル直径を D とした場合、 $D/d_s > 5$ であることが望ましい。また、スティングの長さ l_s は底面が球面でないカプセル模型では条件 $l_s/D > 2$ が必要である (文献4)。今回の実験ではこれらの条件をほぼ満たしている。

(3) 双曲線回転体模型

OREX 模型は球面形状の先端部 (ノーズキャップ) に半頂角50°の円錐形状が滑らかに連なっている。そのため模型の中心を通る子午線上の球面と円錐の継ぎ目の1階微分は連続であるが、2階微分は不連続である。(1)の OREX 力試験用模型を使った流れの可視化では、この継ぎ目付近からリング模様が現れた。そこで模型先端から肩に向かう子午線の2階微分に不連続点のない双曲線回転体模型を製作し、オイルフローの比較を行った。この模型を図4(a)の左側に示す。この前面部の断面形状は OREX 模型の先端から出発して、半頂角50°の円錐に漸近する。従って模型は OREX 模型より先端の曲率半径が小さく全体に尖っている。肩に丸みは付けていない。この前面部の x 方向の長さ (厚さ) は $x = 37.13mm$ で OREX 模型の厚さ $x = 35.36mm$ より大きい。模型前面部の座標 (x, y) の半径 y は主軸 x の関数として次式で与えられる。

$$y = b \left((x/a)^2 - 1 \right)^{1/2} \text{ mm}$$

ここで $a = 13.76$, $b = 16.40$ である。

この模型の前面部はステンレス鋼 (SUS303) 製で、その直径は $D = 116.8mm$ である。背面部には高力アルミニウム製の OREX 模型の背面部を使用した。模型背面部は半頂角 $\theta_{1/2} = 75^\circ$ の円錐型で、直径が $D = 113.33mm$ であるため、前面部と背面部とは段差のある結合になっている。模型は可視化用 OREX 模型 (2) のスティングに取り付けた。図5に、OREX 模型と双曲線回転体模型の前面部断面の半径方向の距離 (y) と高さ (x) の関係を示す。横軸上の◆は OREX 模型上での球面と円錐面の継ぎ目の y 座標を示す。

模型 (1), (2), (3) の表面はオイルフローによる可視化のため下地処理として超微粒子黒鉛塗料 (ブラッセン) で黒色に焼付塗装を行った。

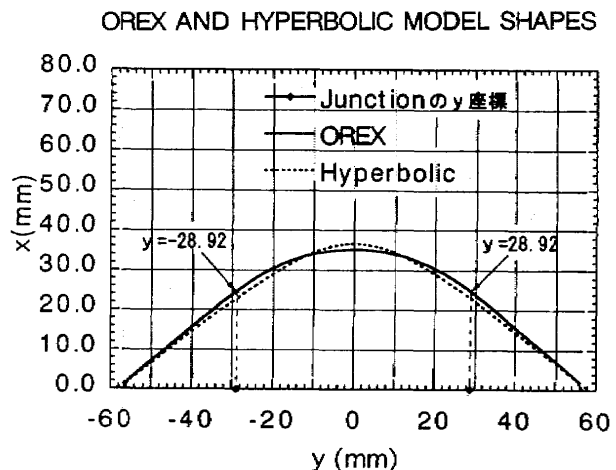


図5 可視化用 OREX 模型と双曲線模型の形状の比較

3. 可視化試験法

OREX 模型の前面部の流れを可視化するため、文献5での比較試験から、ここではオイルと顔料の混合液をスポンジに浸して模型表面全体をたたいて薄く塗布する油膜法を採用した(付録A1)。オイルとしてシリコンオイルと流動パラフィンの2種類を用い、顔料には二酸化チタンを用いた。また二酸化チタンの拡散剤あるいは粘性調整剤として数滴のオレイン酸を加えた。

風洞試験中のオイルの流動を測定部の斜め前方からシュリーレン観測窓を通してCCDカメラで観察し、適切な時点で風洞を手動で停止した。迎角をとっている場合もその迎角を保ったまま風洞を停止した。通風時間はおおよそ20sである。停止後風洞の測定部を開放してオイルフローパターンの写真を前面と側面から撮影した。

また、模型回りの流れ場はカラーシュリーレン装置で可視化した。シュリーレン装置には連続白色光源としてキセノンランプを用いた。その前方に配置したスリットとプリズムにより、光線をカラー(連続スペクトル)に分散する。焦点距離5.0mの凹面鏡で反射された平行光線が、測定部を通過した後、もう一つの焦点距離5.0mの凹面鏡で反射し焦点を結ぶ。その位置に横向きのスリットを置いて後方のスチルカメラとCCDカメラによりカラーシュリーレンを撮影した。

4. 試験結果

(1) 3分力試験模型による可視化試験

1) オイルの種類による影響

$M_{\infty}=3.0$, $\alpha=0.0^{\circ}$ でOREX 3分力試験用模型を用いてシリコンオイル(動粘性係数 $500 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$, 表面張力 $21.1 \times 10^{-5} \text{ N}$)に二酸化チタンと数滴のオレイン酸を加えたシリコンオイルを主体とするオイル(S)を塗布して模型表面の流れを可視化したところ模型前面に図6のような円形模様が現れた(文献3)。シリコンオイルは表面張力が小さいため、扁平に広がって流れる傾向があり、流れの方向が分かりにくい。オイルの厚みが球面と円錐面との継ぎ目付近で円形状に急に変化しているので、この付近で境界層に変化があることが想像される。

また、同じ条件($M_{\infty}=3.0$, $\alpha=0.0^{\circ}$)で流動パラフィンと二酸化チタン及び少量のオレイン酸を混合した流動パラフィンを主体とするオイル(P)で可視化したところ、図7に示すオイルフローパターンが現れた(文献3)。左右の白い円は光源の反射を示す。細い線と途切れたリング(ドーナツ)状の模様が見られる。流動パラフィンでも曲面の継ぎ目で細い流れが一度リング状に停滞した後、再び下流に流れている。このオイルは表面張力が大きく流動性がよいために、気流にさらされると細線を

描く。そのため、流れの方向は鮮明になるが、オイルが三次元的な流れを作り、層流境界層バブルと思われるオイルの停留した領域を壊してオイルを下流に流す傾向がある。このように同じ流れの条件下でも使用するオイルによってオイルフローパターンが著しく異なる。

なお、このようにオイルと二酸化チタン及びオレイン酸を混合した場合、オイルの動粘性係数は著しく変化してしまうので、オイルの本来の動粘性係数の数値(表示値)はほとんど意味を持たない。従って、経験的な混合液の固さという尺度に頼ってオイルの粘性を調整している。

迎角 $\alpha=10.0^{\circ}$ の場合、二重痕跡の問題が生じる。試験では模型への風洞通風開始時の過重負荷(スターティングロード)を避けるため、模型の迎角を最初は $\alpha=0.0^{\circ}$ に保つ。風洞上流の調圧弁を開いた約3~6s後に超音速流が成立(マッハ数が高いほど時間がかかる)し、更に約2s後に、模型は $\alpha=10.0^{\circ}$ の迎角を取るよう設定しているため、模型前面には通風開始後5~8s間(マッハ数による)の $\alpha=0.0^{\circ}$ での前歴の模様の上に、 $\alpha=10.0^{\circ}$ の模様が二重に描かれる事になる。

同じ流動パラフィンオイル(P)を使って $M_{\infty}=1.5$, 迎角 $\alpha=10.0^{\circ}$ で流れの可視化を行ったところ、図8に示すように、OREX 模型表面には三次元的な表面流れが描かれた。淀み点は4個の止めネジ孔の下側の中間にある。風下側にリングの一部が残っているが、粘土で滑らかに整形しているネジ孔の部分からの乱流楔が発生し下流では円周やリングの痕跡はほとんどなくなってS字型の流線が現れている。

図9は、 $M_{\infty}=3.0$, 迎角 $\alpha=10.0^{\circ}$ の場合である。初期の迎角 $\alpha=0.0^{\circ}$ の時に頂点の小さいネジ孔から乱流楔が生じる。剪断力が大きい他よりもその範囲のオイルが早く流れ去った結果、淀み点付近では $\alpha=0.0^{\circ}$ でのオイルフローパターンと $\alpha=10.0^{\circ}$ でのオイルフローパターンとが2重に描かれている。 $\alpha=0.0^{\circ}$ でのオイルフローが残っているため $\alpha=10.0^{\circ}$ での淀み点の位置の判別ができない。風上側(模型の下側)にはオイルが溜まりにくい傾向がみられる。 $\alpha=10.0^{\circ}$ では明らかに三次元境界層ができ、オイルは曲線を描いている。また風下側(上側)ではオイルが滞っているが、ネジ孔の整形部分から乱流楔が発生し、本来は滞っている下流のオイルが流れ去る傾向がある。従って、前面に止めネジ孔のない(2)の可視化用模型で更に試験を行った。

