

UDC 629.76:  
533.6.011.5:  
533.6.69.048:  
629.7.018.1

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-349

非軸対称平頭物体の超音速風洞実験

河本 巖 ・ 清水 福寿

野田 順一 ・ 関根 英夫 ・ 石田 清道

1978 年 4 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 非軸対称平頭物体の超音速風洞実験\*

河本 巖\*\*・清水 福寿\*\*

野田 順一\*\*・関根 英夫\*\*・石田 清道\*\*

## Wind Tunnel Experiments on Non-Axisymmetric Blunt Bodies with Flat Faces in Supersonic Flow

By

Iwao KAWAMOTO, Fukujyu SHIMIZU,  
Junichi NODA, Hideo SEKINE  
and Kiyomichi ISHIDA

### ABSTRACT

The flow field around a non-axisymmetric blunt body with a flat face in supersonic flow is important in relation to the aerodynamic problems of a reentry vehicle like a shuttle orbiter at large angles of attack. Much attention has been paid to axisymmetric bodies experimentally as well as theoretically, and results are available.

By contrast, the flow field about a delta-faced body, which is a basic form of lifting bodies like the shuttle orbiter, is not clarified. Five models including circular-faced, elliptic-faced, clover-faced, and delta-faced cylindrical bodies, are taken up for the purpose of pressure measurements and oil flow tests on the windward flat faces.

These models can be divided into two groups: one is the group whose members have smooth and continuous shoulder lines, the other the delta-faced body which has three sharp corners on the side.

There are three important points in the present experiments.

1. The first is to obtain the pressure distributions on the flat-faced bodies with various shoulder lines and to compare them.
2. The second is to obtain evidence of supersonic as well as subsonic regions near the shoulders.
3. The third is to examine the behavior of the stagnation point on the flat face against angles of attack.

This paper presents the experimental results for the problems stated above. The experiments were performed at Mach numbers from 1.5 to 3.0, at angles of attack from  $-15^\circ$  to  $15^\circ$ , and a Reynolds number of about  $(2.5 \sim 4) \times 10^7/m$  in NAL's  $1^m \times 1^m$  supersonic wind tunnel.

First we conducted pressure measurements on the circular-faced body. The flow on the circular-face expands gradually from the stagnation point to the shoulder and it becomes sonic at the shoulder itself; the sonic lines on the face occur along the shoulder only.

Present measurements show that all bodies including the delta-faced body have these features and supersonic regions do not exist except at their shoulders at small angles of attack. The pres-

---

\* 昭和53年3月13日 受付

\*\* 空気力学第2部

sure distribution according to the expansion of the flow from a stagnation point to the shoulder for bodies of the first group like the clover-faced body is quite similar to that of the circular-faced one. However the pressure distributions for the delta-faced body are fairly different with the increase of the Mach number.

Particularly, a wide stagnation region seems to appear at  $M_\infty = 2.5$  and  $\alpha = -5^\circ$ . Further increase in the Mach number results in this wide stagnation region growing into two stagnation points.

## 1. 結 言

非軸対称平頭鈍頭物体まわりの流れはシャトルオービタ等の回収物体の大迎角再突入時の空気力学問題として重要である。この種の鈍頭問題では軸対称物体や二次元物体が主流であり実験資料や計算資料もかなりそろっているが<sup>1~10)</sup> 非軸対称平頭物体、特にシャトルオービタのような揚力物体の基本形状である△型に近い平頭鈍頭物体については理論的にも実験的にもあまり流れ場の様子が明らかにされていない。<sup>11)</sup>そこで5種の平頭鈍頭物体を取り上げ超音速風洞実験を行い圧力分布測定, oil streak による激み点の観察, シュリーレン観察を行った。本報告はこれら実験結果をまとめたものでありマッハ数は  $M_\infty = 1.5 \sim 3.0$ , 迎角は平頭面が主流に垂直である時を零として  $\alpha = -15^\circ \sim +15^\circ$  であり一部大迎角も含まれる。

供試模型は二つのグループよりなり平頭円柱, 平頭楕円柱, クローバ型平頭物体のグループは物体の外周形状が連続な滑らかな曲線よりなり, △型平頭物体はその外周形状に三つの傾斜の不連続を有している点で異なる。

本実験の目的は3つある。一つは平頭表面の圧力分布を測定し外周形状の違いによるその相異を比較検討することであり, 二番目に肩周辺の圧力分布より平頭面上肩以外に超音速域の有無を調べ, 最後に迎角変化に対する激み点位置の振舞いを調べることである。

実験結果によれば圧力分布の特徴は, 平頭円柱に関しては平頭面上の激み点圧力は半径方向に膨脹し肩で音速になることがよく知られているが, この性質は今回の平頭物体についてすべてなりたちクローバ型平頭物体, △型平頭物体にあっても肩以外では音速領域は見い出せなかった。しかし激み点から音速迄の膨脹の様子は平頭面外周形状がなめらかな連続な曲線よりなるグループは, 迎角時にあっても平頭円柱的な圧力分布であったが, △型ではかなり異なるもので特に高マッハ数時にその違いは著しい。△型平頭物体では  $M_\infty = 2.5$ ,  $\alpha = -5^\circ$  で極めて広い範囲の激み域が観察され, 激み線を形成しているかのようにみなせ, 更にマッハ数を上げるとこの長い激

み域は2つの激み点へ成長するようである。しかし平頭面を一つの流面, すなわち, エントロピー一定の面と見なすと2つの激み点の存在は物理的解釈がむづかしく衝撃波層を含めた流れ場の解明が興味をもたれる。

## 2. 模型と風洞実験

実験に用いた風洞は航空宇宙技術研究所  $1\text{m} \times 1\text{m}$  吹出式超音速風洞である。<sup>12)</sup>模型の設計に先だち blockage ratio の検討を必要とした。通常の slender な飛しょう体にとっては blockage ratio は最大迎角時に風洞が choke しないよう検討されるが平頭物体にとっては零迎角時にかなり大きい blockage ratio を有しており, その上 sharp nose や spherical nose に比べてその形状にもとづく事情は一層悪く風洞スタート時に超音速気流が確立しえない状態が予想される。このような choke 状態は大型の吹出式超音速風洞では極めて危険であり極力避けねばならない。blockage ratio は理論的には垂直衝撃波下流を音速とした条件より

$$\begin{aligned}\frac{A_m}{A_1} &= \frac{A_1 - A_2^*}{A_1} = 1 - \frac{A_2^*}{A_1} \\ &= 1 - \frac{A_1^*}{A_1} \cdot \frac{A_2^*}{A_1^*} \\ &= 1 - \frac{A_1^*}{A_1} \cdot \frac{P_{01}}{P_{02}}\end{aligned}$$

で計算される。<sup>13)</sup>実験領域を  $M_\infty \geq 1.5$  とすると8%程度の blockage ratio が許される。しかし実際にはこのような理想化されたものとは異なり平頭物体では slender な形状と異なりこの値より十分小さく見積っておかねばならない。本風洞では過去鈍頭物体に対して blockage ratio 0.5% を常用して来たが, 本実験では平頭物体の肩での圧力値を測定する必要があり模型は大きいだけ目的に添うことになる。一方  $10\text{cm} \times 10\text{cm}$  小型超音速パイロット風洞では平頭物体の blockage ratio 3% で choke しない実績も考慮に入れ, 本シリーズの blockage ratio は安全を見て1.5%以下とした。

供試模型の形状は諸外国も含め Data の豊富にある平頭円柱を基準にとり, 揚力物体の平面形に近い△型形状

への橋わたしとして中間的形状を含め全部で5種でありいずれも圧力分布計測用模型である。これらを図2に示す。

本風洞は通常の運転にあつては空気量を節約するため集合胴圧力は可能な限り下げ、しかも安全にスタートするようマージンを見て圧力設定されており、その大きさは各マッハ数に対して図3のように定めてある。このような標準設定値にもとづいて通風した結果どの模型も  $M_\infty \leq 2.5$  程度では良好な超音速気流がえられたが  $M_\infty$

$= 3$  では choke 気味であり集合胴圧力を標準値の10%増として定常な超音速気流がえられた。

本試験の狙いは圧力分布の様子を調べることであるが、同時に非軸対称形状にあって肩以外で音速領域が存在するかどうかを調べることも目的の一つであり最外周の圧力孔は可能な限り肩に近いところに位置させた。ちなみにN3模型では短半径( $\varphi = 60^\circ, 180^\circ$ )に添う肩の圧力孔は肩より0.3mm内側に0.3φの圧力孔とし、半径距離の99.2%に位置し、長半径( $\varphi = 0^\circ, 120^\circ$ )にそうそれ

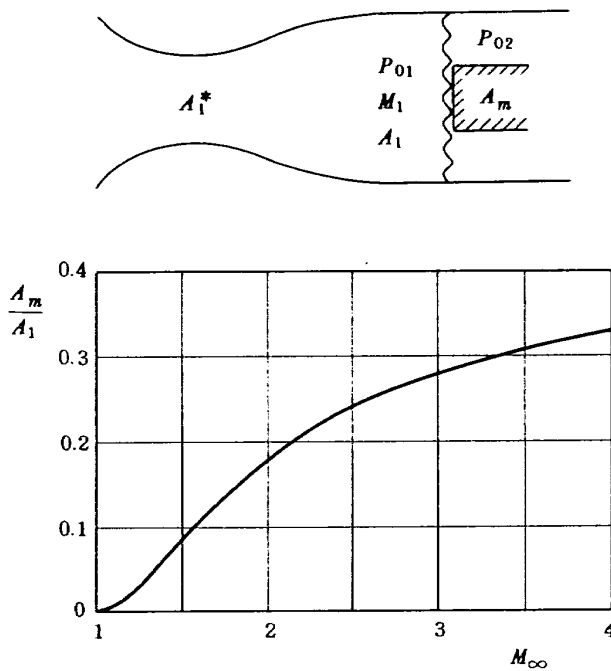


図1 Blockage ratio

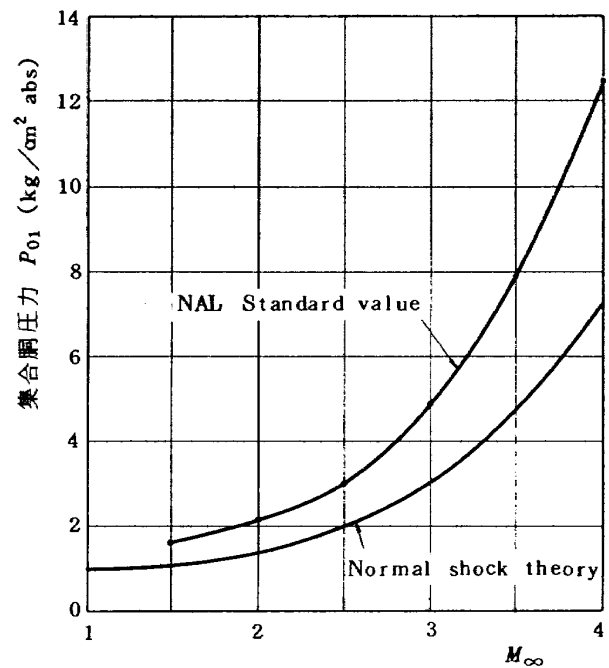


図3 集合胴圧力

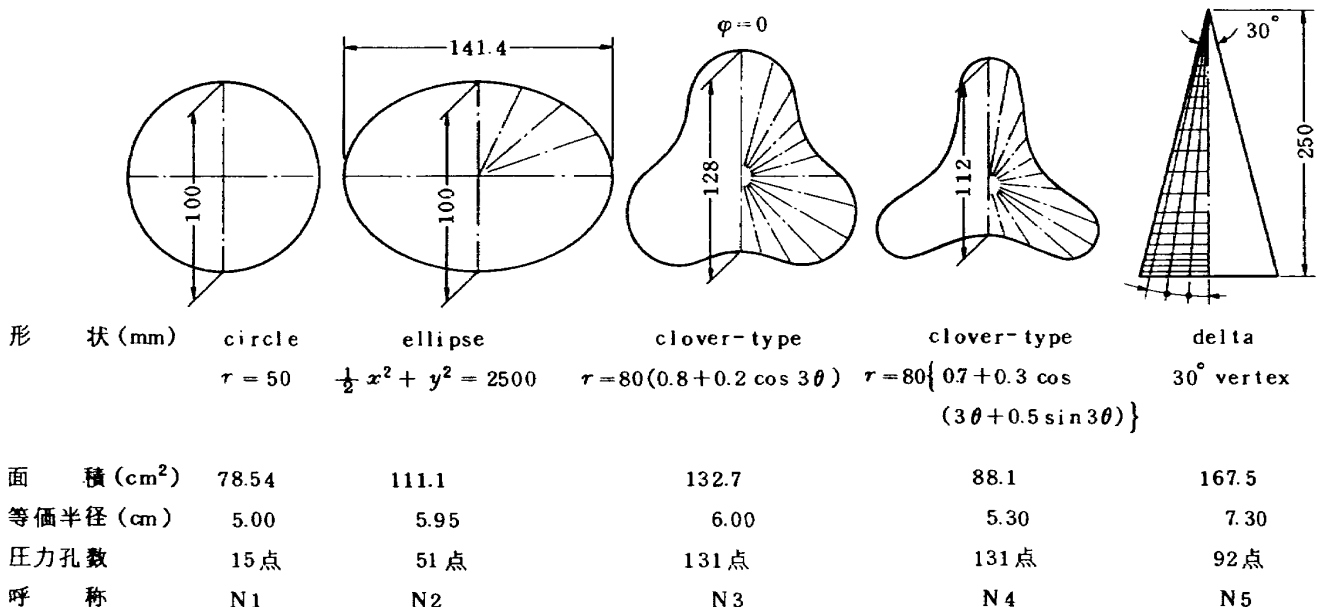


図2 風洞試験模型



は 99.6 %であった。

圧力の測定はスキューバルブ 2 台を駆動し (図 4), 変換器は  $1 \text{ kg/cm}^2$  容量のものを用い, その規格および較正結果の一例を表 1, 表 2 に示す。

これら圧力模型は一部圧力孔をテープで目張りして oil flow 試験にも供せられた。吹出式風洞では oil

flow 試験は風洞の starting load による油膜の飛散, および stopping load による oil streak の歪み等で連続風洞にない困難さを伴う。正しい oil flow を得るには通風中の写真撮影が最も好ましいが, 平頭物体にあっては模型上流からの写真観測は不可能である。stopping load による oil streak の変形をさけるために約 30 秒の

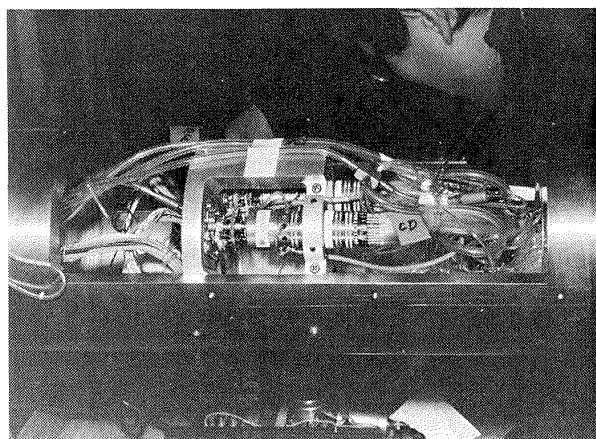


図 4 スキューバルブ収納部

表 1 供試圧力変換器規格

型 式	差圧型圧力変換器
型 名	PDCR 22 # 6365
製 造 元	DRUK 社
容 量	-15 psi ~ +15 psi
定 格 出 力	70 mV
励 磁 電 圧	12 VDC
直線性, ヒステリシス	Full scale の 0.08 % 以下

表 2 変換器の較正の一例

Calibration of pressure transducer Type: DRUK PDCR 22 # 6365. Atmosphere 18.5°C

X: PRESSURE(mmHg)	Y: VOLTAGE(V)	$Y_0 = A * X + B$	$Y - Y_0$	ERROR (%)
0.000000	0.000000	-0.000159	0.000159	-0.001991
-159.500000	-1.673000	-1.673375	0.000375	-0.004701
-384.400100	-4.029000	-4.032664	0.003664	-0.045956
-579.400100	-6.073000	-6.078289	0.005289	-0.066338
-754.500000	-7.920000	-7.915154	-0.004847	0.060788
-592.600100	-6.216001	-6.216762	0.000761	-0.009545
-410.200200	-4.304000	-4.303316	-0.000683	0.008576
-216.100000	-2.272000	-2.267131	-0.004869	0.061076
0.000000	0.000000	-0.000159	0.000159	-0.001991

Least square method. Y: mmHg, X: volt.  $Y = 95.3252 * X + 0.0145226$

X: PRESSURE(mmHg)	Y: VOLTAGE(V)	$Y_0 = A * X + B$	$Y - Y_0$	ERROR (%)
0.000000	0.000000	0.003556	-0.003556	-0.044499
148.700000	1.566000	1.566300	-0.000300	-0.003759
321.800000	3.382000	3.385473	-0.003473	-0.043467
512.400100	5.385000	5.388561	-0.003561	-0.044565
708.900100	7.452001	7.453653	-0.001653	-0.020683
537.300000	5.654000	5.650244	0.003757	0.047011
334.800000	3.525001	3.522095	0.002906	0.036365
182.600000	1.929000	1.922567	0.006432	0.080500
0.000000	0.003000	0.003556	-0.000556	-0.006955

Least square method. Y: mmHg, X: volt.  $Y = 95.15288 * X - 0.3375142$

通風後に oil streak は出来上りかつ oil が消費しつくされ乾いた状態になっていることが好ましい。一連の実験結果からは oil の調合、とりわけ粘度を適当に選ぶことによってマッハ 2 以下ではほぼ満足な結果がえられ、stopping load の極めて大きいマッハ 2.5 以上ではいまのところ平頭面での oil flow は成功していない。塗布 oil の調合は本平頭模型シリーズではディーゼル油 (ASE 30) と二酸化チタンの割合を種々変え、濃度  $C = 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7$  迄変化させたが等重量 ( $C = 0.5$ ) のものにオレイン酸数滴加えたものが最も好ましい結果がえられた。塗布法は oil film 法と oil dots 法を試みたが、前者は薄い film 状に塗布するのが困難であり、miss blow の多いものとなり、後者の方が好結果がえられた。本風洞は通風持続時間が約 30 秒で

あり oil film 法では刷毛による塗布で film を十分薄くすることが困難で 30 秒程度では oil は消耗されつくさず、依然として濡れた状態であり stopping load により再び streak は影響を受け失敗に終る。一方 oil dots はあらかじめ模型表面をアルコールまたはトリクレンで拭き油を十分に断った後注意深く作業をすることにより dots の大きさを  $0.5\text{ mm}\phi$  程度以下とすることが可能である。この 1 dot 当りの油量で streak の長さは通風時間と剪断力の大きさにより異なるが  $20\text{ mm} \sim 100\text{ mm}$  流れることで消費しつくされ、以後 stopping load による影響を受けることもないし、その状態で再通風しても、もはや気流による影響を受けることもない。

以上の手順でえられた圧力分布, oil streak, シュリーレン写真の一覧表を表 3 に示し、その結果は一括して

表 3 試験ケース一覧

模型	$M_\infty$	圧力試験時の迎角とバンク角	シュリーレン	oil flow
N 1	1.5	$\alpha = 0, 10$		
	2.0			
	2.5			
	3.0	$\alpha = 0, 10$		
N 2	1.5	$\phi = 0 \quad \phi = 45 \quad \phi = 90$ $\alpha = 0, 5, 10 \quad \alpha = 10, \quad \alpha = 5, 10$		
	2.0	$\phi = 0 \quad \phi = 90$ $\alpha = 0, 5, 10 \quad \alpha = 5, 10$	$\phi = 0 \quad \phi = 90$ $\alpha = 0, 5, 10, \quad \alpha = 0, 5, 10$ $20, 30, 40 \quad 20, 30, 40$	$\phi = 0 \quad \phi = 90$ $\alpha = 20, 30, \quad \alpha = 20, 30,$ $35, 40, \quad 35, 40,$ $45 \quad 45$
	2.5			
	3.0	$\phi = 0 \quad \phi = 90$ $\alpha = 0, 5, 10 \quad \alpha = 5, 10$		
N 3	1.5			
	2.0	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10$	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 10$	
	2.5			
	3.0	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10$	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10$	
N 4	1.5			
	2.0	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10$	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10$	
	2.5			
	3.0	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10$	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10$	
N 5	1.5	$\phi = 0 \quad \phi = 90$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10, \pm 15, \quad \alpha = 15$	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10, \pm 15$	
	2.0	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10, \pm 15$	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10, \pm 15$	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10$
	2.5	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10, \pm 15$	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10, \pm 15$	
	3.0	$\phi = 0 \quad \phi = 90$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10, \pm 15 \quad \alpha = 15$	$\phi = 0$ $\alpha = 0, \pm 5, \pm 10, \pm 15$	

(注) マッハ数, 迎角は設定値で実測値ではない

付録にまとめておく。圧力分布は平頭面上の実測値より等高線を描き、<sup>14)</sup> oil streak はベースの金属の地肌と  $\text{TiO}_2$  の白色とのコントラストがやや悪いので写真をもとにゼロックス複写でコントラストをつけてある。

### 3. 実験結果とその検討

#### 3.1 シュリーレン写真

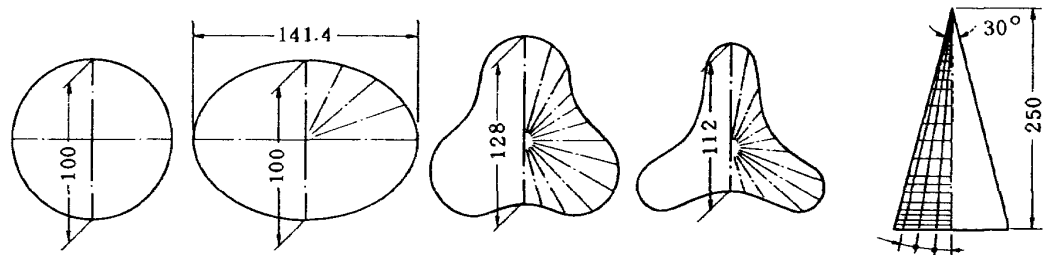
平頭円柱では模型の迎角変化に対して離脱衝撃波の形状変化は極めて鈍く、ほぼ主流に固定されたまゝであることが風洞実験にもとずく経験事実として知られている。付録の付図1～付図4に模型を固定させ主流を迎角に応じて変化させた時の衝撃波形状を示す。上に述べた平頭円柱におけるふるまいと同様、衝撃波はほぼ主流に固定された状態で変化し、迎角と強い相関を有する。このことはN2, N3, N4 は勿論のこと形状の著しく異なる△平頭物体にあっても頂点に衝撃波が近接する領域を除いてほぼ同様である。次に衝撃波離脱距離と物体形状との関係を調べてみる。いま離脱距離として平頭面の面積中心位置での値  $d_0$  で代表させる。この値は衝撃波形状(付図1～付図4)よりわかるように、ほぼ迎角に無関係に一定の値であり、主流マッハ数のみにより定まる。衝撃波は物体より生ずる擾乱の集まりであり、それにかかわる物体の大きさを示す量として平頭部と等価の面積を有する円の半径  $r_{\text{equ}}$  を取り、 $d_0/r_{\text{equ}}$  とマッハ数の

関係を表4に示す。衝撃波離脱距離  $d_0/r_{\text{equ}}$  はマッハ数を一定とすると物体の形状による変化は約10%以下である。マッハ数増加による  $d_0$  の減少は約25%でほぼ物体の形状によらない。

#### 3.2 無迎角時圧力分布

一般に球状頭部に対しては中程度の超音速域においても圧力分布の推定は Newtonian 近似で十分よく説明される。しかしこの近似は平頭物体に対して圧力一定の解を与え実際と異り適用は好ましくない。図5に平頭円柱の圧力分布実験結果を示す。圧力値は減み点圧力で、半径座標は最大半径値でそれぞれ無次元化したものであり、比較のため他風洞での  $M_\infty = 4$  のデータも記してあるが中程度マッハ数範囲ではマッハ数による違いはほとんど見当らず、減み点に近い状態が相当広範囲にわたり、肩の近くで強い膨脹を受け音速状態に到る。このような定性的な傾向は他の非軸対称平頭物体、特にN2, N3, N4 についても見られるものであるがこの平頭円柱の圧力分布実験値を比較の基準としながら以下に述べる。

図6は平頭楕円面の長軸方向および短軸方向の圧力分布であり半径座標はそれぞれの位置での最大半径値で無次元化してある。この模型は長短軸比が  $\sqrt{2}$  と比較的小さく円柱の圧力分布と極めて類似している。図7, 8にシャトルオービタの平面形にやや近いクローバ型平頭物体の圧力分布を示す。N3はN4に比べその外周形状



$M_\infty = 2, \frac{d_0}{r_{\text{equ}}}$	0.86	0.83	0.82	0.77	0.86
	$\frac{(d_0/r_{\text{equ}})}{(d_0/r_{\text{equ}})N1}$	1.0	0.97	0.95	0.90
$M_\infty = 3, \frac{d_0}{r_{\text{equ}}}$	0.70	0.62	0.62	0.58	0.63
	$\frac{(d_0/r_{\text{equ}})}{(d_0/r_{\text{equ}})N1}$	1.0	0.89	0.89	0.83
	$\frac{(d_0/r_{\text{equ}})M=3}{(d_0/r_{\text{equ}})M=2}$	0.81	0.75	0.76	0.75
					0.73

表4 衝撃波離脱距離

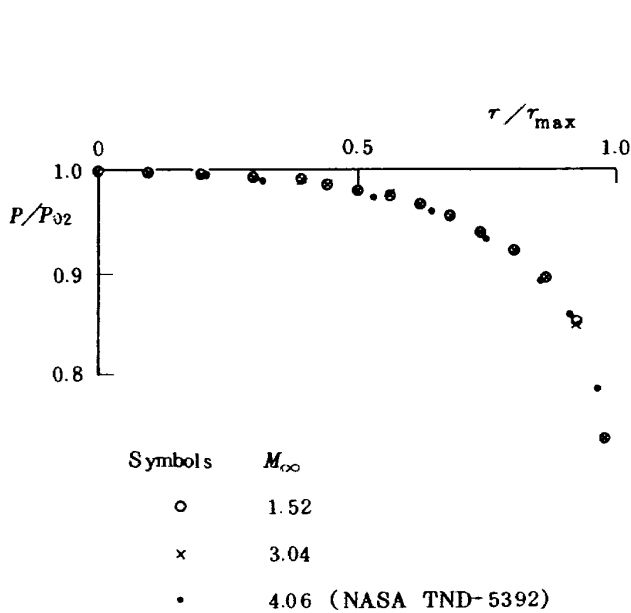


図5 平頭円面圧力分布

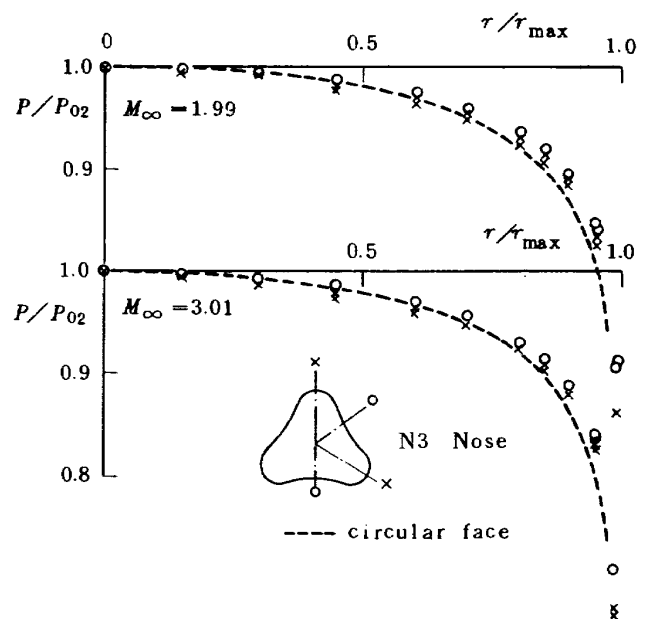


図7 クローバ型平頭面圧力分布

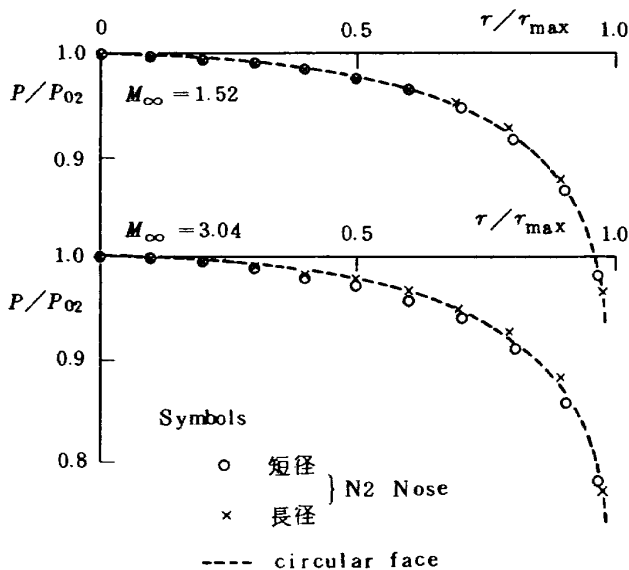


図6 平頭楕円面圧力分布

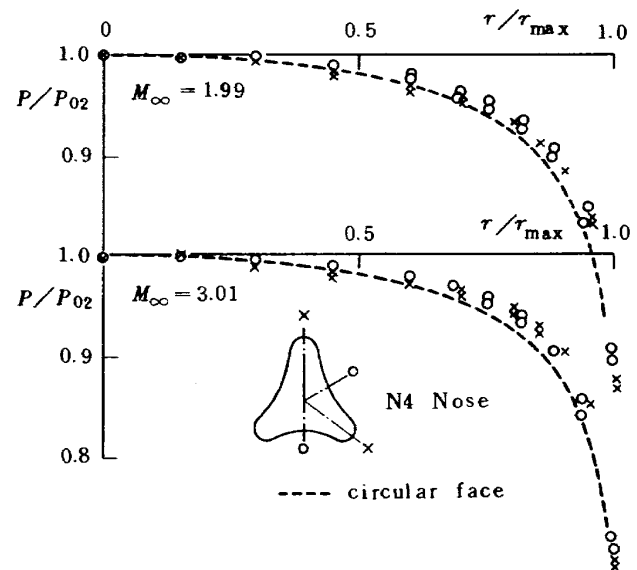


図8 クローバ型平頭面圧力分布

がやや円に近いものであり面積中心より肩迄の半径距離の長短比は1.67:1でN4のそれは十分大きくとって2.5:1である。この圧力分布結果より平頭面にそう流れの圧力分布は依然として平頭円柱のそれに極めて良く似ており短軸および長軸共に半径方向の膨脹がやや遅れ気味であるのが目立つ。マッハ数への依存性は極めて少ないことも知れる。また肩での圧力値の大きさ  $p/p_{02} = 0.528$  が音速点であるのに対して、肩直近の圧力孔位置で0.6

程度の値がえられ、厳密な肩ではさらに膨脹し音速になっていると見てよく、しかも肩以外では音速領域はないと結論づけられる。付録の等圧線図(付図6~7)からもわかるように無迎角時の等圧線の形状は平頭物体の外周形状にほぼ相似であり、したがって任意の円周位置での半径方向圧力分布はその最大半径値で無次元化することによりほぼ同心円状の等圧線となる。この傾向はクローバ型物体に限らず平頭楕円に対しても同じである。

### 3.3 迎角時の圧力分布

図9に平頭円柱の $\alpha = 10^\circ$ の時の圧力分布を示す。無迎角時と同様小迎角時にあっても圧力分布の全体的傾向はマッハ数にほとんど依存しないことがわかる。激み点の移動量はこの圧力分布結果からは半径値の約40%位に位置するようであるが、図10に示すoil streakからもほぼ同様な結果がうかがえる。このoil streakはカーボランダムを表面に接着し比較的粘性の小さいoil filmを塗布し、衝撃荷重によるoilの飛散を防ぐようにしたものである。

次に流れ場のマッハ数への依存性を詳細に調べるために激み点近くの圧力分布の縦目盛を拡大してプロットしたものが図11の左側である。図9のマクロな見方と異り幾分マッハ数に依存する傾向がうかがえるが、圧力変換器の容量の0.2~0.3%以下での大小関係であり精度を考えあわせるとき激み点位置を特定することはやや困難であり、ある巾をもたせてその範囲内にあると考えるのが妥当であろう。これらが図11の右側の矢形で示されたものであり、図中の波形記号は図10に見られるoil streakによる観測結果である。

激み点の移動に関する理論的な検討は谷らによって行なわれており<sup>15)</sup>、ここでは衝撃波を平面で仮定し、その後方の流れを非圧縮流としたものであるがその結果によると激み点の移動量は迎角に比例し、衝撃波離脱距離を介してマッハ数に依存すると結論づけられた。一方我々もこれと独立に積分関係法により迎角時の圧力分布特性を調べるように計算を進めており<sup>16)</sup>最大エントロピー流線を激み点流線と同じと仮定した近似結果では谷の傾向よりやや移動量は大きい傾向は極めて類似し、マッハ数の増加とともに激み点移動量は増し迎角にほぼ比例した結果がえられている。これら実験結果、理論結果はいずれもまだ完全なものとは言えないが、これらの結果を考

えあわせると、平頭円柱の小迎角時の激み点の移動量はマッハ数の増加と共に増加し、迎角にほぼ比例すると見てよい。

次に楕円平頭面の短軸、長軸にそった圧力分布を図12に示す。無迎角時と同様極めて平頭円面に類似した圧力分布をしているが、長軸側で膨張の遅れが少し見られる。激み点の移動はoil dots法により十分迎角の大きい範囲迄調べたが(図13, 付図9(1)~9(11)) $\alpha \approx 30^\circ$ 程度迄は移動量は迎角にほぼ比例しているようであるが $\alpha > 35^\circ$ 位でやや飽和気味となり、 $\alpha = 46^\circ$ でほぼ肩に達しているようである。この傾向は短軸にそった場合も、長軸にそった場合も同様であるが迎角に対する激み点移動量の割合は迎角の小さい範囲では、やや長軸にそった場合が大きいようであるが、この程度の実験精度では結論しにくい。図14, 15にこの激み点位置をシュリーレン写真上に示し、あわせて最大エントロピー流線の衝撃波面上での位置を示す。迎角時の激み点流線と最大エントロピー流線のずれは古くから興味ある問題であり、この両流線のずれの存在のためあらかじめ激み点位置での物理量が知れないため積分関係法等による理論計算で積分が激み点より出発出来ず問題を複雑にする。この一連の写真より正の迎角をとることにより激み点は中心より下方へ移動し、同時に最大エントロピー流線も平頭面中心の垂直上流にあったものが迎角とともに激み点と同方向へ移動するため、極めて粗い見方をすれば両方の流線はすくなくとも迎角の小さい範囲では十分近接していることが予想される。このような場合には激み点の物理量は垂直衝撃波関係式より計算したもので置きかえてもよからう。このことは圧力分布測定結果からも裏づけされ迎角時の激み点圧力は垂直衝撃波下流の激み点圧力と実験精度の範囲内で一致する。