OREXの先端は球面形状で、それに半頂角 $\theta_{1/2}=50^{\circ}$ の円錐形状が滑らかに連なっている。これまでに示した4枚のオイルフローの写真では迎角 $\alpha=0.0^{\circ}$ の場合も $\alpha=10.0^{\circ}$ の場合もこの継ぎ目付近からリングあるいは円形模様が現れている。

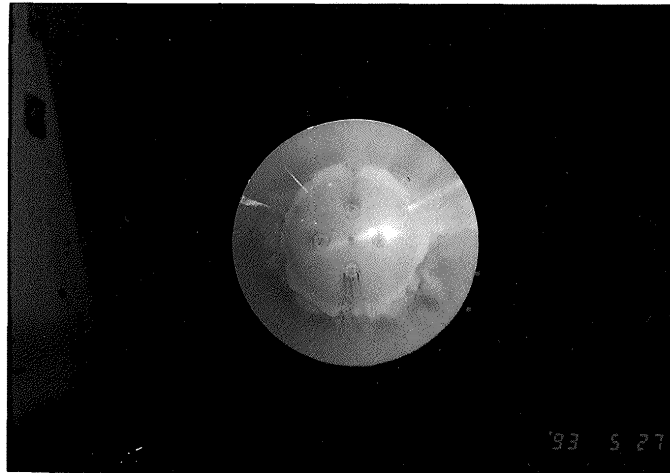


図6 シリコンオイルと二酸化チタンによるOREX 模型表面の流れの可視化, $M_\infty=3.0$, $\alpha=0.0^\circ$, 流線は見えない。

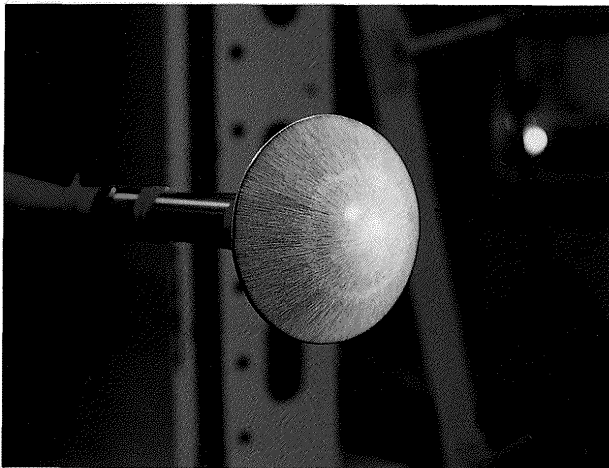


図7(a) 流動パラフィンと二酸化チタンによるOREX 模型表面の流れの可視化, $M_\infty=1.5$, $\alpha=0.0^\circ$

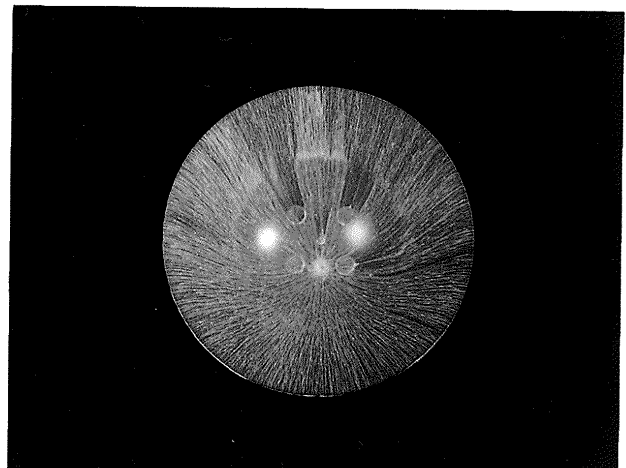


図8 流動パラフィンと二酸化チタンによるOREX 模型表面の流れの可視化, $M_\infty=1.5$, $\alpha=10.0^\circ$. 下流側(上側)にリングの一部と乱流楔が見える。

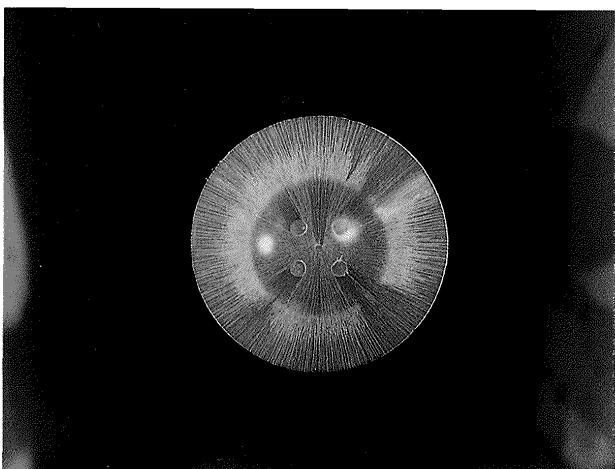


図7(b) 流動パラフィンと二酸化チタンによるOREX 模型表面の流れの可視化, $M_\infty=3.0$, $\alpha=0.0^\circ$

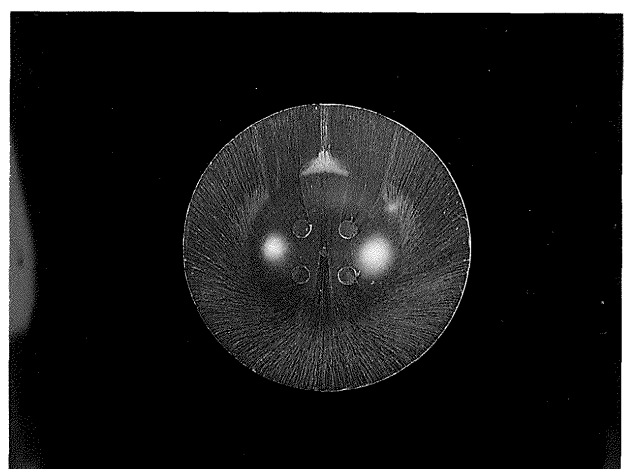


図9 流動パラフィンと二酸化チタンによるOREX 模型表面の流れの可視化, $M_\infty=3.0$, $\alpha=10.0^\circ$. 境界層が三次元的に流れている、下流側にリングの一部が見えるが、上流側のリングは消えている。

(2) 可視化用模型による表面流れの模様

オイルによる3次元流れ(細線)の影響を少なくして表面流れの模様の細部を見るため、これまでに用いたシリコンオイルを主体とするオイルと流動パラフィンを主体とするオイルの中間的な性質を持たせるようにした。二酸化チタンの割合を増して粘性を大きくした流動パラフィンとの混合液に数滴のオレイン酸を分散剤と粘度調整剤として添加したものを使用した。これを以後オイルと呼ぶ。

一樣流のマッハ数が $M_\infty = 1.5, 3.0, 4.0$ で、模型の迎角が $\alpha = 0.0^\circ$ と 10.0° の場合について、オイルフローによる可視化試験の結果を示す。

1) $M_\infty = 1.5$ の場合

図10に、OREX 模型の $M_\infty = 1.5$ での $\alpha = 0.0^\circ$ (左側, レイノルズ数 $Re_\infty = 2.89 \times 10^6$, 代表長さは模型の直径) と $\alpha = 10.0^\circ$ (右側, $Re_\infty = 2.90 \times 10^6$) のオイルフロー可視化写真, またそれぞれに対応するカラーシュリーレン写真を示す。この流動パラフィンと二酸化チタンの混合液の場合, 従来の流動パラフィンによる可視化では明瞭に見られた縦縞は現れていない。今回は粘度を以前より少し大きく調整したためと思われる。図10の迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合では半径の約 50° の位置にオイルが一度溜まって白いリングがわずかに現れている。この場合リングの内側の位置は, ほぼ模型の球面と円錐面との継ぎ目の位置に相当する。写真からロール角 45° 置きに中心を通るリング模様の内径及び外形を測定し, その平均値からリングの内側の平均半径 R_i と外側の平均半径 R_o を求めた。半径には, 有限の距離(写真機からの距離500~600mm)から起伏のある物体を撮影した場合の視差に基づく補正を行っている。この場合 $R_i = 26.2 \pm 0.5 \text{mm}$, $R_o = 32.8 \pm 0.5 \text{mm}$ である。球面と円錐面との継ぎ目の半径が $R_j = 28.9 \text{mm}$ であるから継ぎ目の2.7mm上流側からリングが生じている。