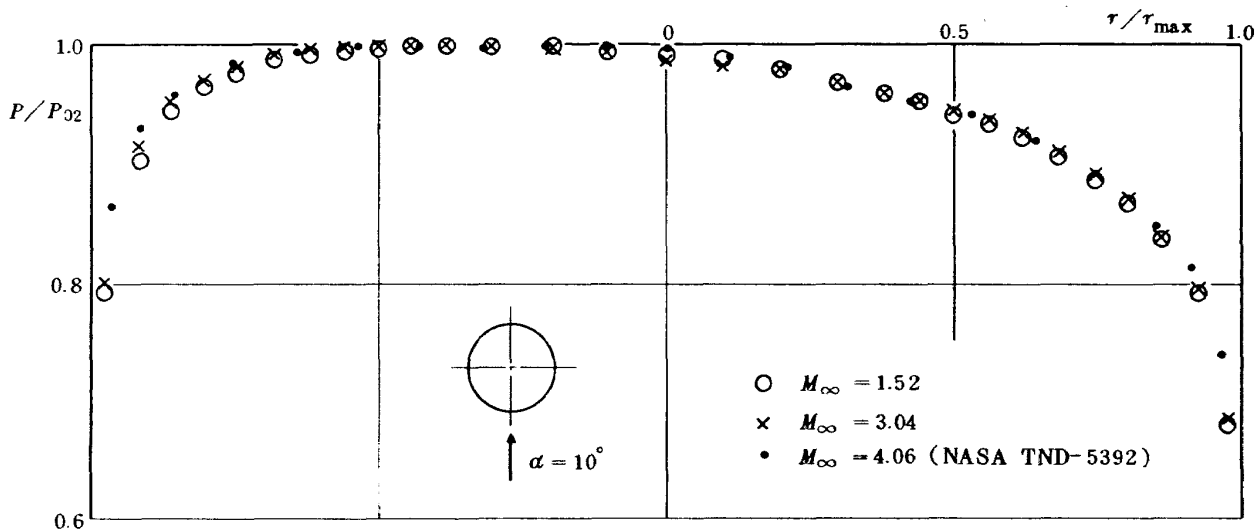


図9 平頭円面圧力分布

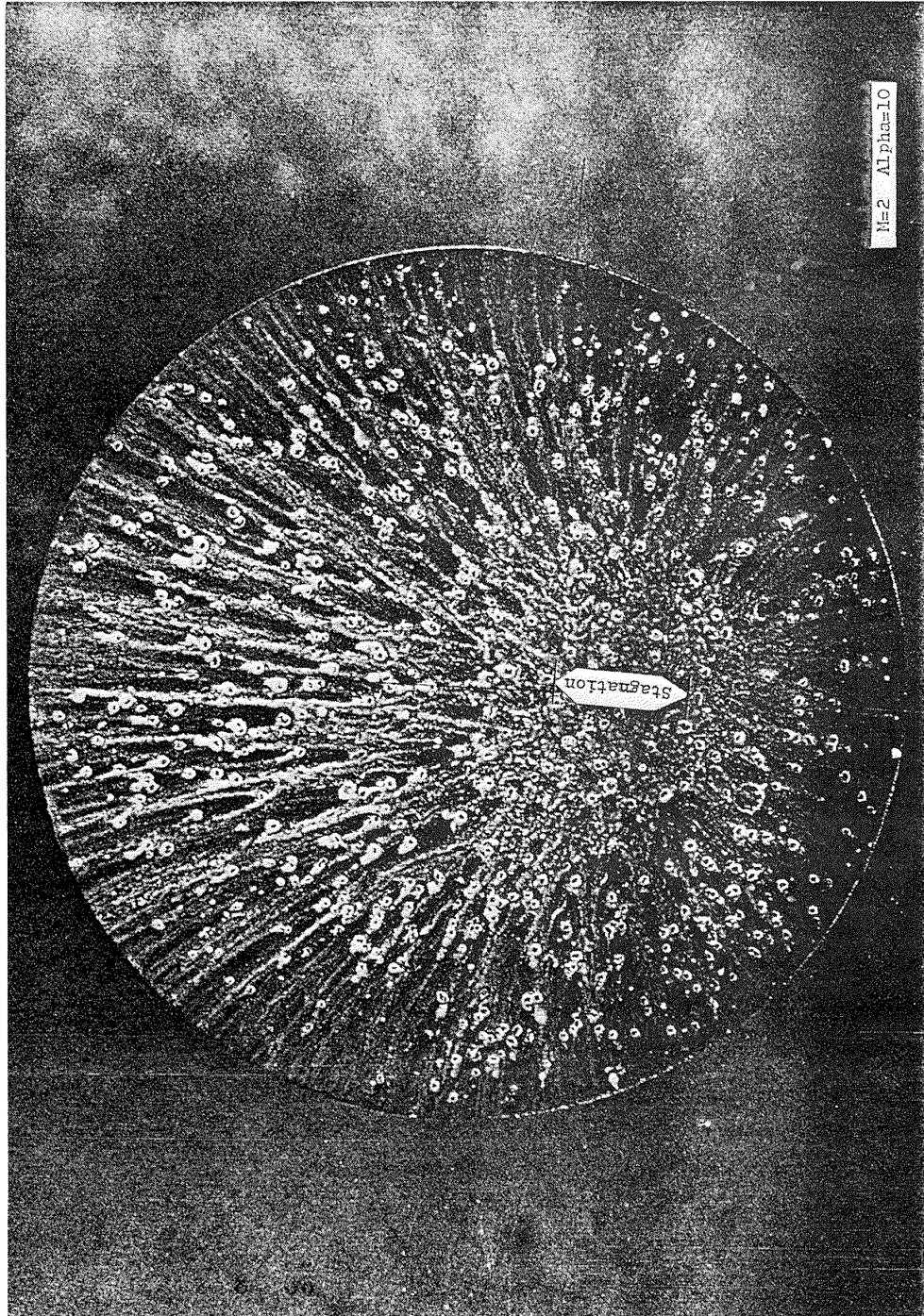


図 10 オイルストリーク  $M_{\infty}=2$ ,  $\alpha=10^{\circ}$

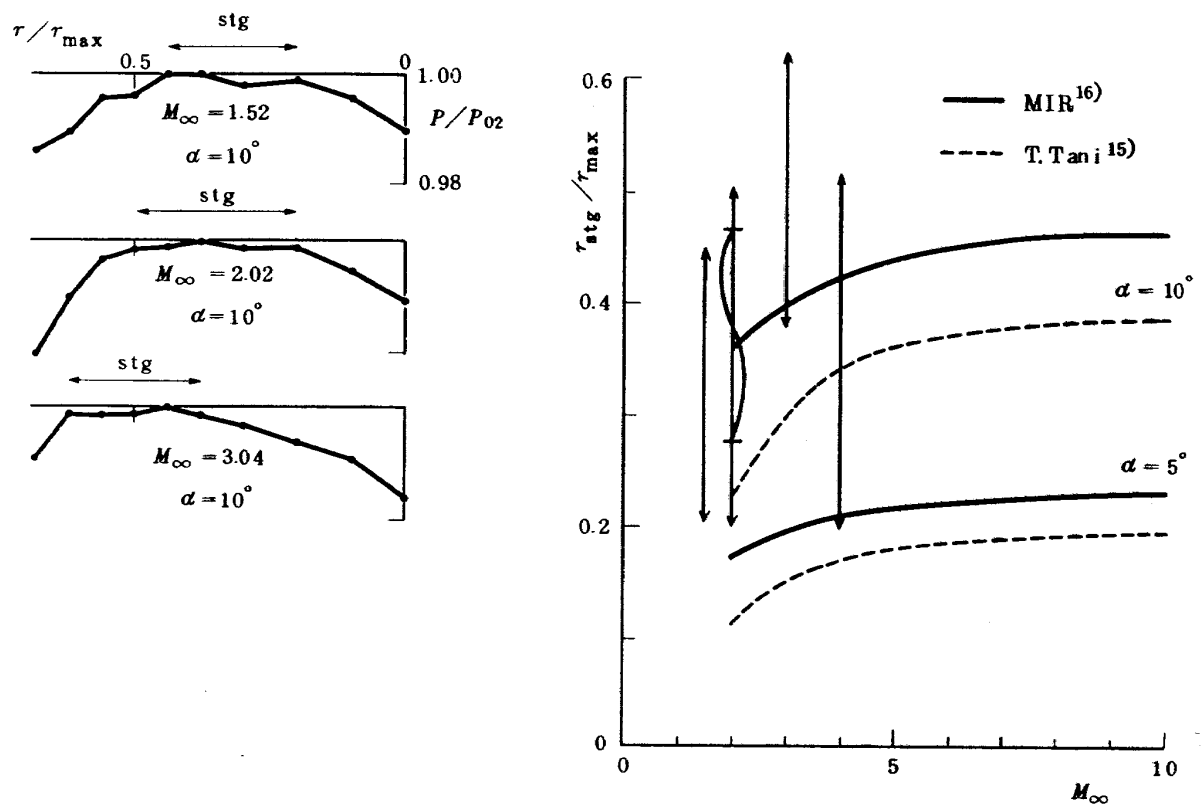


図 11 平頭円面の滞り点位置

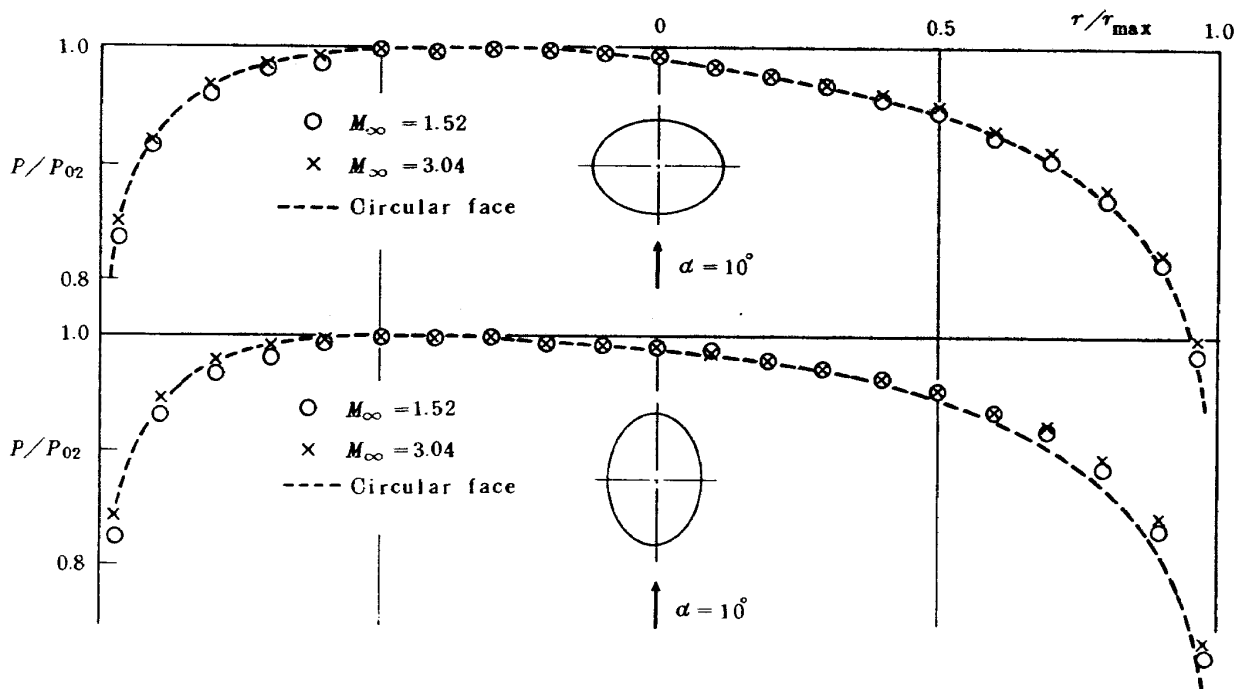


図 12 平頭楕円面圧力分布 (N2)

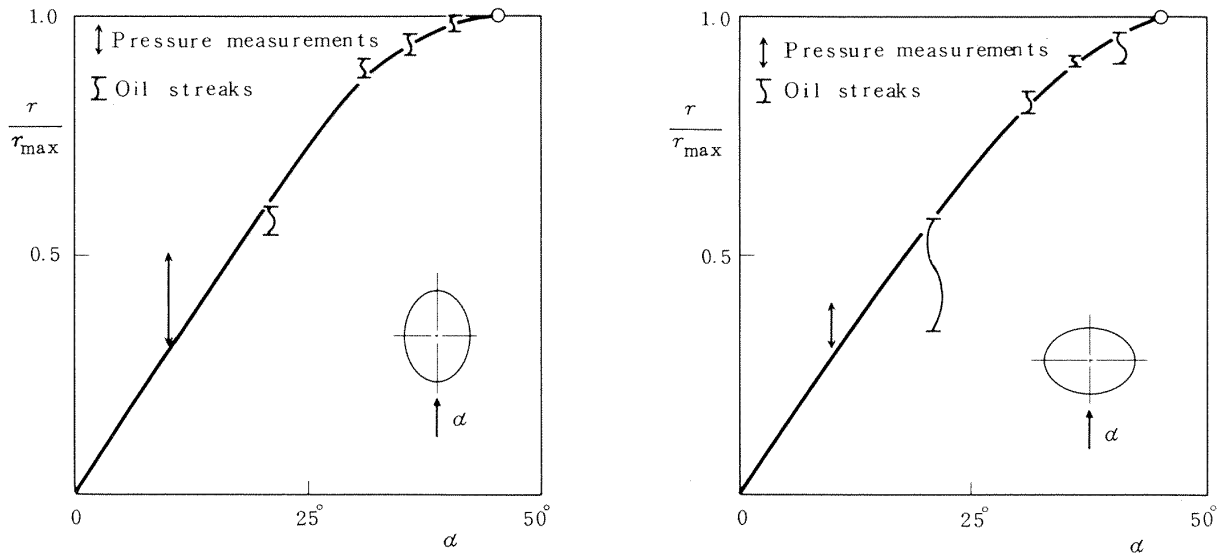
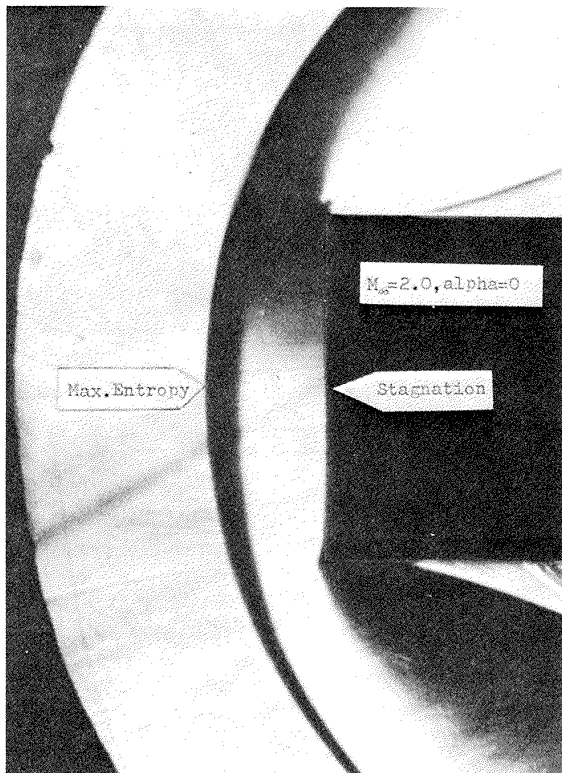
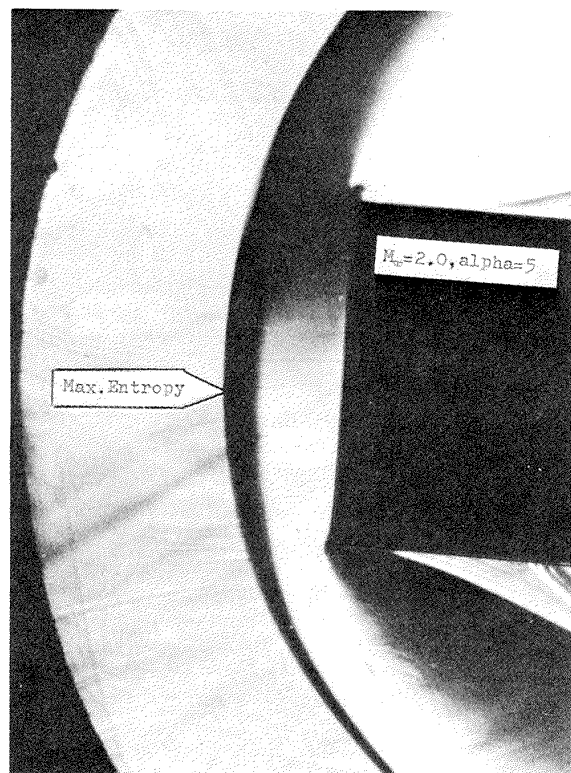


図 13 平頭楕円面撥み点位置 (N2),  $M_\infty = 2.0$



(1)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$



(2)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 5^\circ$

図 14 平頭楕円柱衝撃波 (長軸断面) と撥み点



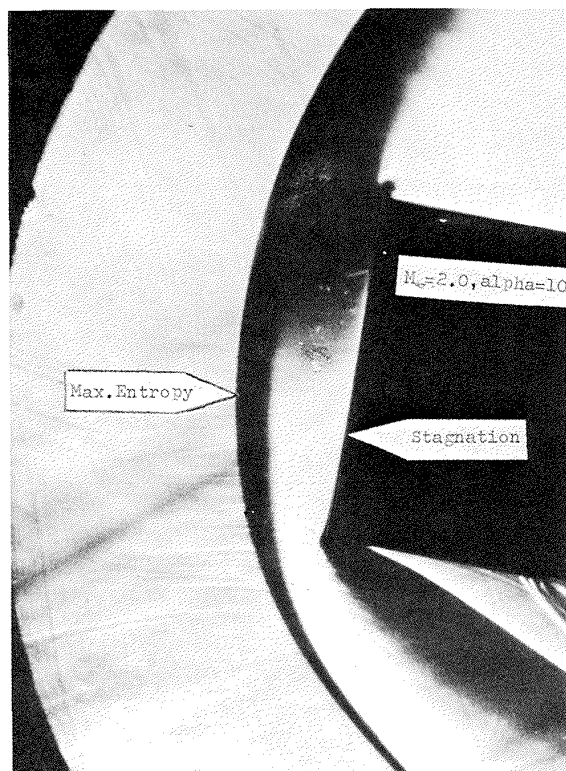
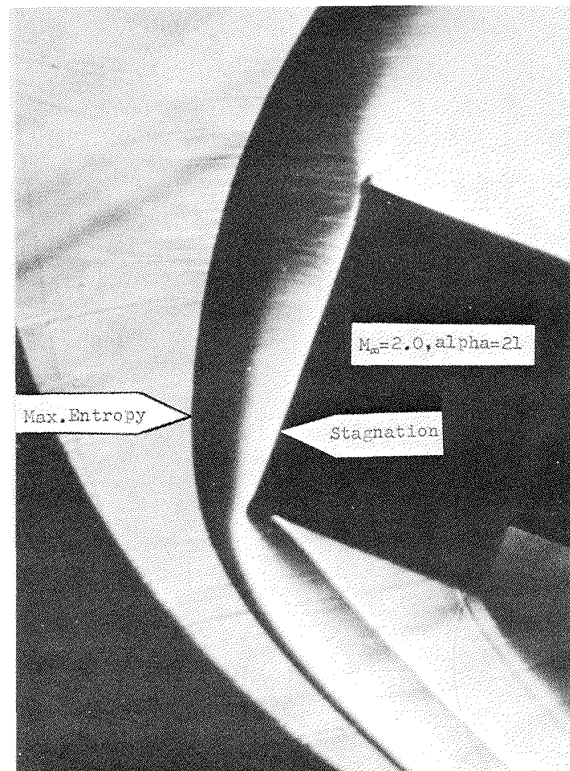
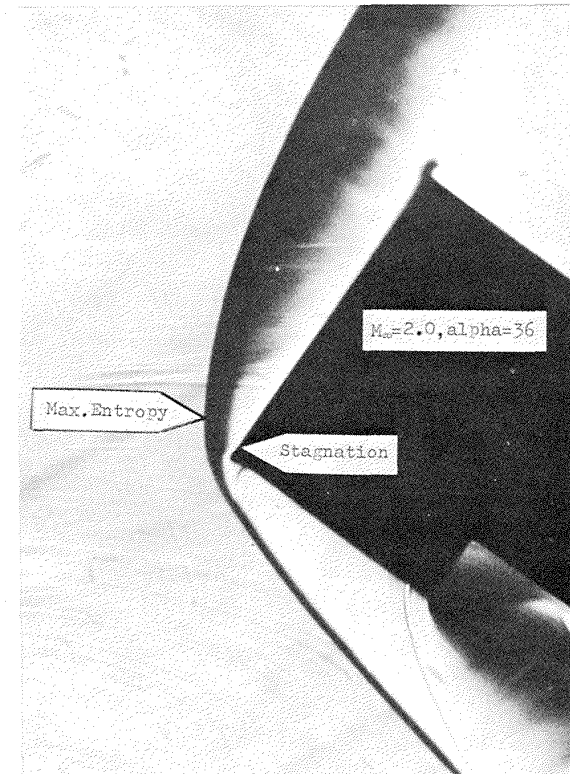
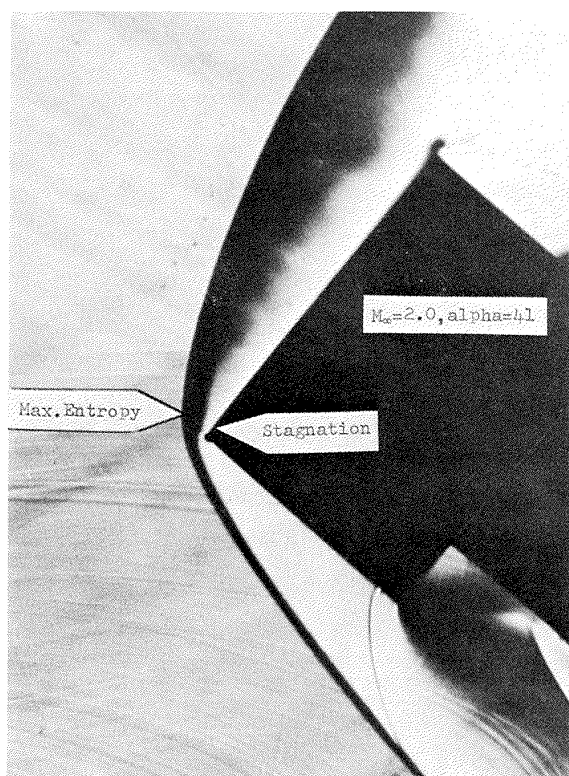
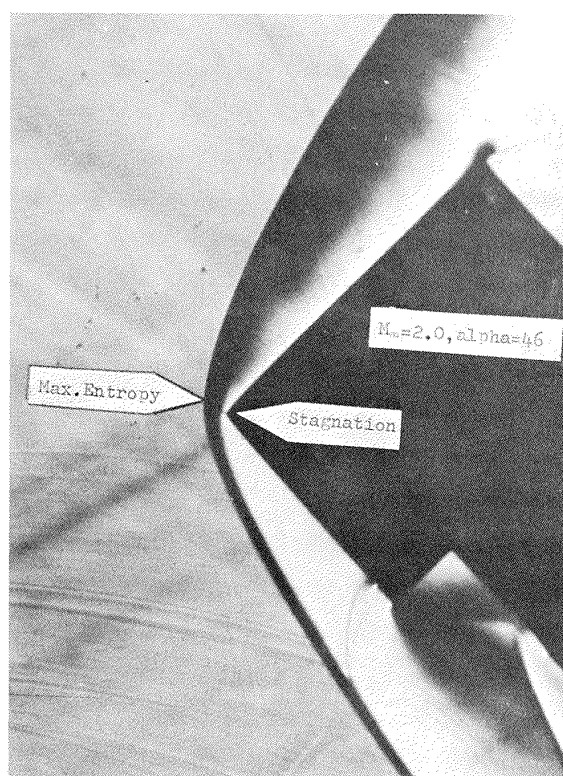
(3)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 10^\circ$ (4)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 21^\circ$ (5)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 31^\circ$ (6)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 36^\circ$ 

図 14 平頭楕円柱衝撃波（長軸断面）と激み点

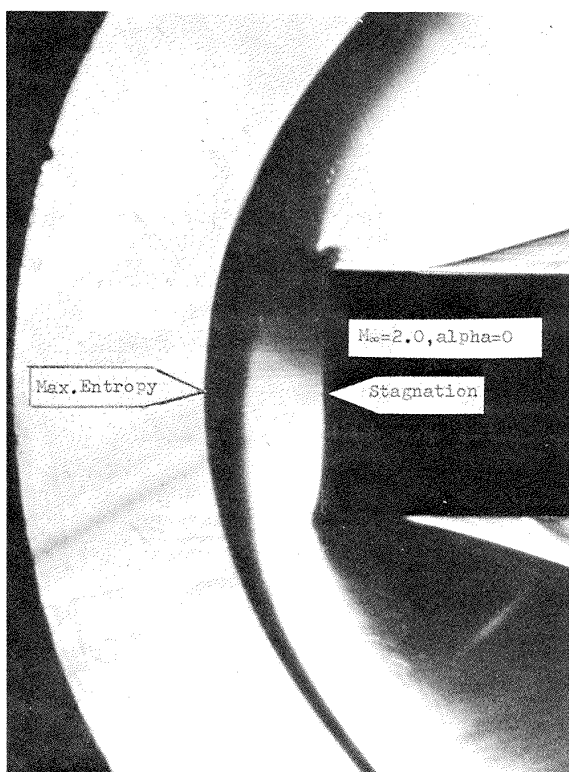


(7)  $M_{\infty} = 2.0$  ,  $\alpha = 41^{\circ}$

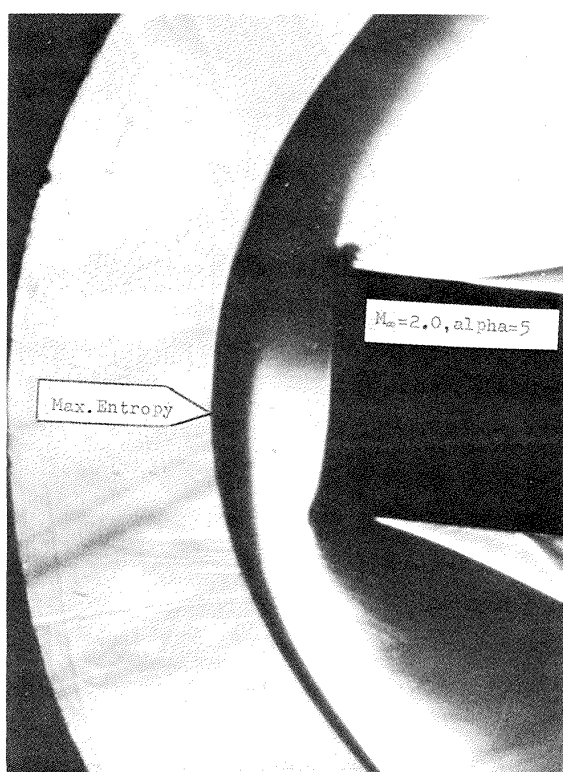


(8)  $M_{\infty} = 2.0$  ,  $\alpha = 46^{\circ}$

図 14 平頭楕円柱衝撃波（長軸断面）と滞り点



(1)  $M_{\infty} = 2.0$  ,  $\alpha = 0^{\circ}$



(2)  $M_{\infty} = 2.0$  ,  $\alpha = 5^{\circ}$

図 15 平頭楕円柱衝撃波（短軸断面）と滞り点

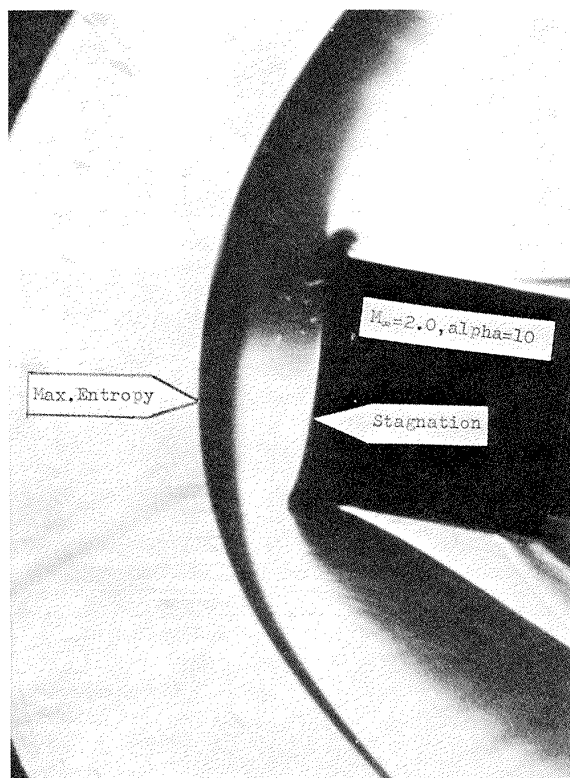
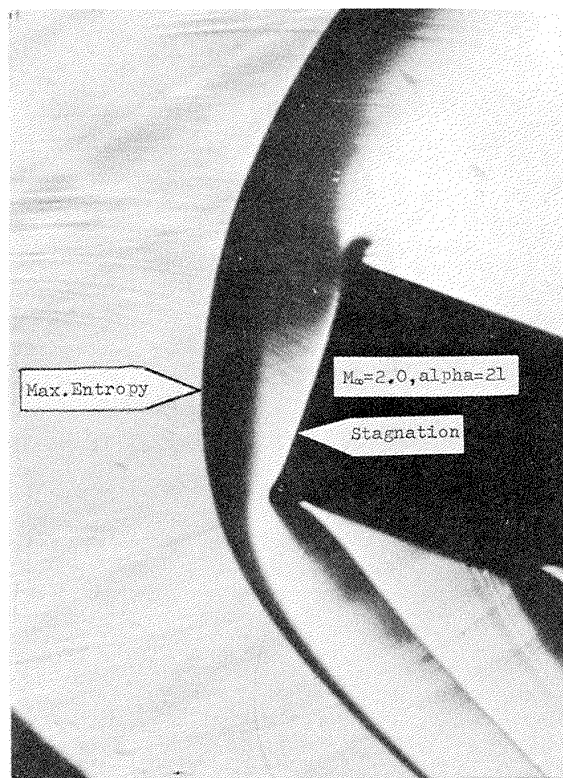
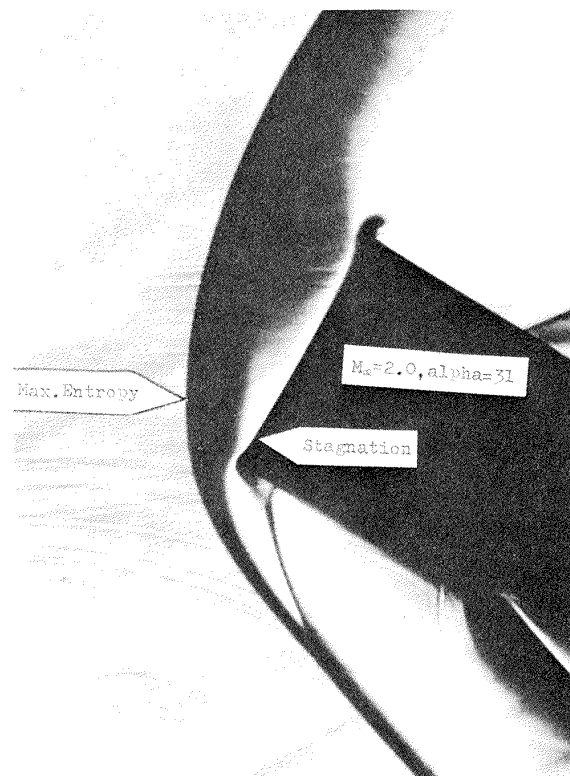
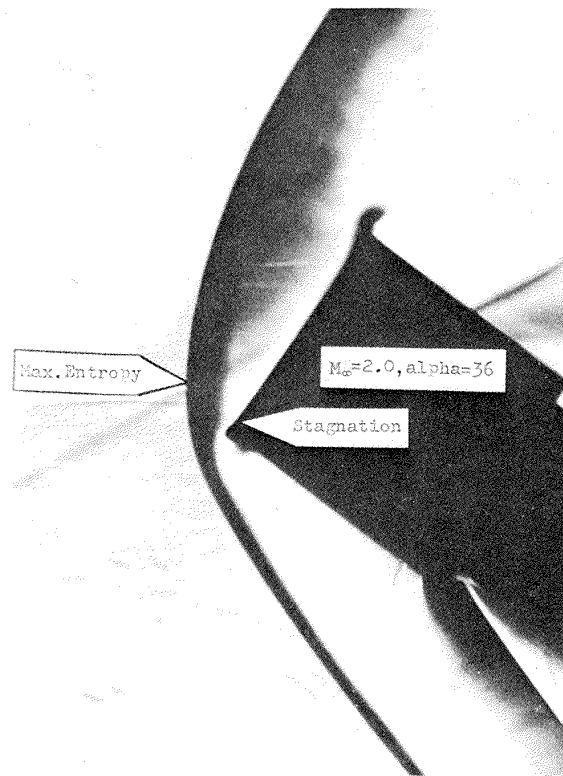
(3)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 10^\circ$ (4)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 21^\circ$ (5)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 31^\circ$ (6)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 36^\circ$ 

図15 平頭楕円柱衝撃波（短軸断面）と激み点



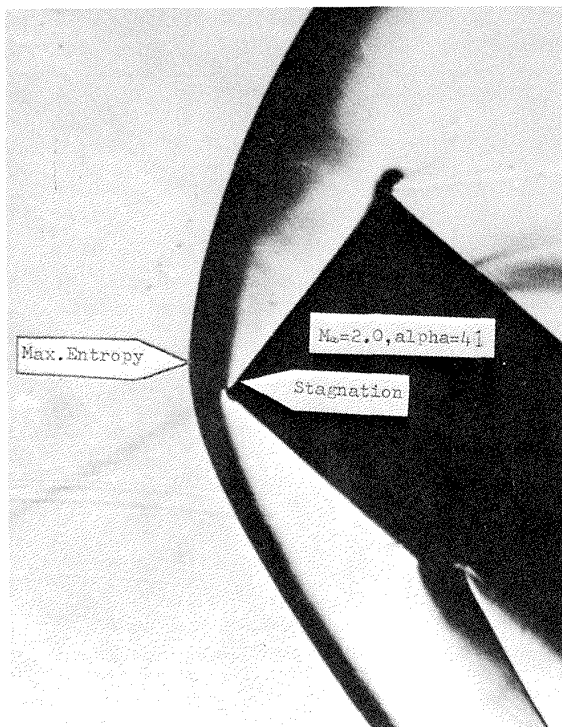
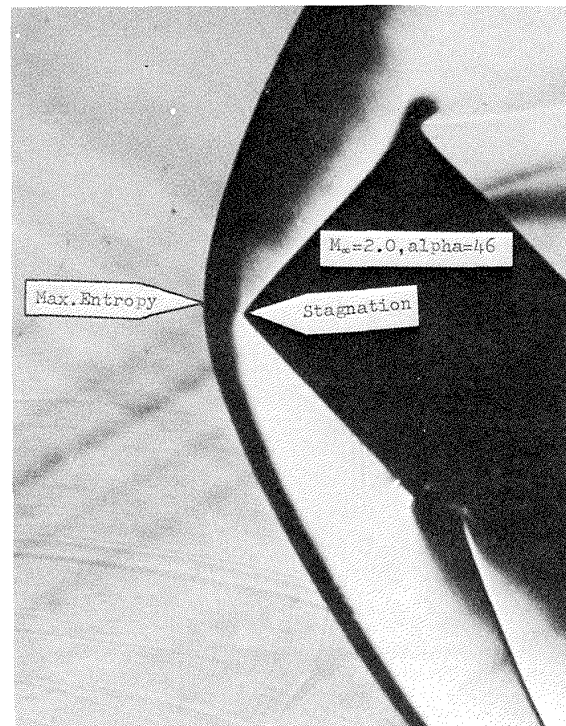
(7)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 41^\circ$ (8)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 46^\circ$ 

図 15 平頭楕円柱衝撃波（短軸断面）と滞り点

図 16, 17 には N3, N4 平頭物体の圧力分布の一例を示す。この様なシャトルオービタの平面形に近い clover 形では図中破線で示される平頭円柱の値からのずれがやや顕著となり肩に近い所での膨張の遅れが一層目立ち同時に N4 では正の迎角時にあって滞り点下流で圧力分布の垂みが見られる。この圧力分布の滞り点付近の拡大図を図 18, 19 に示す。平頭円柱に対する滞り点の移動量に関してえられた二つの結論のうち滞り点の移動量が迎角にほぼ比例する項に関してはおおむね成立つようであるが、マッハ数の増加と共に移動量も増加する項に関しては、そうである場合もあり、逆の場合もあり結論できない。

また平頭面上での音速状態の発生は肩を除いて見られず、無迎角時と同様肩にそってのみ音速条件はなりたつと見てよい。

### 3.4 Delta 平頭物体の圧力分布

図 20(1)~(4) に  $\Delta$  平頭物体の中心線にその圧力分布を示す。3.2, 3.3 で述べた通り周囲が連続したなめらかな曲線で囲まれた形状ではほぼ平頭円柱的な圧力分布であったが、事情はかなり異なり平頭円柱と同列に論ずることはむづかしい。これら圧力分布および付図のシュリーレン結果より  $M_\infty = 1.5 \sim 3.0$ ,  $\alpha = -15^\circ \sim +15^\circ$  範囲では錐状流的な傾向はまだうかがえず、 $\Delta$  面上はすべて超音速である。滞り点はマッハ数が高くない場合には零迎角時にほぼ面積中心に位置し、迎角の増減により底部または頂部に移行し、特に底部に移るに従って飽和気味に