図10の $\alpha = 10.0^\circ$ の場合では, 風下側(模型の上側で, ここでは円錐面は流れに対して 40.0° となる)の同じ半径上でオイルの帯状の停滞がみられる。この場合 $R_i = 27.1 \pm 0.5 \text{mm}$, $R_o = 31.1 \pm 0.5 \text{mm}$ である(この場合は片側の半径の平均値)。しかし, 風上側(模型の下側, ここでは円錐面は流れに対して 60° となる)及び模型左右の帯状の停滞オイルは流されて消える傾向を示している。

シュリーレン写真では, 離脱衝撃波が模型前方にあり, 以下の図に示すようにマッハ数の増加とともに模型に接近する。模型の肩付近では膨脹波が黒い領域として写っている。模型背面のほぼ流れに平行な袋のように見えている領域は模型の肩で剝離した模型前面の境界層と模型背面の循環領域とが形成する剪断層である。この剪断層には模型前面及び背面から熱が気流に移動し温度が周囲

の気流よりも上昇しているため, 密度の差が生じて剪断層がスティングの上側では青色に, 下側では赤色に可視化されている。スリットを横向きにした場合, 流れがほぼ軸対称な密度分布を示す場合には, シュリーレンのカラーは模型の水平軸に対してほぼ逆対称に現れる。

図11に, 双曲線回転体模型の $M_\infty = 1.5$ での $\alpha = 0.0^\circ$ (左側, $Re_\infty = 2.89 \times 10^6$) と $\alpha = 10.0^\circ$ (右側, $Re_\infty = 2.88 \times 10^6$) のオイルフローによる可視化を示す。 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合, OREX 模型のように一定の半径の位置に明瞭なリング模様は現れていないが, 模型先端から模型半径の約 60° 付近までを境目としてオイルが濃く残り, その下流側では薄くなっている。この境界の下流側では層流境界層が乱流境界層に遷移して剪断力が増大していると推定される。

迎角 $\alpha = 10.0^\circ$ の場合, 風下側(この図では流れに対して勾配が小さくなった上半分)にはオイルの停滞が見られ, 濃い部分と薄い部分との境界がより明確になっている。それに対して風上側(模型の下半分)では境界が不明確になっている。

2) $M_\infty = 3.0$ の場合

図12に, OREX 模型の $M_\infty = 3.0$ での $\alpha = 0.0^\circ$ (左側, $Re_\infty = 4.72 \times 10^6$) と $\alpha = 10.0^\circ$ (右側, $Re_\infty = 4.76 \times 10^6$) のオイルフロー可視化写真とシュリーレン写真を示す。 $\alpha = 0.0^\circ$ では, フローパターンにリング状の濃淡の異なる領域が現れる。この場合も内側の白い境界の始まる位置は球面と円錐面の継ぎ目付近である。白いリングが2重の構造になっている。これは風洞が停止するときの流れの衝撃によって上流側に溜まっていたオイルが下流側に少し移動したものと考えられる。白いリング模様の外側には剪断力が大きくオイルが運び去られた黒いリング状の領域がある。従って, 模型表面の気流は, 白いリングの内側で一度剝離し黒いリングで再付着するバブル領域が出来ている。この場合, 平均値を採ったリングの半径は $R_i = 26.9 \pm 0.5 \text{mm}$, 外径は $R_o = 38.5 \pm 0.5 \text{mm}$ である。オイルのなくなった領域の半径は $R_b = 42.1 \text{mm}$ である。継ぎ目の半径 $R_j = 28.92 \text{mm}$ の2.0mm上流からリング模様が現れている。

図12の $\alpha = 10.0^\circ$ でのオイルフローの可視化写真では, 模型中心から少し下側に淀み点がある。中心の同一半径の灰色の円形の外側にU字型の白い領域が見える。 $\alpha = 10.0^\circ$ のオイルフローの風下側(模型の上側)にはオイルの停滞したリングの一部がある。この場合, 風下側のリングの内側半径は $R_i = 28.1 \pm 0.5 \text{mm}$, 外側半径は $R_o = 36.6 \pm 0.5 \text{mm}$ である。左右ではリング状のオイルがU字型に周辺に過渡的に広がっていく様子が見られる。風上側(模型の下側)ではオイルの拡散が遅い。同じ条件で ($M_\infty = 3.0, \alpha = 10.0^\circ$) 行った力試験用OREX 模型

(前面に取付用のネジ穴がありゴム粘土で整形している)を用いた図9の可視化試験と、この結果とを比較する。最終的には図12の $\alpha = 10.0^\circ$ では風下側を除いてオイルは図9のように流れ去るように推定される。

図13に、双曲線回転体模型の $M_\infty = 3.0$ での $\alpha = 0.0^\circ$ (左側, $Re_\infty = 4.74 \times 10^6$)と $\alpha = 10.0^\circ$ (右側, $Re_\infty = 4.77 \times 10^6$)の試験結果を示す。 $\alpha = 0.0^\circ$ での試験に限り模型の左側に $M_\infty = 1.5$ で使用したものと同一の流動パラフィンと二酸化チタンとオレイン酸の混合液を塗布し、右側にはオレイン酸なしの混合液(この試験だけで使用した)を塗布して比較した。今回は異なる油面の境界の周辺で乱流楔が多く発生しているのは、オイルの境界付近での塗布が一樣でないためと考えられる。右側のオレイン酸の入っていない部分は油膜の濃淡の差が小さいのに対して左側では中心から半径の約 60° より外側で薄くなっている。しかしリングは現れていない。

$\alpha = 10.0^\circ$ では再び $M_\infty = 1.5$ で使用したものと同一のオレイン酸入りオイルを使用した。直径の約 50° 付近から周辺にかけて油膜が薄くなっていることを除くと $\alpha = 0.0^\circ$ の場合と大きな変化はない。シュリーレン写真では模型が OREX 模型より尖っているため衝撃波との離脱距離は短い。

3) $M_\infty = 4.0$ の場合

図14に、OREX 模型の $M_\infty = 4.0$ での $\alpha = 0.0^\circ$ (左側, $Re_\infty = 7.15 \times 10^6$)と $\alpha = 10.0^\circ$ (右側, $Re_\infty = 7.15 \times 10^6$)のオイルフロー可視化写真とシュリーレン写真を示す。 $\alpha = 0.0^\circ$ では、フローパターンにリング状の白い領域が現れる。この場合も白い境界の始まる位置は模型の球面と円錐面の継ぎ目付近である。白いリングの外側には剪断力が大きくオイルが運び去られた黒いリング状の領域がある。従って模型表面の気流は白いリングの内側で一旦剥離し、黒いリング上で再付着して模型表面のオイルを強く引き去ると考えられる。このことからこのリング模様は層流境界層の剥離バブルであると推定できる。この場合、リングの平均の内側半径は $R_i = 27.6 \pm 0.5 \text{mm}$ 、外側半径は $R_o = 36.1 \pm 0.5 \text{mm}$ である。継ぎ目より平均で 1.3mm 上流からリングが生じている。オイルのなくなった領域の半径は $R_b = 40.5 \pm 0.5 \text{mm}$ である。OREXの動的試験(文献2)によれば、 $M_\infty > 2.0$ でのピッチングあるいはヨーイング振動の振幅は小さいので、その領域での OREX 前面の流れ場はほぼ $\alpha = 0.0^\circ$ の状態と考えられる。

$\alpha = 10.0^\circ$ でのオイルフローの可視化写真では、模型中心より少し下側に淀み点がある。中心にはほぼ円形の灰色の領域があり、その外にリング模様が現れている。その外側にU字型の白い領域が見える。ここでも模型の迎角を風洞気流成立後に変えることの履歴がオイルフロー

パターンの上に現れている。通風開始後に溜まった油膜は迎角を取ると模型の左右から周辺に拡散していく。この写真の上側で小さな傷あるいは付着物をきっかけに乱流楔が左右に発達し油膜を他よりも早く運び去っている様子が見られる。図の風下側(模型の上側)ではオイルは停滞したままである。風下側でのリングの内側半径は $R_i = 29.1 \pm 0.5 \text{mm}$ 、外側半径は $R_o = 38.1 \pm 0.5 \text{mm}$ である。

図15に、双曲線回転体模型の $M_\infty = 4.0$ での $\alpha = 0.0^\circ$ (左側, $Re_\infty = 7.12 \times 10^6$)と $\alpha = 10.0^\circ$ (右側, $Re_\infty = 7.14 \times 10^6$)の試験結果を示す。 $\alpha = 0.0^\circ$ での試験では再びこれまで使用してきた流動パラフィンと二酸化チタンとオレイン酸の混合液を模型前面に塗布した。この模型では中心付近の剪断力が大きくオイルは周辺に運び去られている。しかしリングは現れていない。 $\alpha = 10.0^\circ$ でも中心付近で油膜が薄くなっていることを除くと、 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合と大きな変化がない。