なる。 $M_\infty = 2$  では oil streak によっても滞り点のおよその場所が求められ（付図 10）、圧力分布からの推定値との比較が図 21 で示され、ほぼよく一致している。またこの滞り点位置を最大エントロピー位置との関係を図 22 に示す。 $\Delta$  平頭物体では十分肩に近いところまでの圧力分布は測れていないが、この圧力分布の外挿より依然として肩では音速状態に達していることは想像され、平頭面内には超音速域は認められない。 $\Delta$  面の中心線にその圧力分布の特徴は  $M_\infty < 2$  と  $M_\infty > 2.5$  でかなり異なり、頂部および底部付近を除き前者は上に凸状で、後者は中央部に凹みが見られる。特に特徴的なのは  $\alpha = -5^\circ$  付近での圧力分布であり低マッハから高マッハへ移るに従って凸状より凹状へと移りかわり特に  $M_\infty = 2.5$  前後で滞り線とも思える広い滞り域が形成され、その範囲は中心線上のほぼ 40% 近くにもおよぶ。更にマッハ数が増加することにより左右に圧力のピークが現れる。この時の oil streak は前述の理由により得られなかった。衝撃波写真を図 23 に示す。この写真より衝撃波形状に特に変曲点らしきものは見い出せず、付図 4(1)~4(4)に見られるように他の低マッハ時および迎角時と著しく異ったところはない。平頭円柱等においては平頭面はエントロピー一定の流面と考えられてきたが、 $\Delta$  面上でもエントロピー一定の仮定を持込むと、複数滞り点の存在は考えにくく、衝撃波層内の流れを知らなければ現象は明らかとしない。この点については次の研究課題としたい。

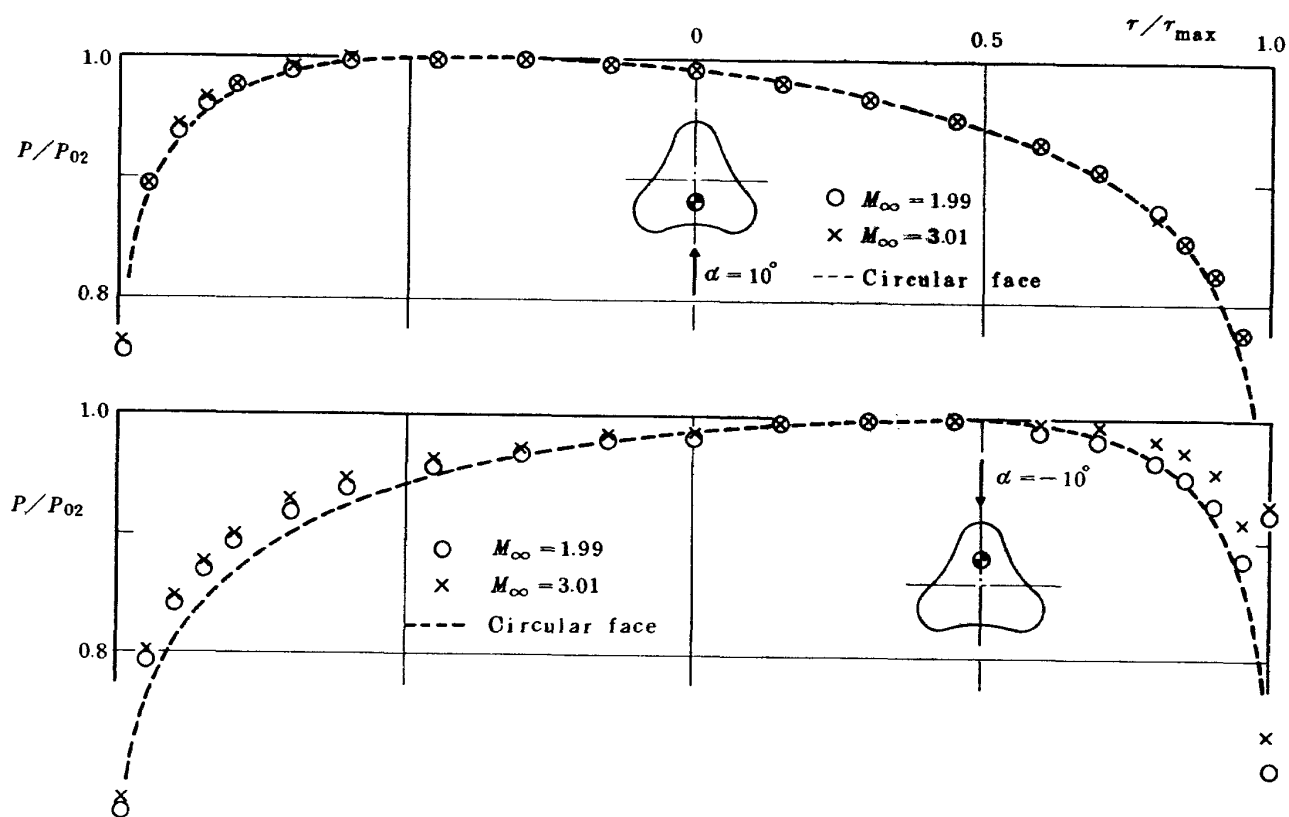


図 16 クローバ型平頭面圧力分布 (N3)

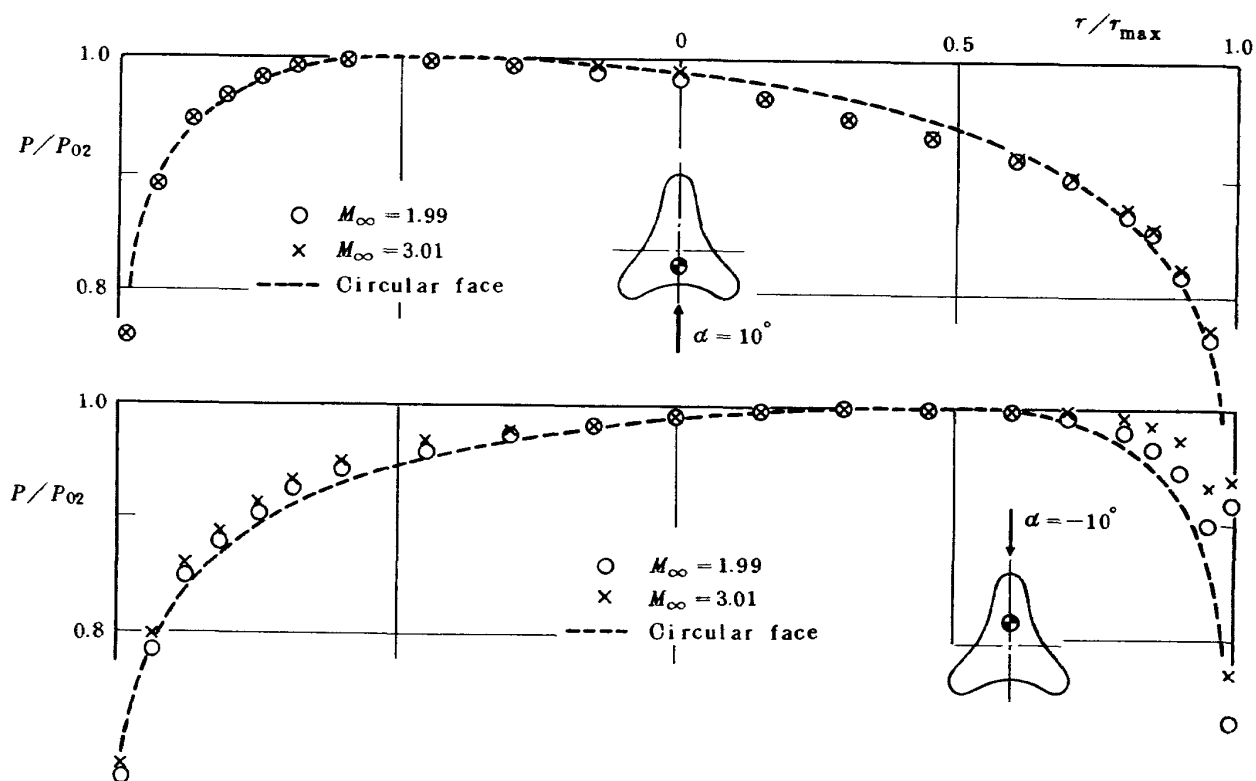


図 17 クローバ型平頭面圧力分布 (N4)

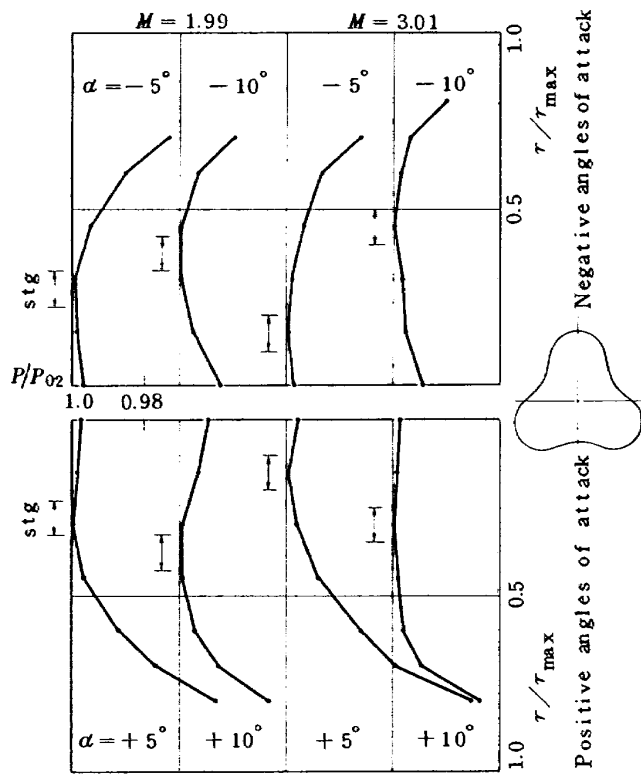


図 18 クローバ型平頭面の減み点 (N3)

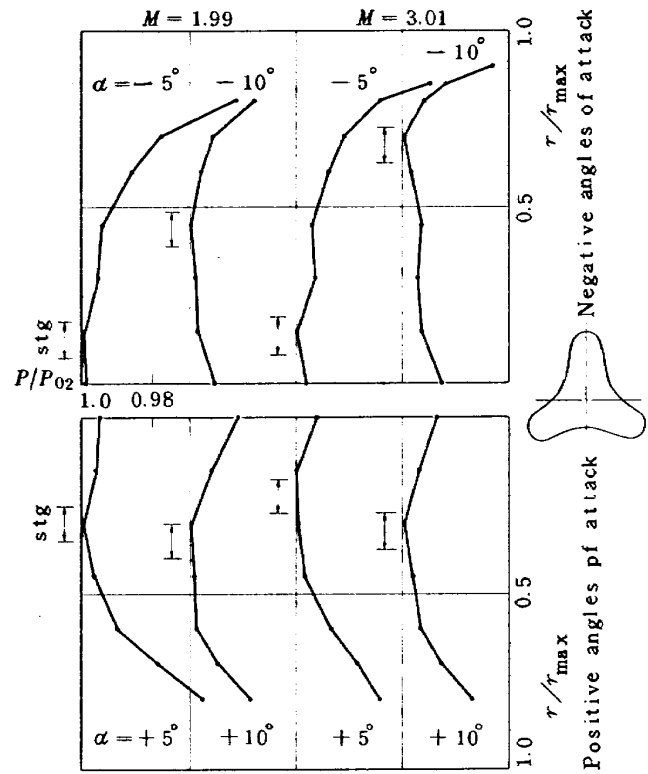


図 19 クローバ型平頭面の減み点 (N4)

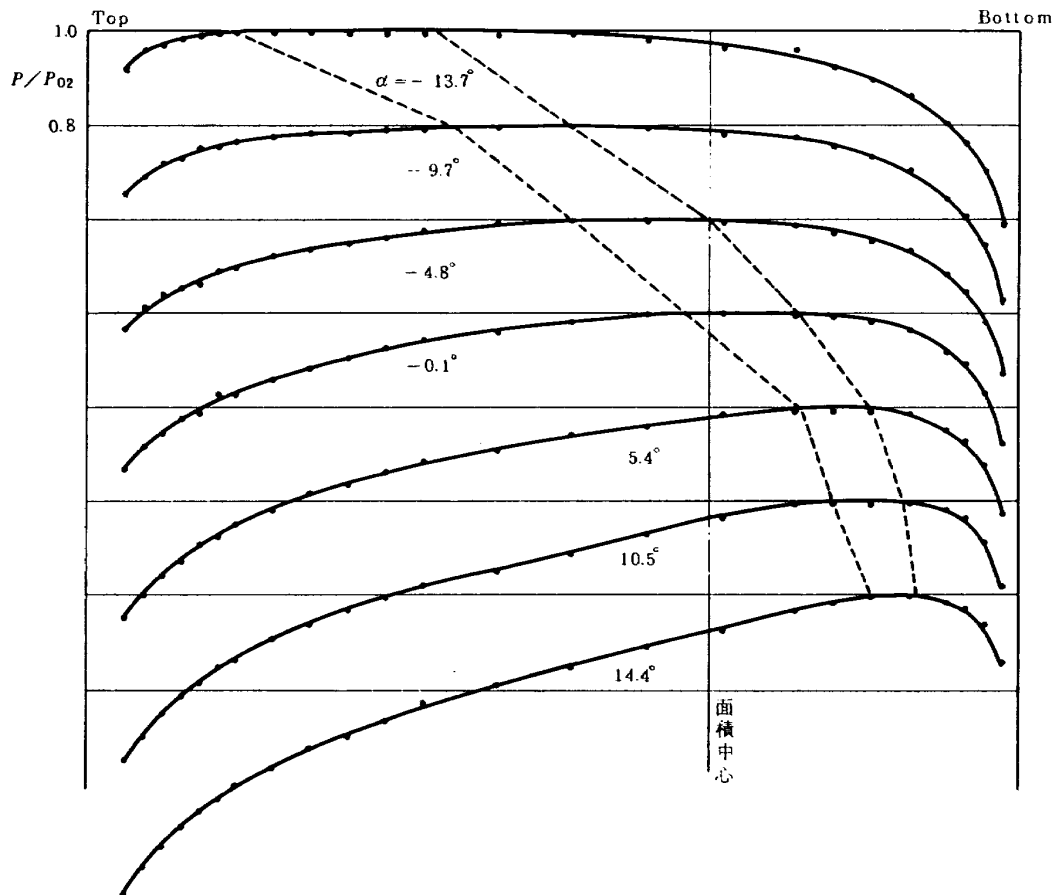


図 20 (1) △平頭面中心線上圧力分布,  $M_\infty = 1.50$

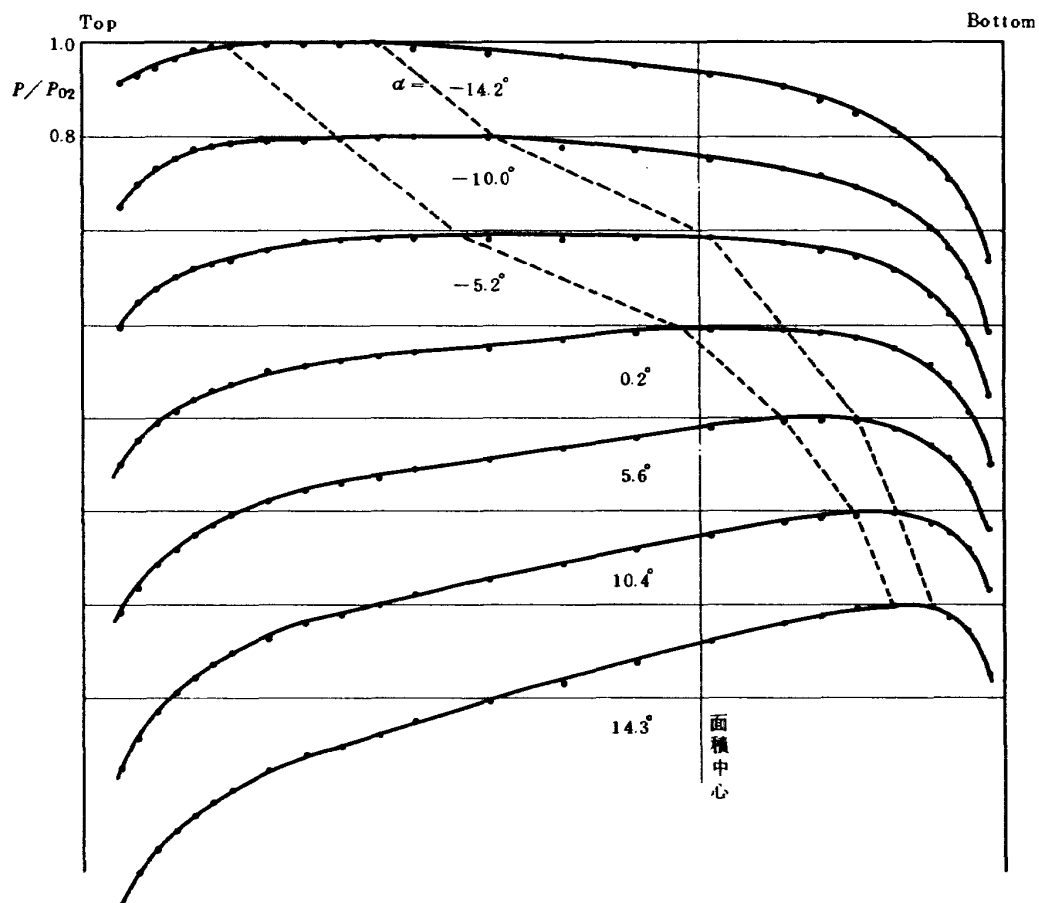


図 20 (2)  $\triangle$  平頭面中心線上圧力分布,  $M_\infty = 1.99$

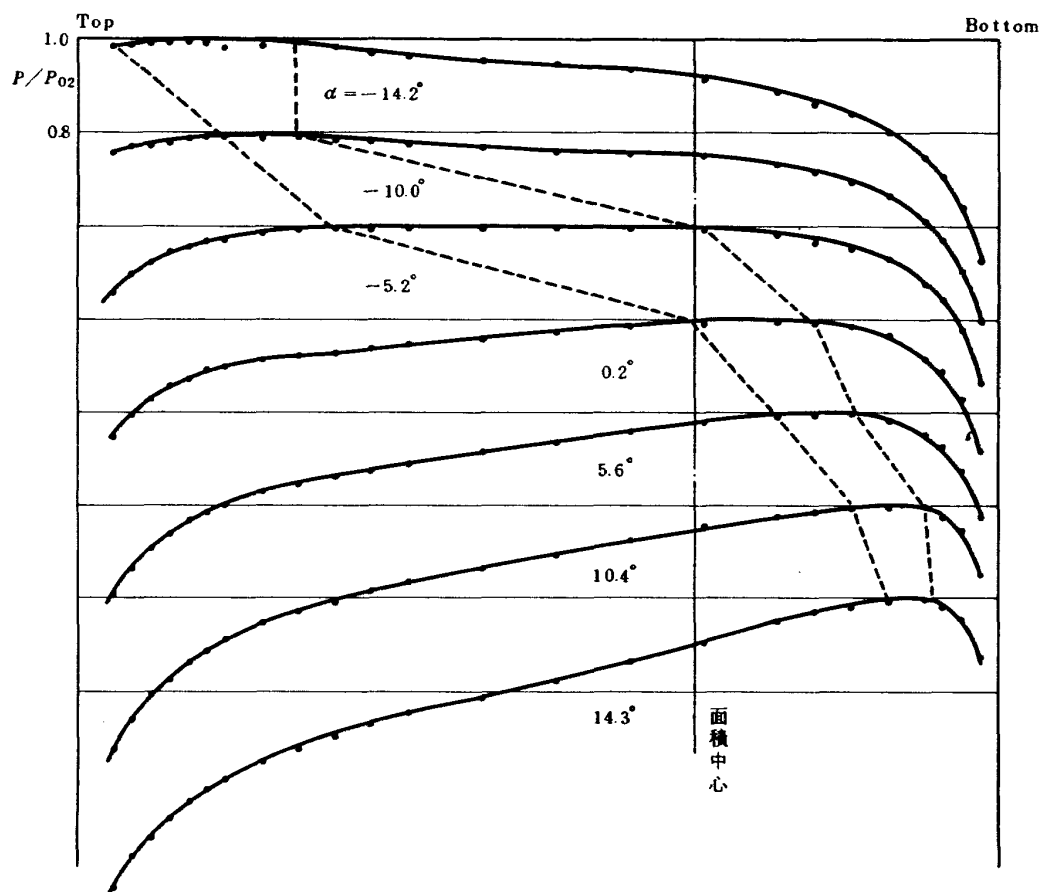


図 20 (3)  $\triangle$  平頭面中心線上圧力分布,  $M_\infty = 2.49$

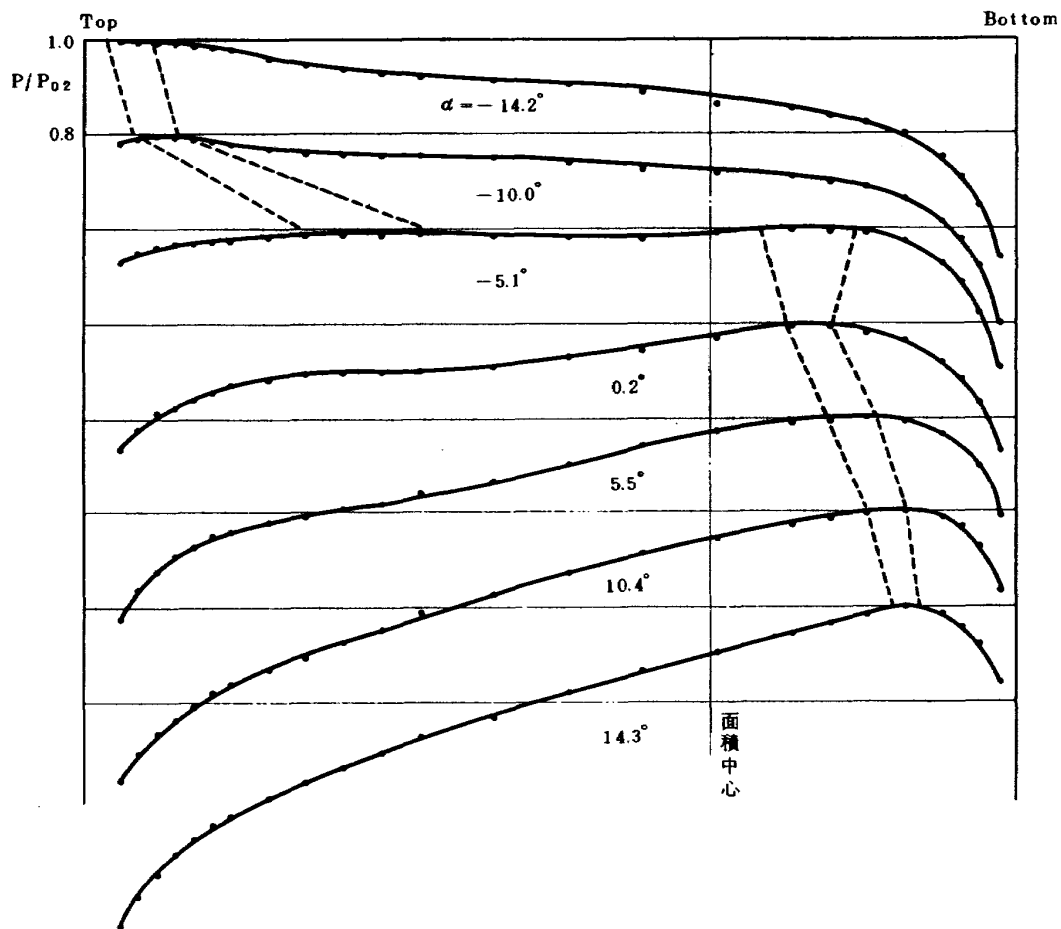


図 20 (4)  $\Delta$ 平頭面中心線上圧力分布,  $M_\infty = 3.01$

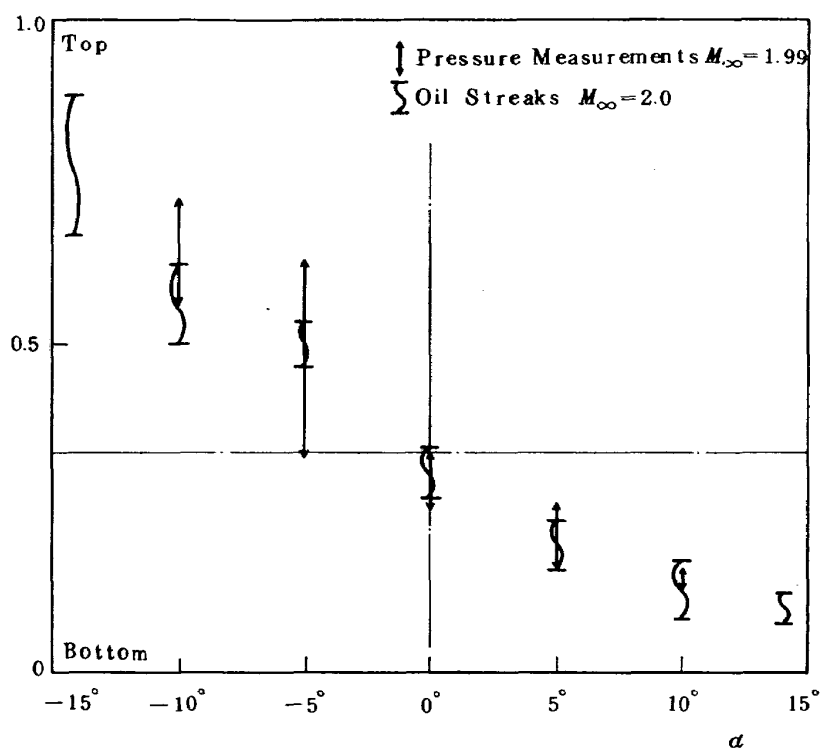
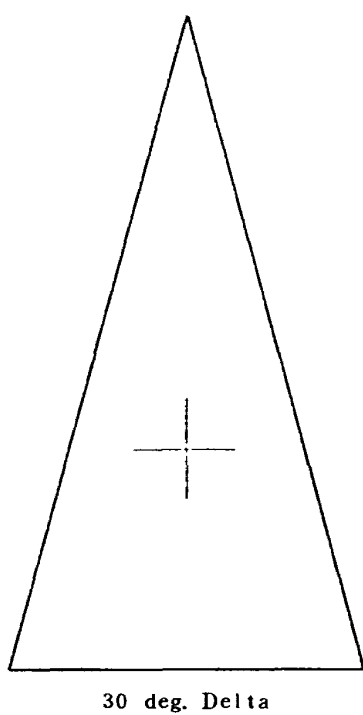
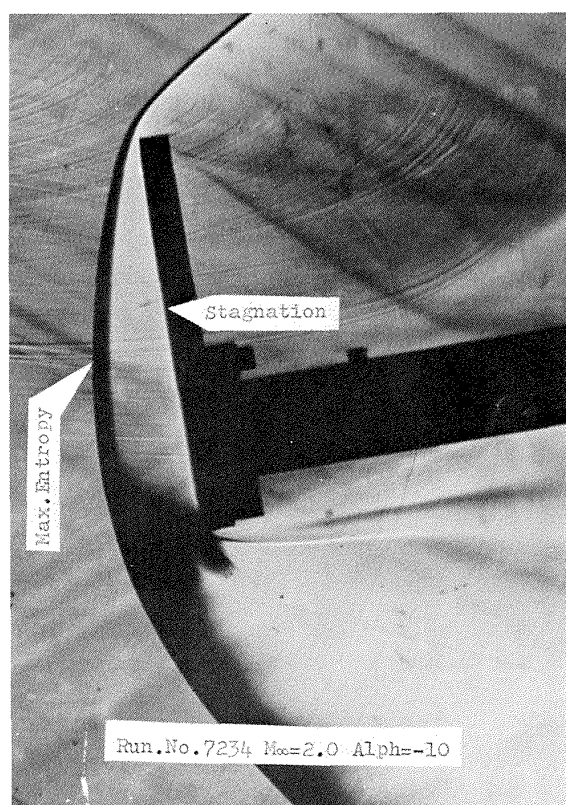
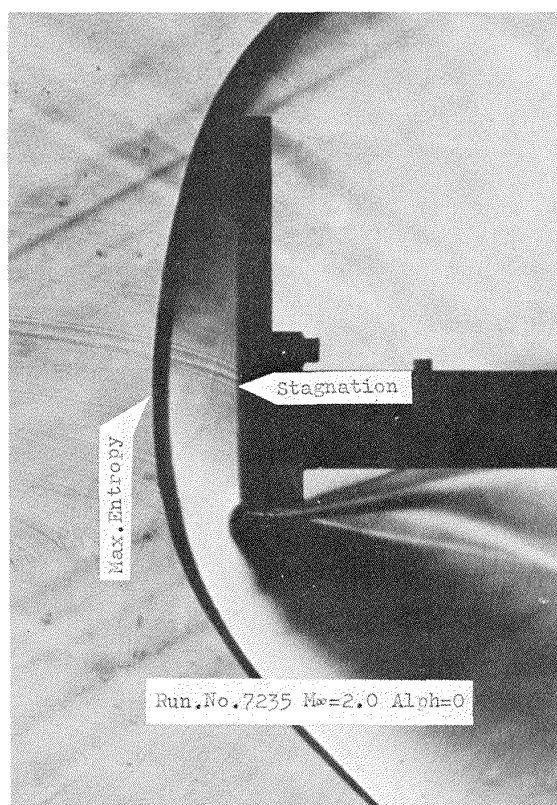


図 21  $\Delta$ 平頭面の滞り点位置

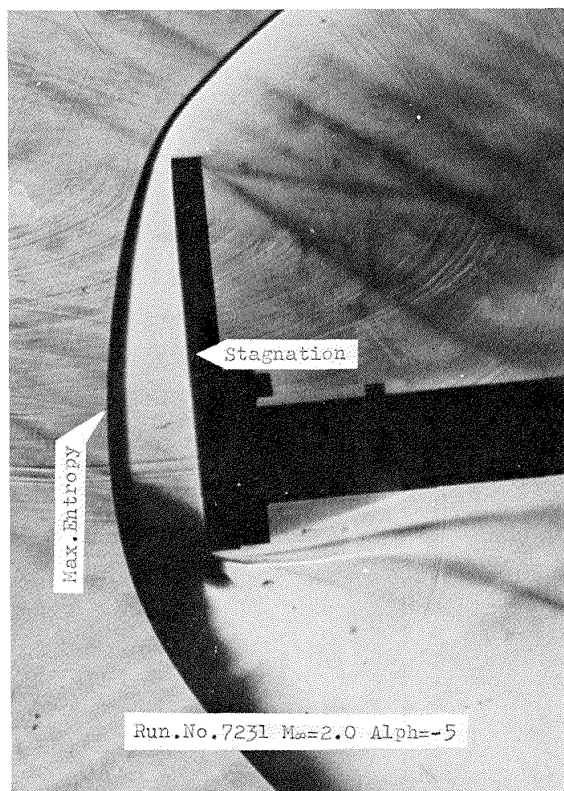




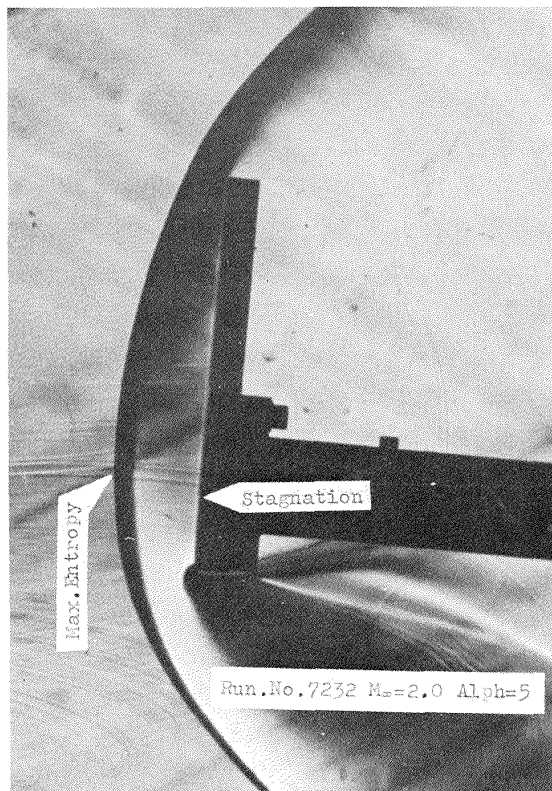
(1)



(3)

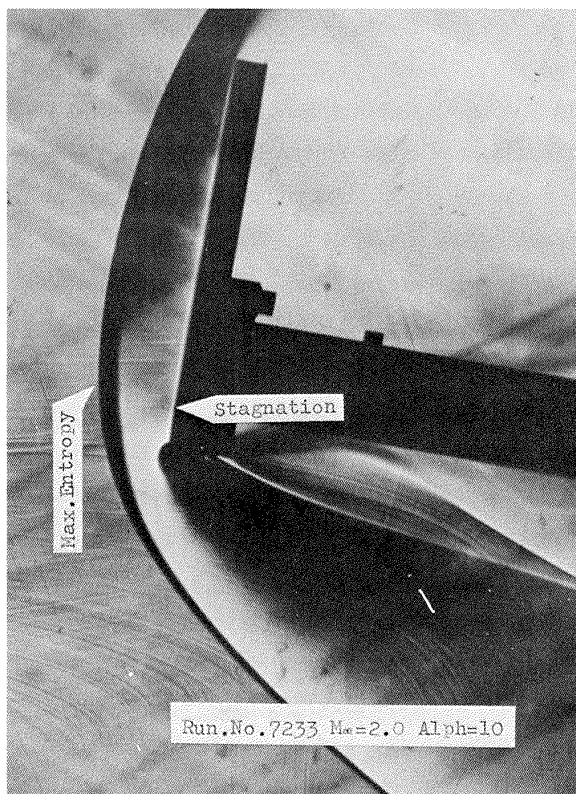


(2)



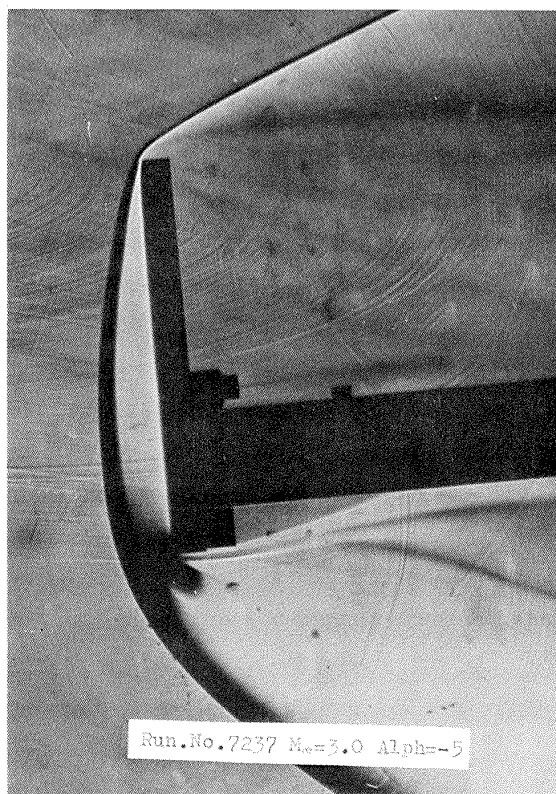
(4)

図 22  $\triangle$ 型平頭物体衝撃波と激み点



(5)

図 22 △型平頭物体衝撃波と澱み点

図 23 △型平頭物体  $M_\infty = 3, \alpha = -5$  での衝撃波形状

#### 4. 結 論

5種の平頭物体の圧力分布実験, oil streak 観察, シュリーレン観察により次の結論がえられた。

(1) 平頭面の圧力分布は滑らかな外周形状を有する物体に対してはほぼ平頭円柱的であるが△型平頭物体では極めて性質を異にしている。

(2) すべての平頭物体に対して小迎角の範囲では平頭面上に超音速領域は認められず、いずれも肩に添って音速条件は満たされていると考えられる。

(3) △型平頭物体で  $M_\infty = 2.5, \alpha = -5^\circ$  で広範囲の澱み領域が観察され、あたかも澱み線を形成しているかのようである。この状態で更にマッハ数を増すとこの領域は2つの澱み点へと成長するようである。