このように二つの模型を比較すると、リング状の模様が現れるのは球面と円錐面の継ぎ目のある OREX 模型が $\alpha = 0.0^\circ$ 付近の迎角を取る場合に限定される。双曲線回転体模型上には境界層の遷移によって剪断力が急変するためオイルが運び去られると考えられる円形の境界は現れるがリング模様は観測されない。表1に OREX 模型表面に現れたリング模様の半径の平均値を示す。

これまでのシュリーレン写真が示すようにマッハ数が大きくなると模型背面の剥離循環領域の長さが短くなる。

(3) OREX 模型上のリング模様と圧力分布

OREX 模型上のリング模様が模型表面の圧力分布とどのように関連しているかを調べた。圧力測定用の OREX 模型を図16に示す。この模型の中心を通過して十字形の子午線上に圧力測定孔がある。鉛直面内の一列の測定孔での圧力測定結果を以下に示す。球面と円錐面の継ぎ目付近には圧力測定孔を細かく配置した。圧力測定には差圧型圧力変換器(DRUCK社製PDCR22909)と機械切換式圧力走査器(スキヤニバルブ社製48S2)を用いた。一回の通風中に迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ と $\alpha = 10.0^\circ$ で表面圧力分布の測定を行った。表面の圧力分布は圧力係数、

$$C_p = (p - p_\infty) / ((1/2) \rho V_\infty^2)$$

で表す。

1) $M_\infty = 1.5$ の場合

図17に、マッハ数 $M_\infty = 1.5$ での圧力係数 C_p の中心軸からの距離 y に対する変化を示す。図の下側に OREX 模型の圧力測定孔の三次元測定器による座標を×印で示す。 y は上下方向の距離(mm)、また、 x は模型前面部の底面からの高さ(mm)を表す。横軸上には模型の肩と曲面の継ぎ目の y 座標を◆印で示す。

迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合(□)、模型先端($y = 0$, $x = 35.36$)で圧力係数 C_p は最大となり、下流に向かって減少する。

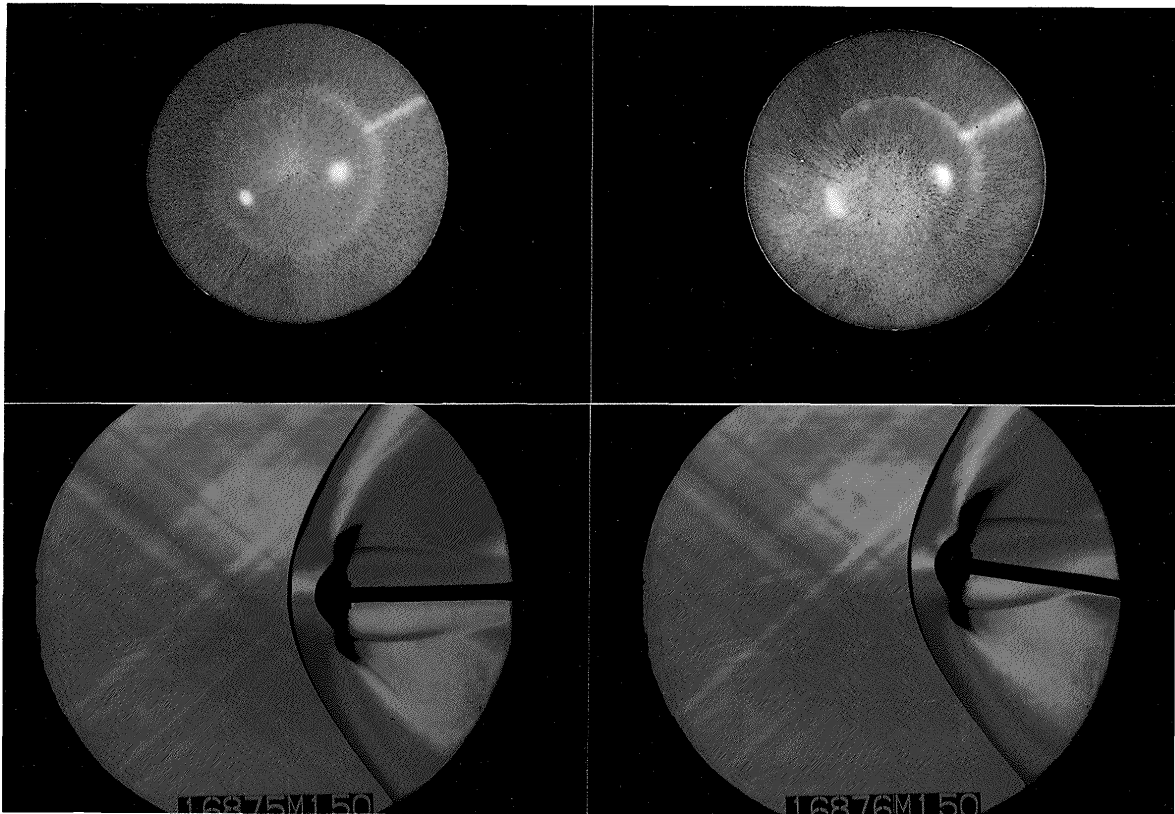


図10 流動パラフィンと二酸化チタンによるOREX 模型表面の流れの可視化,
 $M_\infty=1.5$, $\alpha=0.0^\circ$, $Re_\infty=2.89\times 10^6$ (代表長さは直径)(左)と
 $M_\infty=1.5$, $\alpha=10.0^\circ$, $Re_\infty=2.90\times 10^6$ (右)

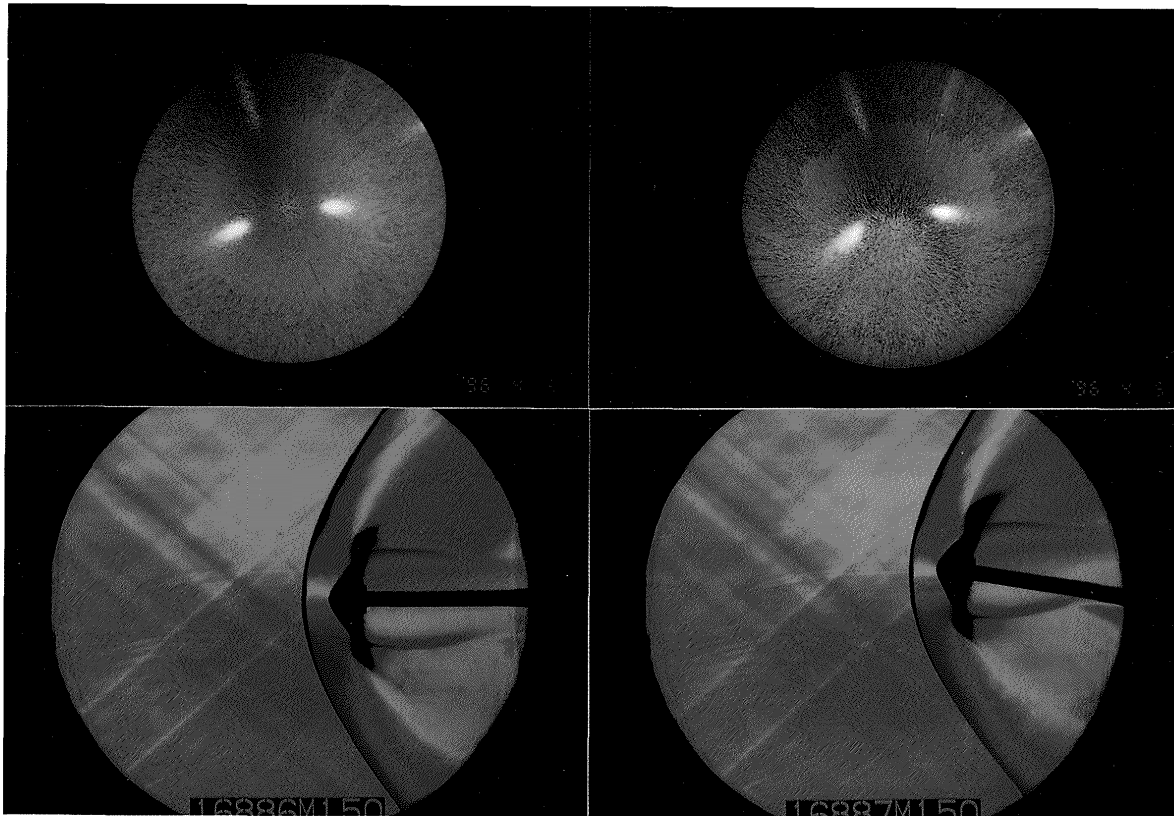


図11 流動パラフィンと二酸化チタンによる双曲線模型表面の流れの可視化,
 $M_\infty=1.5$, $\alpha=0.0^\circ$, $Re_\infty=2.89\times 10^6$ (左)と $M_\infty=1.5$, $\alpha=10.0^\circ$,
 $Re_\infty=2.88\times 10^6$ (右), 剪断力が急増する領域が円形に見える。

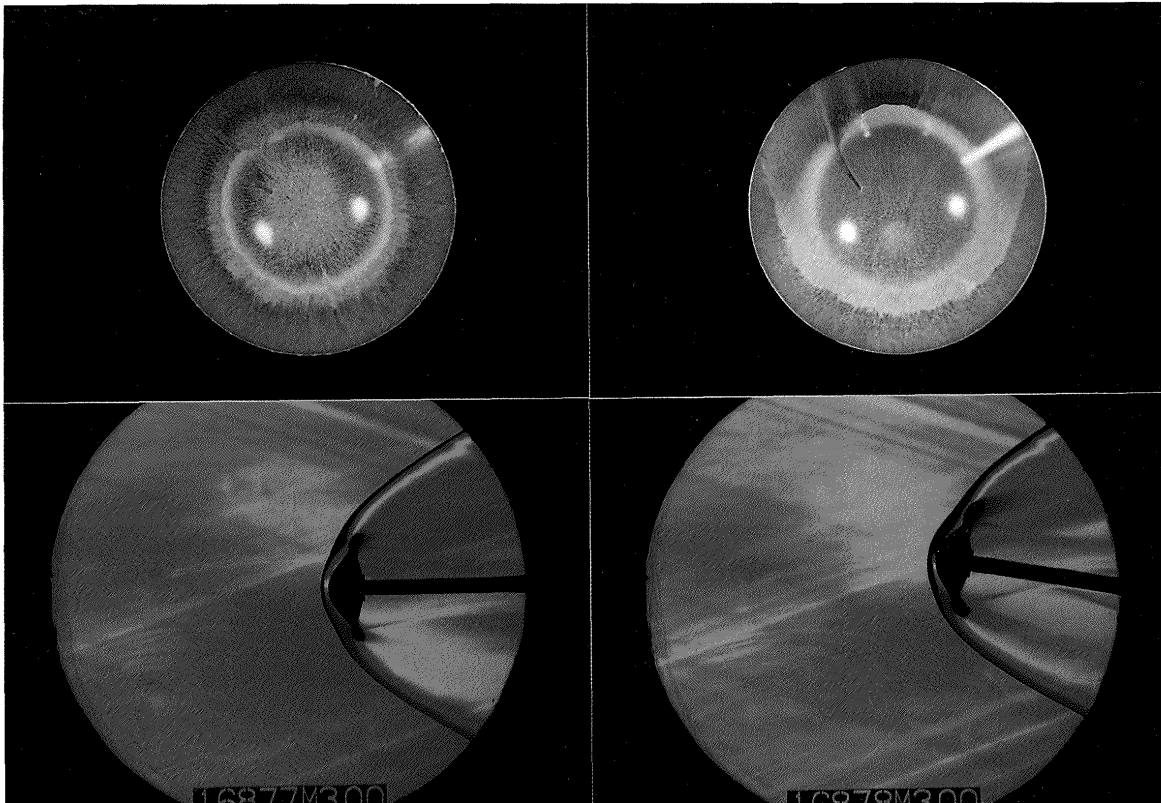


図12 OREX 模型表面の流れの可視化, $M_\infty=3.0$, $\alpha=0.0^\circ$, $Re_\infty=4.72 \times 10^6$ (左) と $M_\infty=3.0$, $\alpha=10.0^\circ$, $Re_\infty=4.76 \times 10^6$ (右), リング模様が鮮明に見える。迎角を取ると, リングはU字形に崩れ始める。シュリーレン写真で模型と衝撃波の離脱距離は $M_\infty=1.5$ に比較して小さくなる。

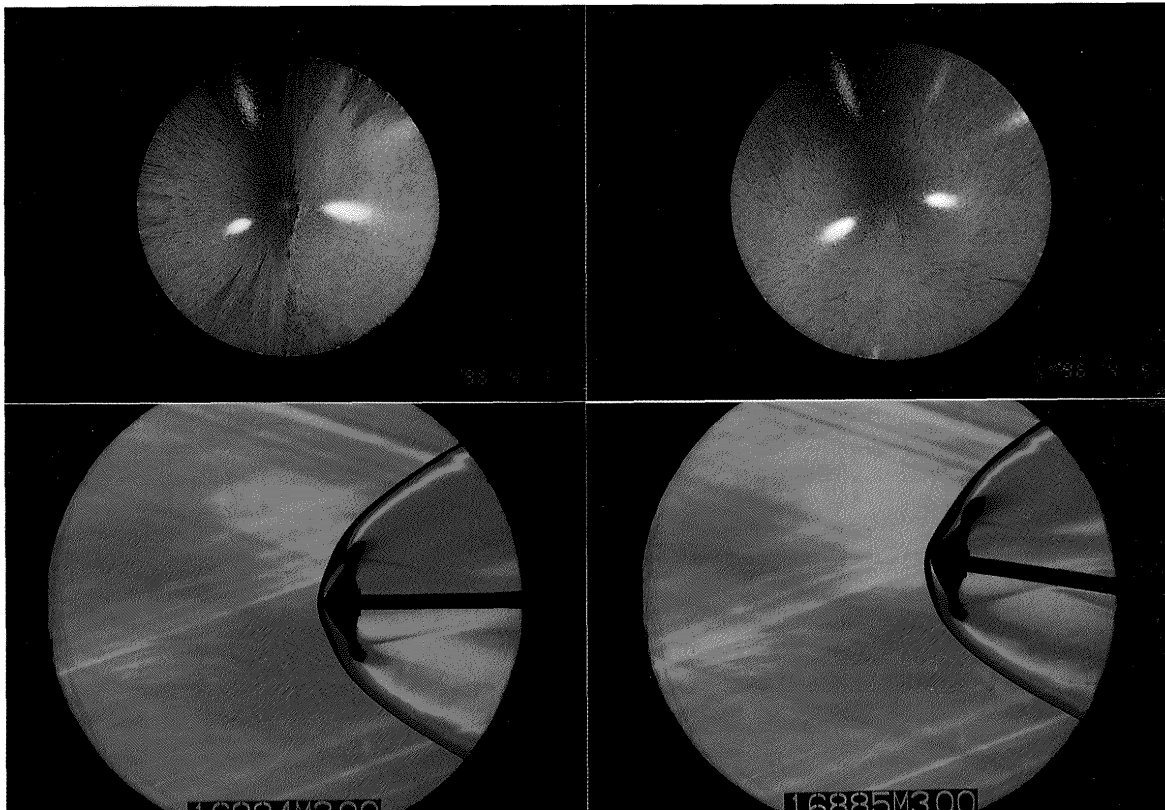


図13 双曲線模型表面の流れの可視化, $M_\infty=3.0$, $\alpha=0.0^\circ$, $Re_\infty=4.74 \times 10^6$ (左) と $M_\infty=3.0$, $\alpha=10.0^\circ$, $Re_\infty=4.77 \times 10^6$ (右), 左の模型の左半分はオレイン酸を添加, 右半分はオレイン酸は添加していない。