(4) 軸対称からかなりずれた平頭物体に出来る離脱衝撃波の形状は迎角に対して強い相関を有する。

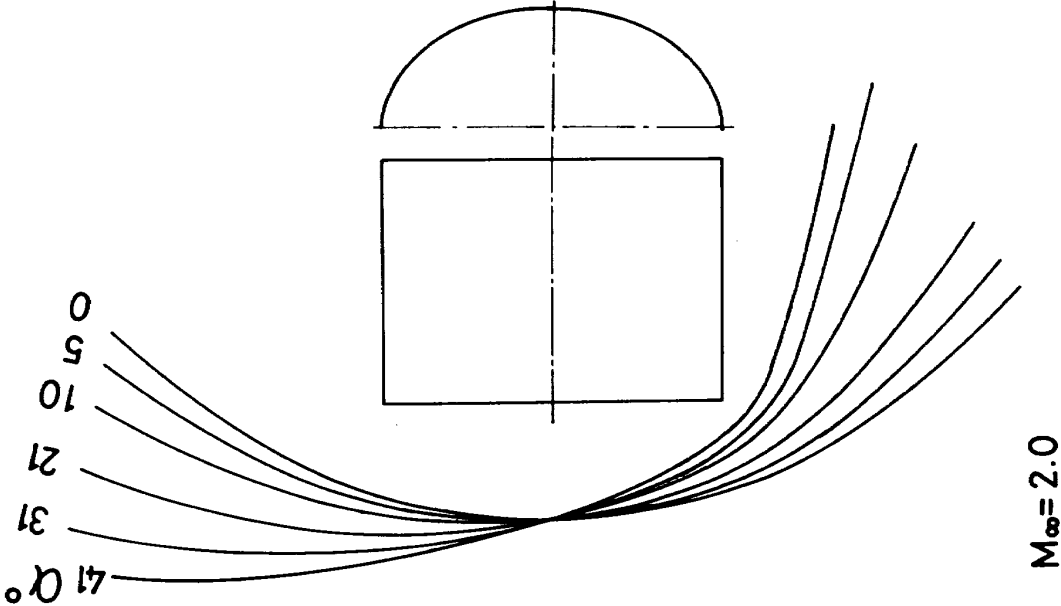
ここに述べた実験結果で非軸対称平頭物体まわりの流れをすべて解明できたわけではないが特に衝撃波層内の流れの様子は未知で、主として今後の実験、解析研究を待たねばならない。本報告はこれら流れ場の解析にあってもその手がかりを与えてくれるものと思われる。本

研究は谷 喬元計測研究室長（現東京農工大教授）の指導により行なわれたものであり同教授に深く感謝いたします。また風洞実験にあたっては制御研究室の方々、近藤洋史室長はじめとする計測研究室の方々に協力をいただき感謝いたします。

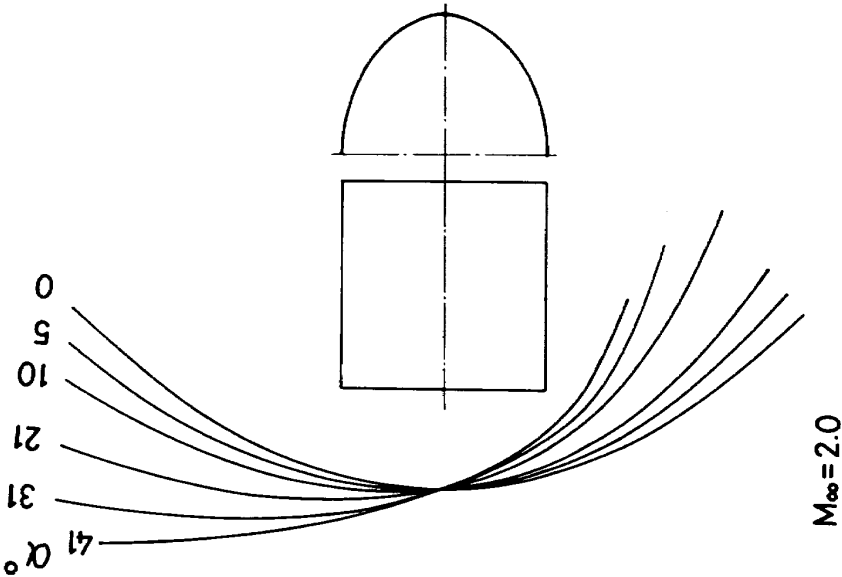
#### 文 献

- 1) W. D. Hayes and R. F. Probstein: Hypersonic Flow Theory (1966).
- 2) R. L. Stallings, Jr. and D. T. Howell: Experimental Pressure Distributions for a Family of Blunt Bodies at Mach Numbers from 2.49 to 4.63 and Angles of Attack from  $0^\circ$  to  $15^\circ$ , NASA TN D-5392 (1969).
- 3) J. F. Campbell and D. H. Tudor: Pressure Distributions on  $140^\circ, 160^\circ$  and  $180^\circ$  Cones at Mach Numbers from 2.30 to 4.63 and Angles of Attack from  $0^\circ$  to  $20^\circ$ , NASA TN D-5204 (1969).
- 4) O. M. Belotserkovskiy, Editor: Supersonic Gas Flow around Blunt Bodies, NASA TT F-453

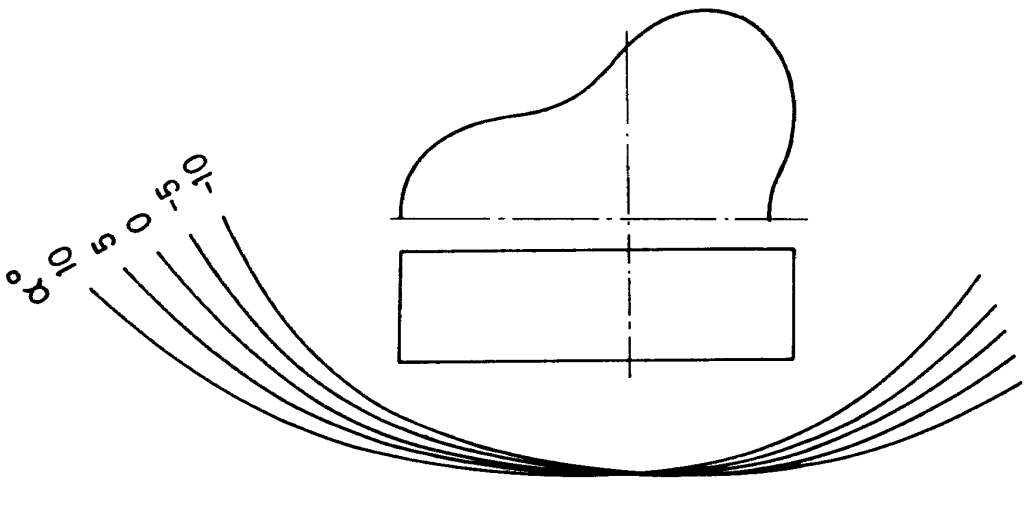
- (1967).
- 5) J. C. South, Jr.: Calculation of Axisymmetric Supersonic Flow Past Blunt Bodies with Sonic Corners, Including a Program Description and Listing, NASA TN D-4563 (1968).
  - 6) R. D. Archer: Fast Solution of Supersonic Plane Flat-Faced Blunt Body, AIAA Journal Vol. 10, No. 5, pp. 707 ~ 708 (May 1972).
  - 7) R. D. Archer, J. Napier and D. S. Betteridge: Supersonic Flat Plate at High Incidence, Fifth Australasian Conference on Hydraulics and Fluid Mechanics, pp. 507 ~ 513 (1974).
  - 8) R. Kawamura and T. Nakajima: Hypersonic Flow around Blunt Body at Angles of Attack, ISAS Report, No. 515 (1974).
  - 9) 広瀬直喜; 迎角のある2次元鈍頭物体まわりの流れ, 第7回流体力学講演会(昭和50年)
  - 10) 斎間暢三他; 超音速流中で迎角を取った平板まわりの流れについて, 第7回流体力学講演会(昭和50年)
  - 11) V. A. Bashkin: Experimental Study of Flow about Delta Wings at  $M=5$  and Angles of Attack. Fluid Dynamics, Vol.2, No.3, pp.65 ~ 68 (1967).
  - 12) 空気力学第2部; 1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 NAL TR-29 (1962)
  - 13) H. W. Liepmann and A. Roshko: Element of Gasdynamics
  - 14) 磯部俊夫; 等高線を描かせるプログラム NAL TM-198
  - 15) 谷 喬他; 超音速流中の平頭円柱; 日本航空宇宙学会第5回年会講演会
  - 16) 河本 巖; 未印刷



付図 1 平頭楕円柱衝撃波形状  
(2) 長軸断面

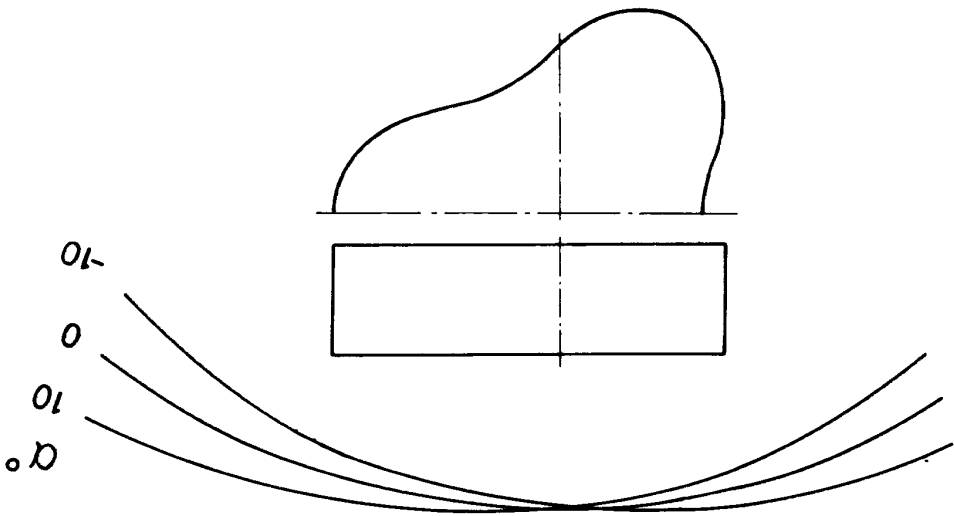


付図 1 平頭楕円柱衝撃波形状  
(1) 短軸断面



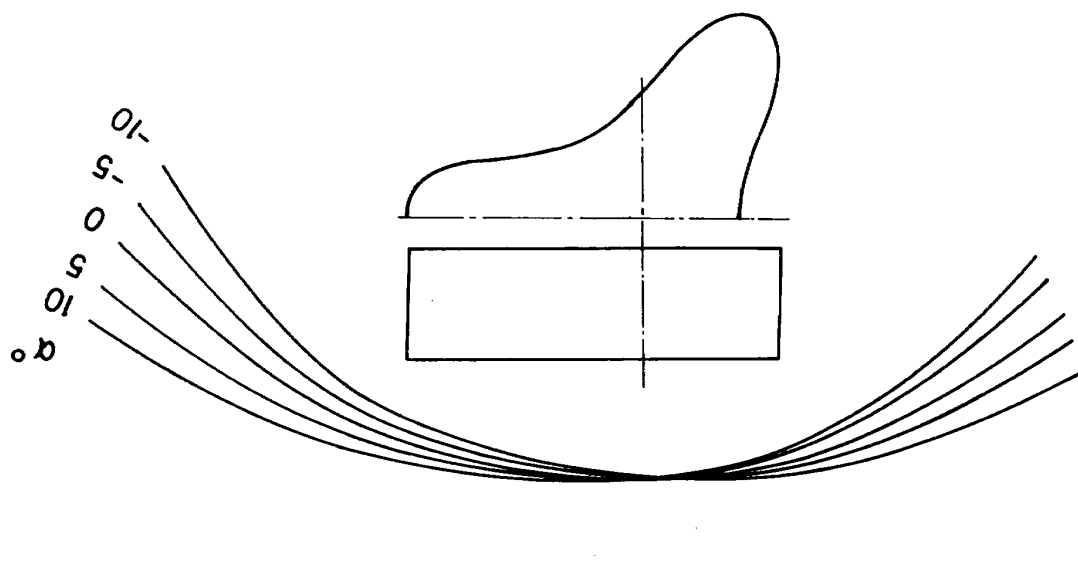
$M_\infty = 3.01$

付図 2(2) クローバ型平頭物体衝撃波形状 (N3)

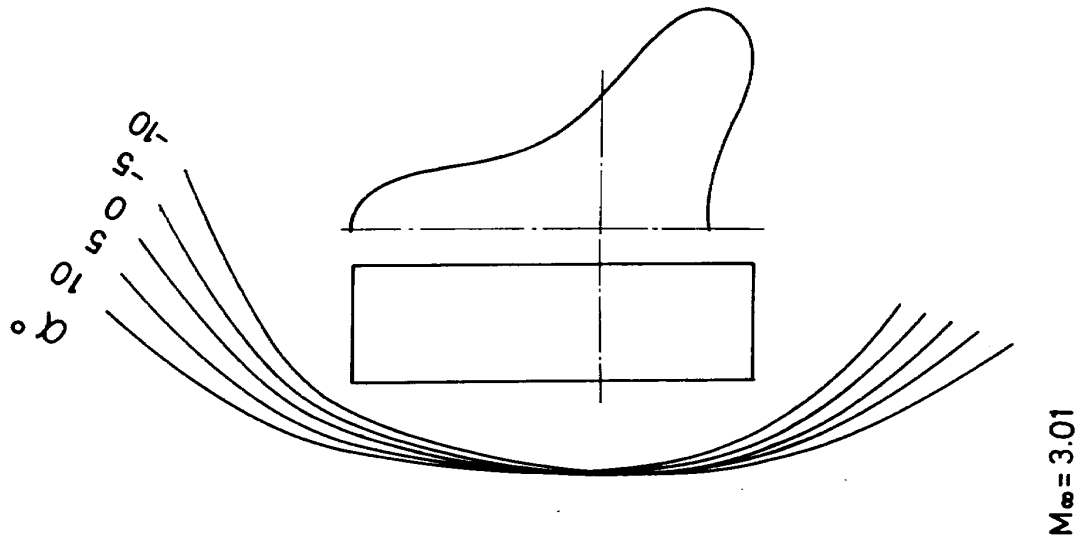


$M_\infty = 1.99$

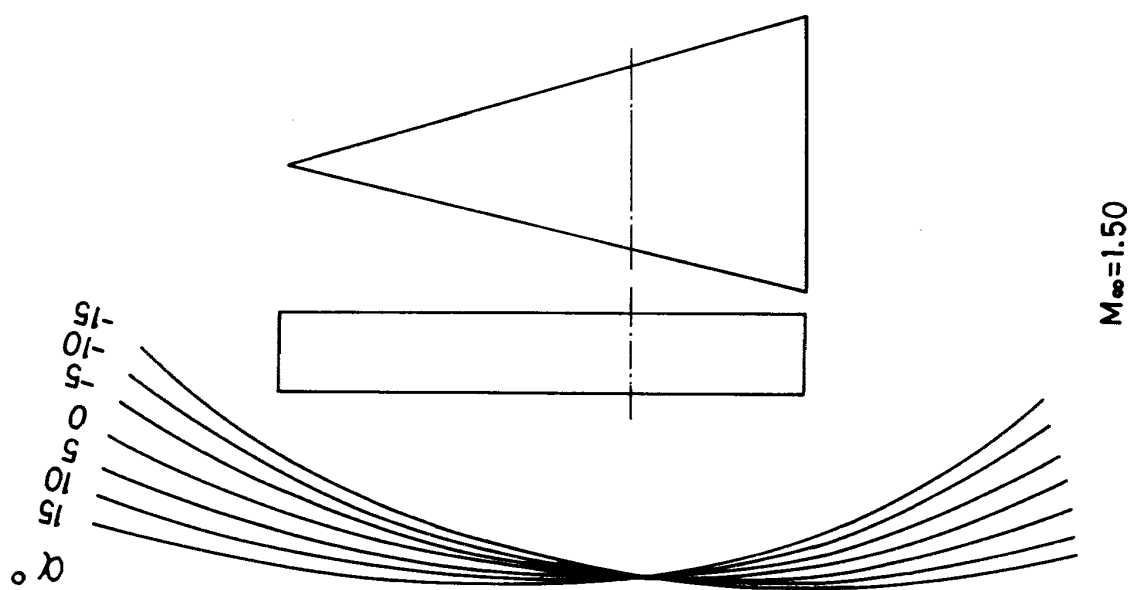
付図 2(1) クローバ型平頭物体衝撃波形状 (N3)



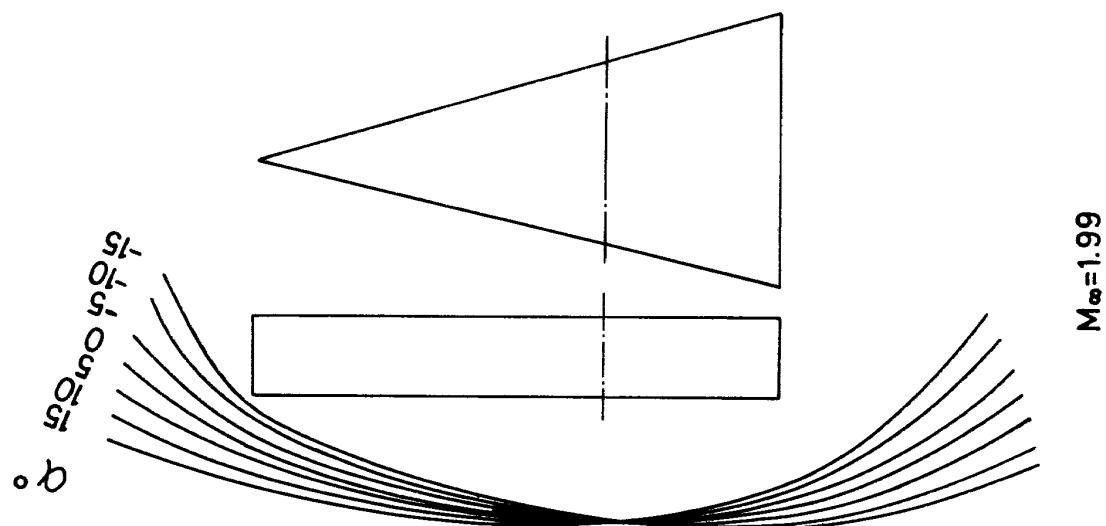
付図 3(1) クローバ型平頭物体衝撃波形状 (N4)