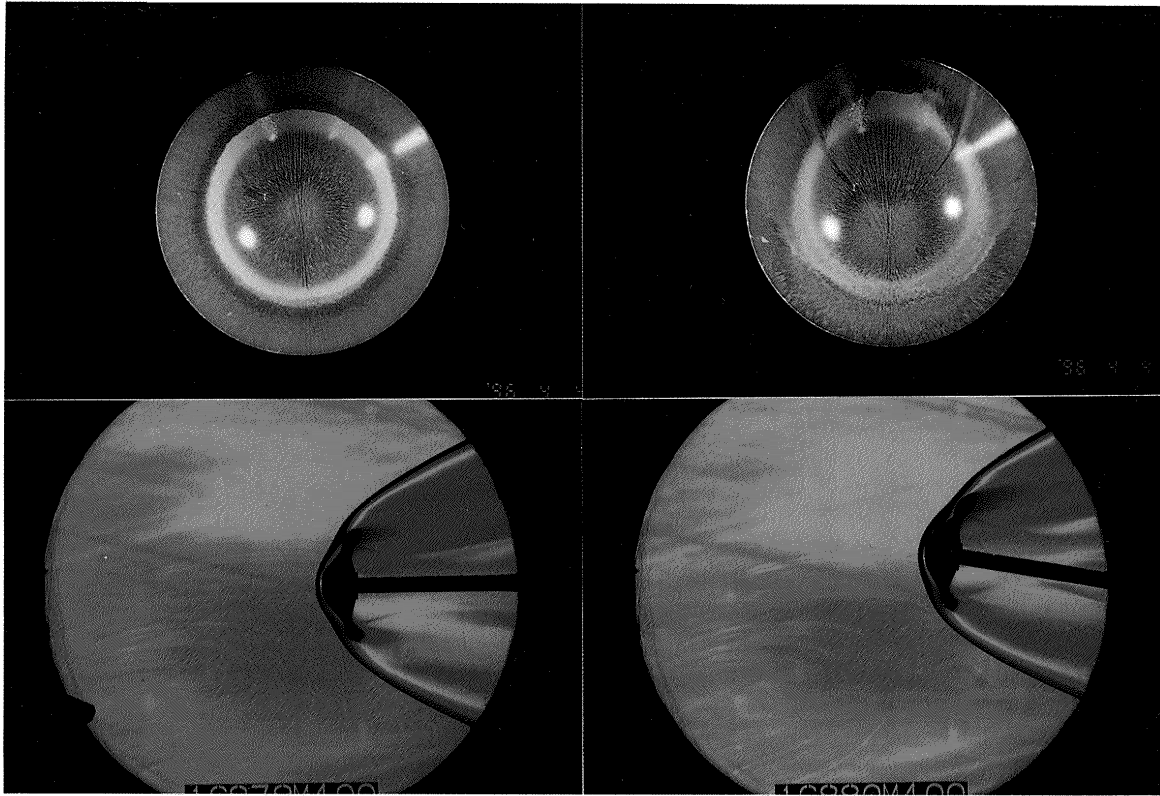


図14 OREX 模型表面の流れの可視化, $M_\infty=4.0$, $\alpha=0.0^\circ$, $Re_\infty=7.15\times 10^6$ (左) と $M_\infty=4.0$, $\alpha=10.0^\circ$, $Re_\infty=7.15\times 10^6$ (右), リング模様が鮮明に見える。

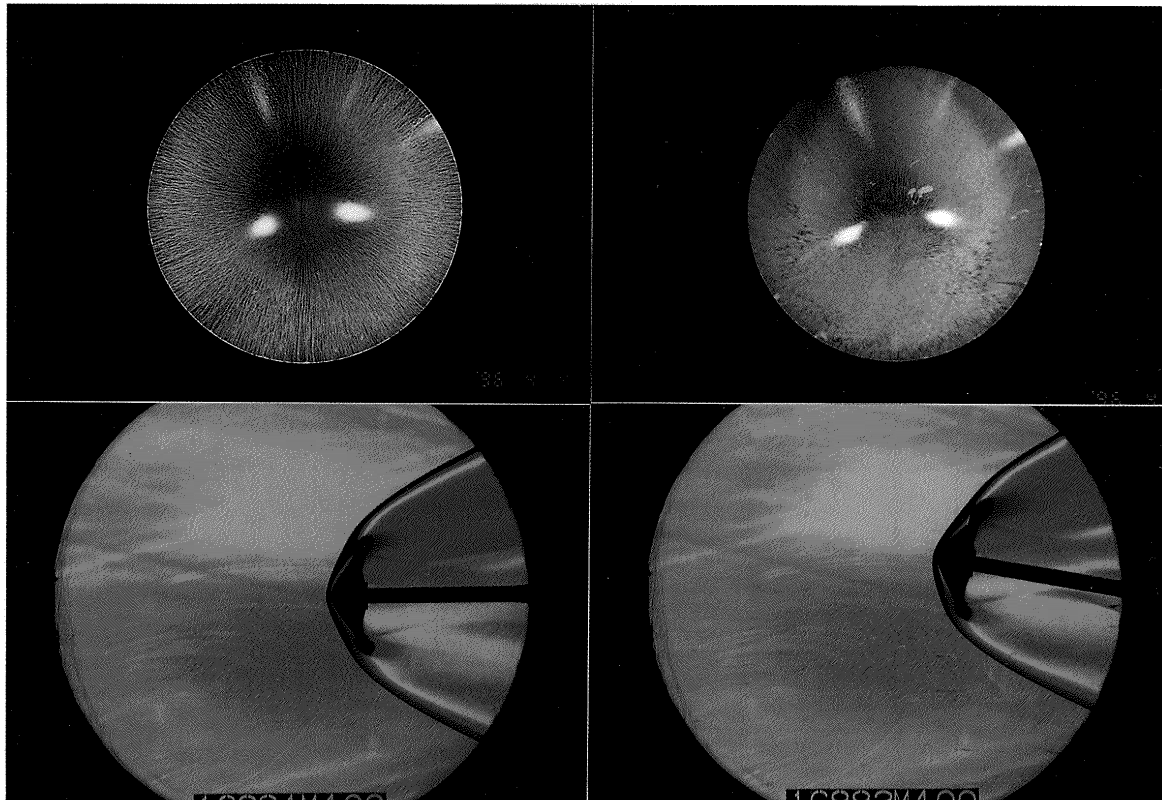


図15 双曲線模型表面の流れの可視化, $M_\infty=4.0$, $\alpha=0.0^\circ$, $Re_\infty=7.12\times 10^6$ (左) と $M_\infty=4.0$, $\alpha=10.0^\circ$, $Re_\infty=7.14\times 10^6$ (右), リング模様は見えない。

表1 OREX 模型上に現れたリング模様の半径の平均値

M_∞	α	R_i	R_o	R_b	R_j
1.5	0°	26.2	32.8		28.92
	10°	(27.1)	(31.1)		28.92
3.0	0°	26.9	38.5	42.1	28.92
	10°	(28.1)	(36.6)		28.92
4.0	0°	27.6	36.1	40.5	28.92
	10°	(29.1)	(38.1)		28.92

M_∞ : マッハ数, α : 迎角 (deg), R_i : リング模様の内径 (mm),
 R_o : リング模様の外径 (mm), R_b : 黒いリングの外径 (mm),
 R_j : 模型の継ぎ目の半径 (mm), $\alpha = 10^\circ$ のときは下流側の値
 を () 付で示す

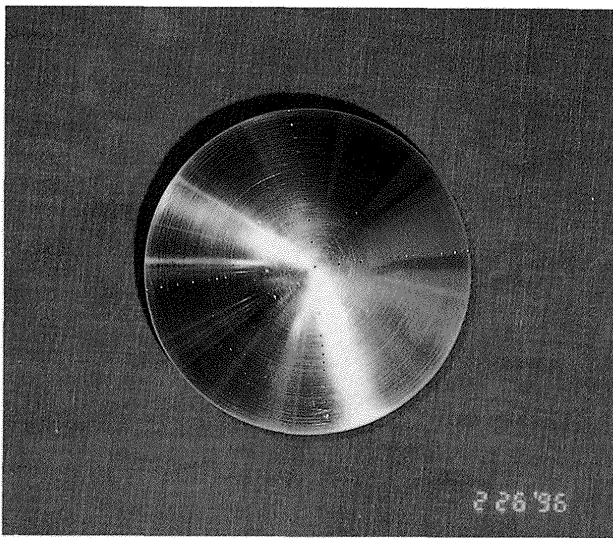


図16 圧力測定用OREX 模型,
 十字形に圧力測定孔を配置

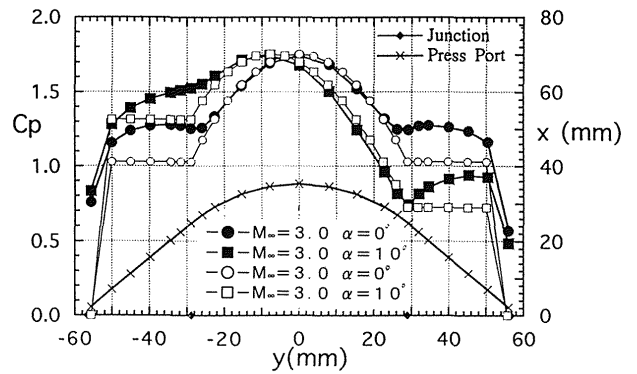


図18 OREX 模型表面の圧力測定孔と圧力係数の分布,
 $M_\infty = 3.0$, 迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ (●) と $\alpha = 10.0^\circ$ (■),
 修正ニュートン流近似(白抜き), $Re_\infty = 4.75 \times 10^6$ (直径を代表長さとする)。

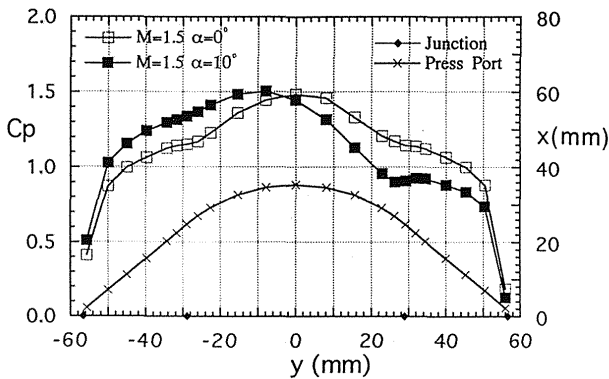


図17 OREX 模型表面の圧力測定孔と圧力係数の分布,
 $M_\infty = 1.5$, 迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ (□) と $\alpha = 10.0^\circ$ (■),
 ◆は球面と円錐の継ぎ目, ×は圧力孔の位置,
 $Re_\infty = 2.85 \times 10^6$ (直径を代表長さとする)。

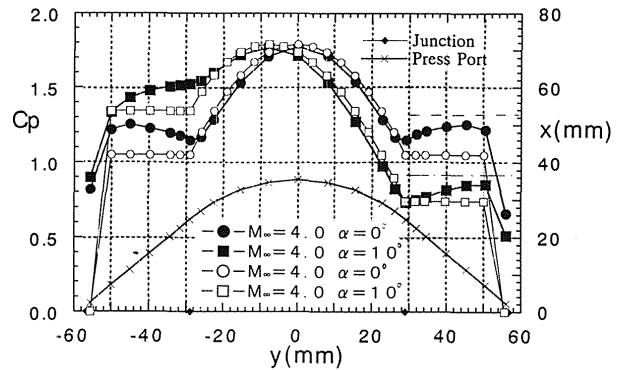


図19 OREX 模型表面の圧力測定孔と圧力係数の分布,
 $M_\infty = 4.0$, 迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ (●) と $\alpha = 10.0^\circ$ (■),
 修正ニュートン流近似(白抜き), $Re_\infty = 6.92 \times 10^6$ (直径を代表長さとする)。

継ぎ目 ($y = \pm 28.92$) の約 5 mm 前方から圧力係数の減少傾向は鈍化し始めるが、増加には転じない。オイルの停滞は継ぎ目の上流 1.7 mm から始まる。

迎角 $\alpha = 10.0^\circ$ の場合 (■), 風上側 (模型の下側, $y < 0$) では曲面の継ぎ目を含めて圧力係数の勾配は緩やかになり、継ぎ目の特徴が少なくなる。しかし、風下側 (模型の上側, $y > 0$) では曲面の継ぎ目までは圧力係数は減少し $\partial C_p / \partial y < 0$ であるが、継ぎ目の約 4 mm 前方で圧力勾配は逆転し $\partial C_p / \partial y > 0$ となる。オイルフローの可視化写真では圧力勾配が逆転するこの付近でオイルは停滞している。

2) $M_\infty = 3.0$ の場合

図18に、マッハ数 $M_\infty = 3.0$ での中心軸からの距離 y に対する圧力係数 C_p の変化を示す。迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合 (●), 球面上では圧力係数は減少するが、継ぎ目の約 4 mm 前方から減少傾向は鈍化し始め、円錐面上では、圧力係数は増加に転じる ($\partial C_p / \partial y > 0$)。流れの可視化写真ではリング状の模様が継ぎ目の約 2.0 mm 上流側から円錐面にかけて観察されている。肩付近を除いて円錐面状では圧力係数の変化は小さい。

迎角 $\alpha = 10.0^\circ$ の場合 (■), 風上側 ($y < 0$) では曲面の継ぎ目の約 5 mm 前方から C_p の勾配は緩やかになり、継ぎ目より下流でも C_p は減少傾向を示す。可視化写真では $\alpha = 0.0^\circ$ から 10.0° まで変角させるとリング模様が風上側では拡散する傾向にある。風下側 ($y > 0$) では継ぎ目での圧力勾配は逆転し ($\partial C_p / \partial y > 0$)、 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合に較べて大きくなる。流れの可視化写真では継ぎ目の上流からオイルは停滞している。

図18には、修正ニュートン流近似で計算した表面圧力係数 ($C_p = C_{p\max} \cos^2 \theta$) を示す (文献8)。ここで θ は模型表面の垂線と流れの方向のなす角である。球面上では C_p の測定値は修正ニュートン流近似による値にほぼ一致する。しかし円錐面では測定値は修正ニュートン流近似による値を越えない。迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合 (○), 過膨脹後の圧力上昇が円錐上に見られる。 $\alpha = 10.0^\circ$ の場合 (■), 風上側 ($y < 0$) の円錐上では圧力上昇は見られないが、風下側では ($y > 0$) 円錐上で過膨脹後の著しい圧力上昇が見られる。

3) $M_\infty = 4.0$ の場合

図19に、マッハ数 $M_\infty = 4.0$ での中心軸からの距離 y に対する圧力係数 C_p の変化を示す。迎角 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合 (●), 球面上では下流に向かって圧力係数は減少するが、修正ニュートン流近似による表面圧力分布 (○) よりも小さくはならない。圧力係数は継ぎ目で逆転し、円錐面上では、過膨脹後の圧力係数の上昇が見られる。流れの可視化写真では継ぎ目の約 1.0 mm 上流から円錐面上に鮮明なリング模様が観察されている。圧力係数

は $|y| = 40 \sim 45$ mm 付近まで上昇したあと、半頂角 50.0° の尖った円錐上の非粘性流れに対応する圧力係数 (破線) に漸近し、再び肩に向かって下降する。図19には、模型球面の淀み点から断熱的に加速された場合の音速点 ($M_\infty = 1.0$, $C_p = 0.904$) の圧力係数を一点鎖線で示す。また、尖った $\theta_{1/2} = 50.0^\circ$ の円錐上ではマッハ数は $M_\infty = 1.01$ で、 $C_p = 1.32$ である。

ただし、 $M_\infty = 3.0$, $\alpha = 0.0^\circ$ では、尖った $\theta_{1/2} = 50.0^\circ$ の円錐上では衝撃波は離脱しているが、 $M_\infty = 4.0$ では尖った $\theta_{1/2} = 50.0^\circ$ の円錐上では衝撃波は円錐先端に付着する。

この模型では淀み点を除いて鈍頭円錐状では角度の異なる斜め衝撃波を横断して異なる淀み点圧力に上昇する。一方、淀み点から加速されて音速に達したとする圧力比は $C_p = 0.904$ であるから肩付近を除いてこの数値に対応する圧力回復は生じていない。衝撃波背後の流れは強い剪断層になっていることを表している。

迎角 $\alpha = 10.0^\circ$ の場合 (■), 風上側 ($y < 0$) では圧力係数は継ぎ目付近から円錐面上でも減少傾向を示すが、 $M_\infty = 3.0$ の場合よりも勾配は小さくなる。可視化写真ではリング模様がここでは残っている。風下側 ($y > 0$) では継ぎ目での圧力勾配の逆転が起きる。流れの可視化写真では継ぎ目からオイルは停滞している。

継ぎ目から離れた球面上では、圧力係数はほぼ修正ニュートン流近似と一致する。

5. 討 論

オイルの粘度を以前よりも大きくなるように調整した流動パラフィンと二酸化チタン及び少量のオレイン酸の混合液による流れの可視化試験から、迎角 $\alpha = 0^\circ$ の場合、マッハ数が高いほど、球面と円錐面とが滑らかに接続する継ぎ目付近から明瞭なリング模様が現れることが明らかになった。圧力係数の測定結果では、継ぎ目の少し上流側から下流に向かって圧力が上昇に転じている。流れ方向の距離 s にたいして圧力勾配が正 ($\partial C_p / \partial s > 0$) となるところは、減速領域で境界層の剥離が起りやすい (文献9) ことから、OREX 模型上で曲率の変化による下流方向への圧力勾配の減少あるいは圧力の上昇が起きて曲面の継ぎ目で境界層が剥離したと推定される。

このような球面に円錐体を接続した場合の境界層の遷移については文献10に述べられている。それによると、流れ方向 s に対して $\partial C_p / \partial s > 0$ となるところで円錐上の流れが超音速の場合には境界層は乱流に遷移し易い。また、亜音速の場合には、このような圧力場は平滑化されて境界層は遷移しにくい。今回の試験では主流マッハ数が $M_\infty = 4.0$ の場合、円錐上の流れは遷音速である。マッハ数が更に増すと円錐上では超音速になる。

従って、このリング模様は、境界層が層流剝離しすぐに再付着したバブルであり、そこから乱流境界層に変化しているものと推定される。高マッハ数でも同様の現象が起きた場合、OREX 表面の熱伝達率が急に増加する可能性がある。ただし、文献11によればマッハ数 $M_\infty = 7.1$ の航空宇宙技術研究所の極超音速風洞で行った OREX 模型での熱伝達率の測定試験ではリング模様に相当する付近からの熱伝達率の増加はみられない(文献11)。

OREX 周囲流れのこれまでの数値計算は、超音速領域ではほとんど行われておらず、従ってこのようなリング模様の現れた計算例はない。OREX 周囲の流れの加熱率を求める数値計算は主として極超音速領域で盛んに行われているが、そこでもこのような現象は報告されていない(文献12)。

文献13によると遷音速領域 ($M_\infty = 0.6, 0.7, 0.8$) では、球面に半頂角 $\theta_{1/2} = 20^\circ$ の円錐面を滑らかに接続した模型の場合、球面上では下流に向かって圧力は減少するが、継ぎ目から下流に向かって圧力の上昇傾向が現れる。ところが半頂角の異なる円錐面を繋ぎ、継ぎ目で子午線の微分が不連続な OREX に類似した扁平な模型の場合、同じ遷音速領域で継ぎ目からは圧力の上昇傾向はほとんど見られず、 $M_\infty = 0.8$ で肩付近でわずかに圧力の上昇が見られる。この事実は、今回の圧力測定の図17で、低いマッハ数 $M_\infty = 1.5$ では圧力係数が継ぎ目で逆転しないことと対応すると考えられる。

また文献14によると、超音速領域 ($M_\infty = 1.4 \sim 2.0$) で球面と半頂角 $\theta_{1/2} = 30^\circ$ の円錐面を接続した模型上の継ぎ目付近で表面圧力が、淀み点以後の表面流れを断熱流とした時の音速点圧力 ($p/p_0 = 0.5283$) 付近あるいはそれ以下に低下している。しかし、更に下流では尖った半頂角 $\theta_{1/2} = 30^\circ$ の円錐上の圧力に回復している。また、半頂角 $\theta_{1/2} = 45^\circ$ の円錐上では著者は過膨脹は起きていないと述べている。しかし、過膨脹を、継ぎ目付近で尖った同じ半頂角の円錐上の表面圧力以下に圧力が一度下がり、下流で尖った同じ半頂角の円錐上の圧力に向かって上昇する現象と解釈すると、文献14に示されているデータでは半頂角 $\theta_{1/2} = 45^\circ$ の円錐上でも過膨脹が起きていると理解できる。ただし表面では淀み点から断熱的に膨脹して音速に達するときの圧力にまでは降下していない。

また文献15によると球面に半頂角 $\theta_{1/2} = 30^\circ$ の円錐面を滑らかに接続した模型の場合、模型の継ぎ目付近で過膨脹が起こり、 $M_\infty = 1.46$ で継ぎ目から下流に向かって圧力の上昇傾向が現れている。同じ形状で異なるマッハ数でのデータの比較が出来ないので確定的なことがいえないが、以上に示した文献と本論文から、遷音速、超音速領域で球面に円錐面を接続した形状では、境界層の遷

移にとっては好ましくない圧力上昇が継ぎ目から下流に向かって生じると推定できる。

模型の迎角を $\alpha = 10^\circ$ に傾けることにより、風上側は球面に半頂角 60° の円錐が、また下流側は半頂角 40° の円錐が接続されているとみなすことができる。従って、それぞれの側のこれまでの可視化の実験と圧力勾配の測定結果から、球面に大きい半頂角 $\theta_{1/2} = 60^\circ$ の円錐が接続されている模型の場合にはリングが生じないで、半頂角 $\theta_{1/2} = 40^\circ$ の円錐が接続されている模型の場合にはリングが生じると推定される。

6. 結論

OREX 模型の前面部にリング状の模様が現れる原因を明らかにするため、模型上の子午線の2階微分が不連続な OREX 模型と2階微分が連続な双曲線回転体模型とを用いて、超音速流中で模型表面流れの可視化を行った。また OREX 模型上の圧力分布と流れの可視化とを比較した。その結果次のことが明らかになった。

(1) 球面に円錐面を滑らかに接続した OREX 模型には継ぎ目付近からリング模様が鮮明に現れる。しかし、2階微分が連続な双曲線回転体模型ではリング模様は明確には現れず、円形の遷移線が現れた。

(2) マッハ数が大きくなると、OREX 模型のリング模様は鮮明になる。

(3) 迎角 $\alpha = 10^\circ$ では、風上側ではリング模様は途切れ、風下側ではオイル溜まりは残る。

(4) OREX 模型表面の圧力分布をオイルフローパターンと比較すると、圧力係数が減少傾向から緩やかな変化あるいは上昇に逆転する球面と円錐面との継ぎ目付近にリング模様が観察される。

(5) 高いマッハ数で OREX 模型表面に現れるリング模様は境界層が剝離再付着したバブルと考えられる。

(6) OREX 模型の球面部付近の圧力分布は修正ニュートン流による圧力分布で近似できる。

(7) オイルフローによる可視化では、使用するオイルの種類(粘性や表面張力などが異なる)によって流線や剝離線等のオイルフローパターンの現れ方が著しく異なる。

参考文献

- (1) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム, "HOPE / OREX ワークショップ講演論文集," 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-24, September, 1994 (編集者, 井上安敏, 山本昌孝) .
- (2) T. Yoshinaga, A. Tate, M. Watanabe, and T. Shimoda, "Orbital Re-Entry Experiment Vehicle Ground and Flight Dynamic Test Results

- Comparison," J. of Spacecraft and Rockets, Vol.33, No. 5, September-October, 1996, pp.635-642.
- (3) 野田順一, 楯篤志, 渡辺光則, 関根英夫, 吉永崇, 秋元敏男, "超音速における軌道再突入実験機の空力特性," 航空宇宙技術研究所報告, TR-1300, 1996年7月。
- (4) L. E. Ericsson and J. P. Reding, "Review of Support Interference in Dynamic Tests," AIAA J. Vol. 21, No.12, 1983, pp.1652-1666.
- (5) National Aerospace Laboratory, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd, Kawasaki Heavy Industries, Ltd, and Fuji Heavy Industries, Ltd, "Government-Industry Specific Joint Research on the Advanced Aircraft Component Technologies, Final Report," Special Publication of National Aerospace Laboratory, SP-31, May 1996 (Ed. By M. Ebihara).
- (6) 種子田定俊, 天本 肇, 石井幸治, "円柱後方の逆風域の測定", 九州大学応用力学研究所報, 第36号, 昭和47年, pp.57-69。
- (7) G. W. Jones, J. J. Cincotta, and R. W. Walker, "Aerodynamic Forces on a Stationary and Oscillating Circular Cylinder at High Reynolds Numbers," NASA TR R-300, Feb. 1969.
- (8) J. D. Anderson, Jr, "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics," McGraw-Hill Book Company, 1989, pp.53-56.
- (9) H. Schlichting, "Boundary-Layer Theory," 7th edition, translated by J. Kestin, McGraw-Hill Book Company, 1979, pp.131-133.
- (10) C. Park, "Interaction Between Turbulence and Ablation," Symposium on Space Flight Mechanics, ISAS, November 27-28, 1995, pp. 9-12.
- (11) 桧垣郷子, 山崎哲夫, 尾藤日出夫, 穂積弘一, 吉沢昭, "感温塗料計測とデータ処理," 日本航空宇宙学会誌, 第42巻, 第482号, 1994年3月, pp.154-158。
- (12) 航空宇宙技術研究所航空機計算空気力学シンポジウム運営委員会特別企画ワーキンググループ, "高エンタルピー流れ企画セッションおよびワークショップ," 第13回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 航空宇宙技術研究所特別資料SP-29, 1996年1月(編集者, 曾我国男)。
- (13) 瓜田明, 中村佳朗, 坪井淳, 稲谷芳文, "再突入物体回りの遷音速流れ," 日本航空宇宙学会誌, 第43巻, 第503号, 1995年12月, pp.696-706。
- (14) 谷 喬, 新井紀夫, 武埜光悦, 関根英夫, 広瀬直喜, "超音速流中における鈍頭円錐上の亜音速領域" 日本航空宇宙学会誌, 第35巻, 第400号, pp.253-259。
- (15) 中森一郎, 中村佳朗, "球頭円錐回りの遷・超音速流れの特性," 日本航空宇宙学会誌, 第44巻, 第510号, 1996年7月, pp.415-423。

付 録

A 1. 点描法と油膜法 (文献5)

超音速風洞で飛行体表面の流れを点描法(顔料とオイルとの混合液を筆や器具で点描し, 気流にさらす方法)と油膜法(模型表面にスポンジや筆で混合液を塗布する方法)とを比較した。点描法の場合, 超音速風洞では剪断力が大きいため, 通風初期の模型の迎角を変える時間内にもオイルが移動する。その軌跡が迎角変更後の定常状態の軌跡に重なって, 全体として物体表面流れが不明瞭になる。それに対して表面全体に塗られた油膜法では剪断力が大きいため初期の迎角変更前のオイルの流れを迎角変更後のオイルの流れが消し去る傾向があり, 二重書きによる軌跡の不明瞭さがなくなる。

航空宇宙技術研究所資料706号

平成8年12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7-44-1
電話 (0422) 47-5911 〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17

© 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、企画室調査普及係にご連絡ください。

Printed in Japan