付図 3(2) クローバ型平頭物体衝撃波形状 (N4)



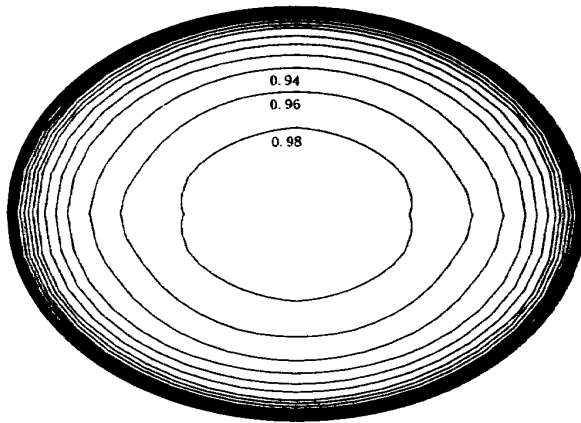
付図 4 (1) △型平頭物体衝撃波形状 (N5)



付図 4 (2) △型平頭物体衝撃波形状 (N5)

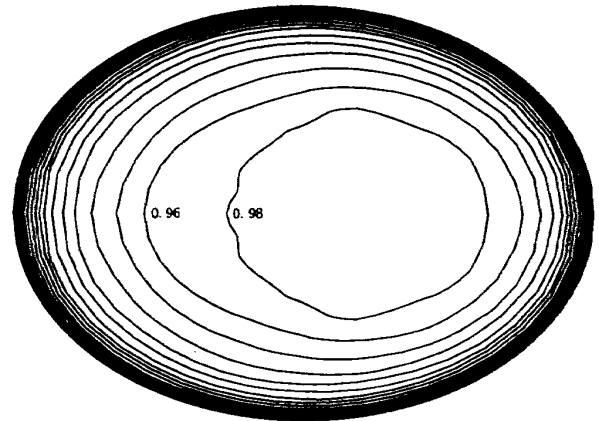






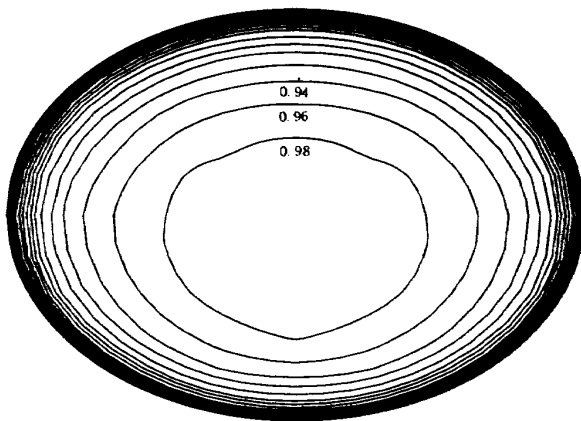
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.518 ALF=0.000 FAI=0.000

付図 5 (1) 平頭楕円面等圧線



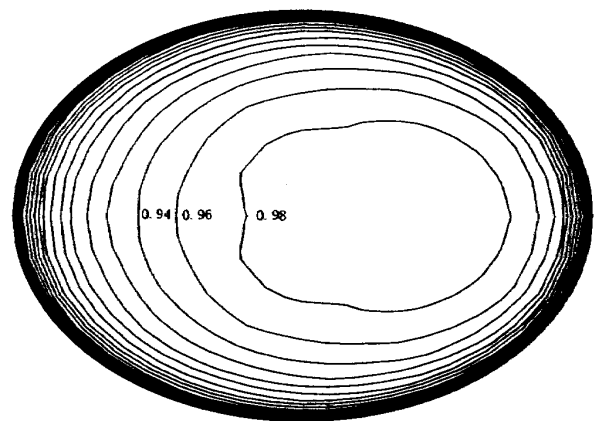
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.519 ALF=5.000 FAI=90.000

付図 5 (4) 平頭楕円面等圧線



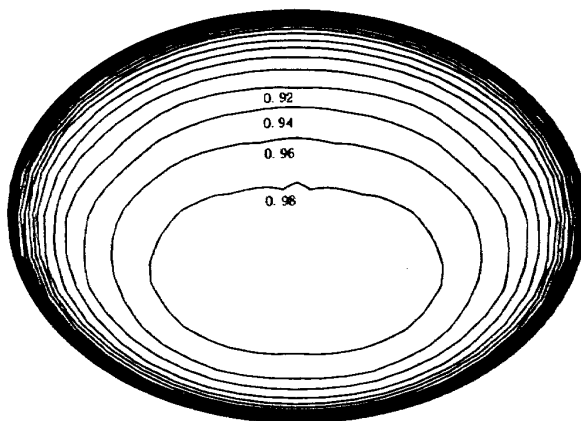
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.518 ALF=5.000 FAI=0.000

付図 5 (2) 平頭楕円面等圧線



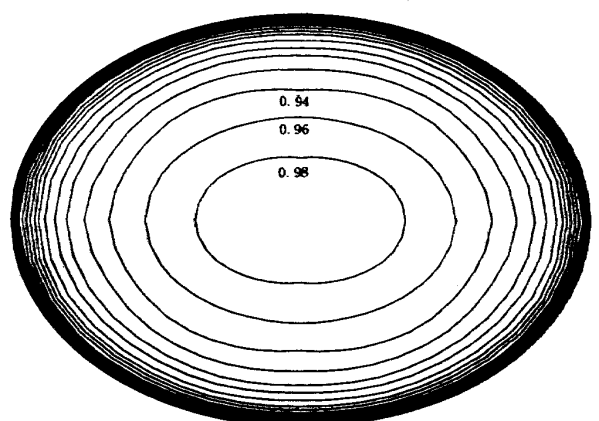
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.519 ALF=10.000 FAI=90.000

付図 5 (5) 平頭楕円面等圧線



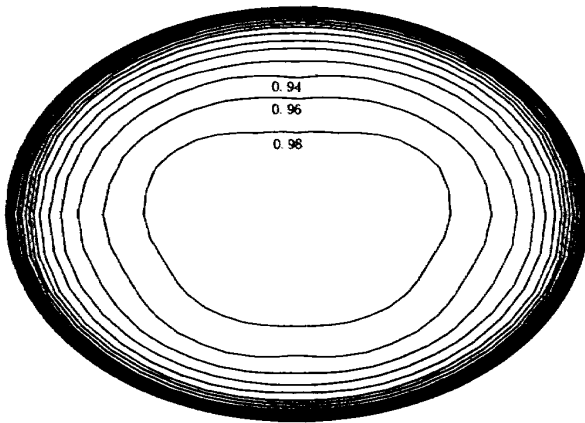
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.518 ALF=10.000 FAI=0.000

付図 5 (3) 平頭楕円面等圧線



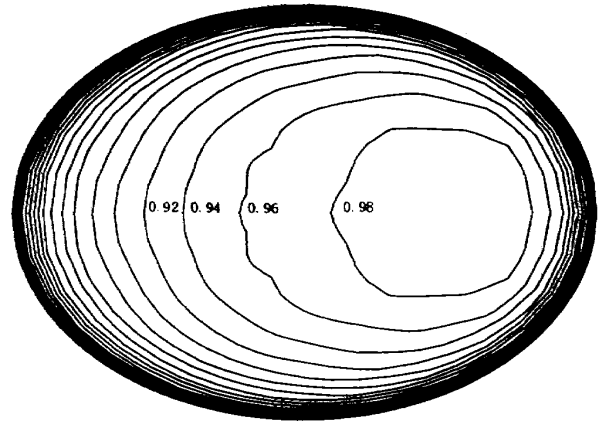
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=2.011 ALF=0.000 FAI=0.000

付図 5 (6) 平頭楕円面等圧線



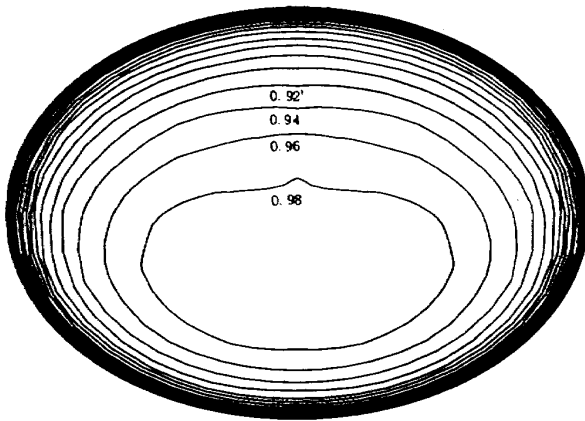
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=2.011 ALF=5.000 FAI=0.000

付図 5 (7) 平頭楕円面等圧線



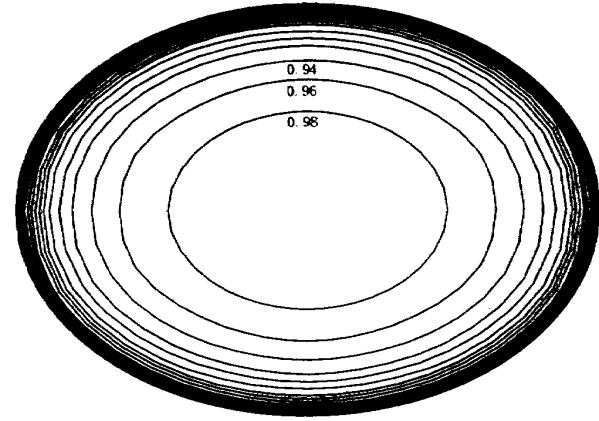
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=2.010 ALF=10.000 FAI=90.000

付図 5 (10) 平頭楕円面等圧線



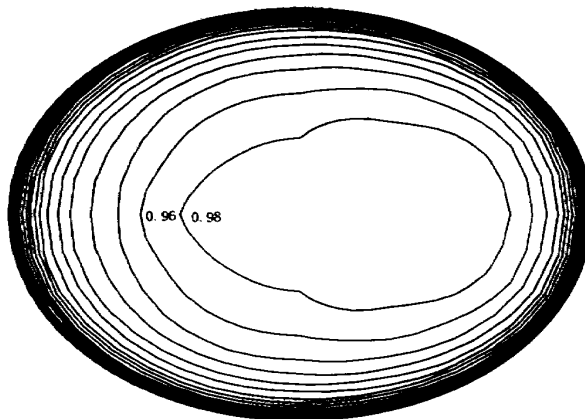
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=2.011 ALF=10.000 FAI=0.000

付図 5 (8) 平頭楕円面等圧線



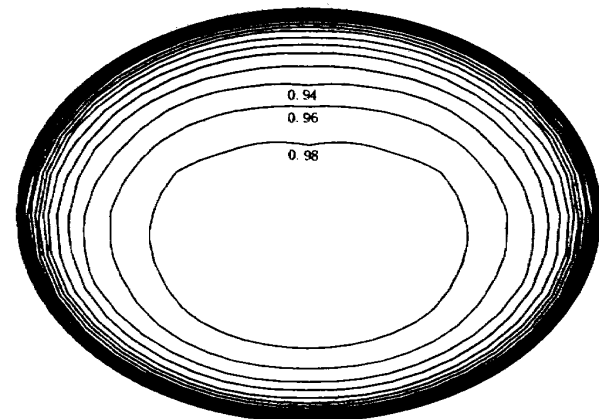
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.037 ALF=0.000 FAI=45.000

付図 5 (11) 平頭楕円面等圧線



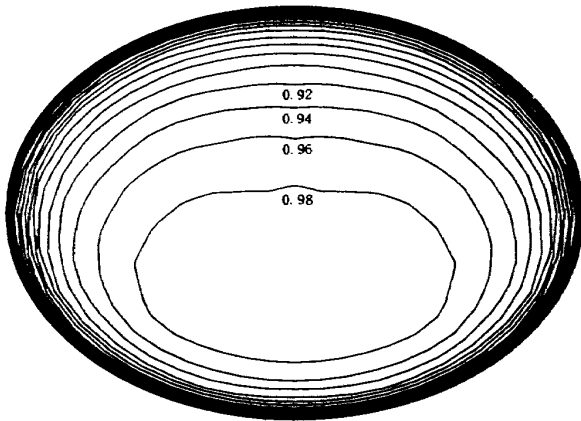
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=2.010 ALF=5.000 FAI=90.000

付図 5 (9) 平頭楕円面等圧線



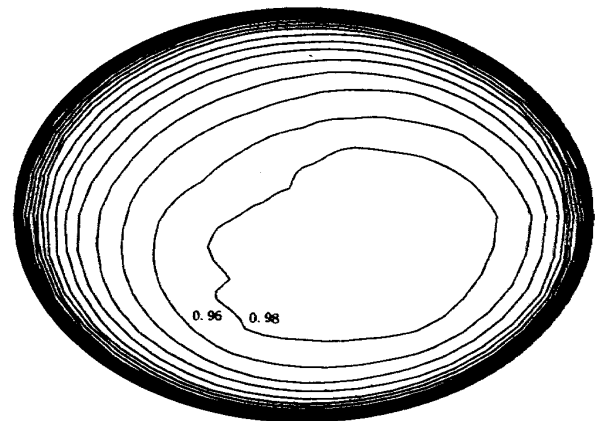
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.036 ALF=5.000 FAI=0.000

付図 5 (12) 平頭楕円面等圧線



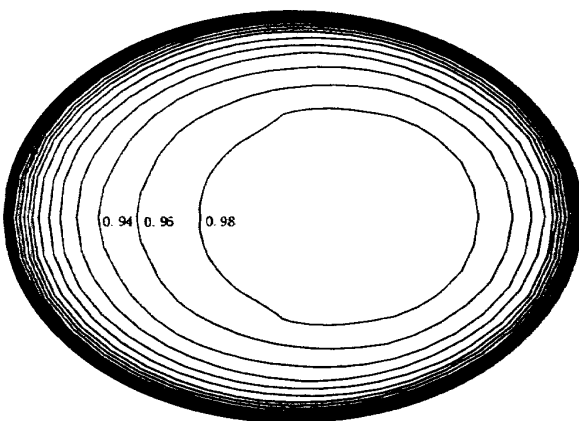
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.037 ALF=10.000 FAI=0.000

付図 5 (13) 平頭楕円面等圧線



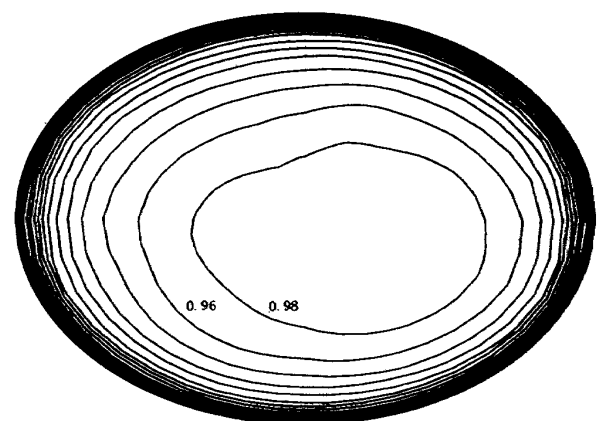
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.521 ALF=10.000 FAI=45.000

付図 5 (16) 平頭楕円面等圧線



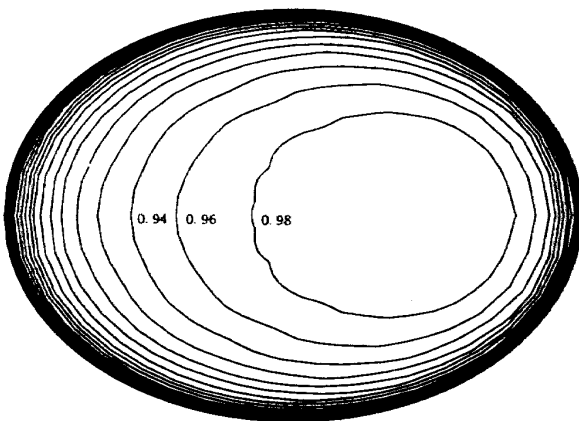
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.037 ALF=5.000 FAI=90.000

付図 5 (14) 平頭楕円面等圧線



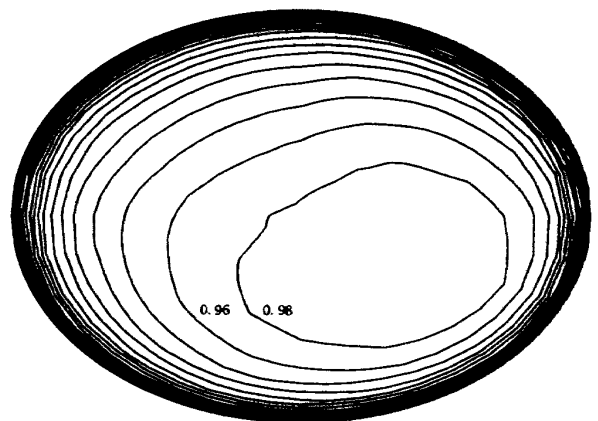
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.035 ALF=5.000 FAI=45.000

付図 5 (17) 平頭楕円面等圧線



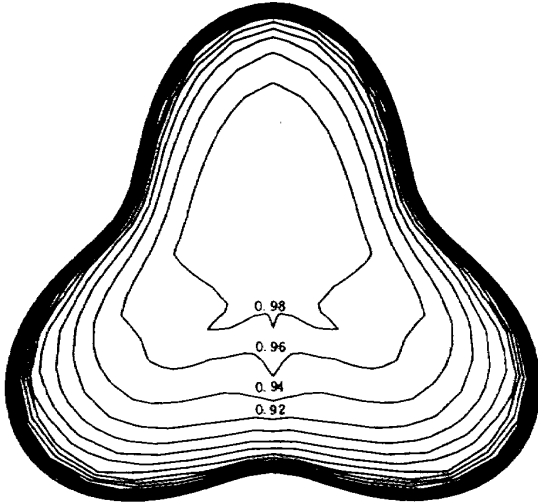
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.039 ALF=10.000 FAI=90.000

付図 5 (15) 平頭楕円面等圧線



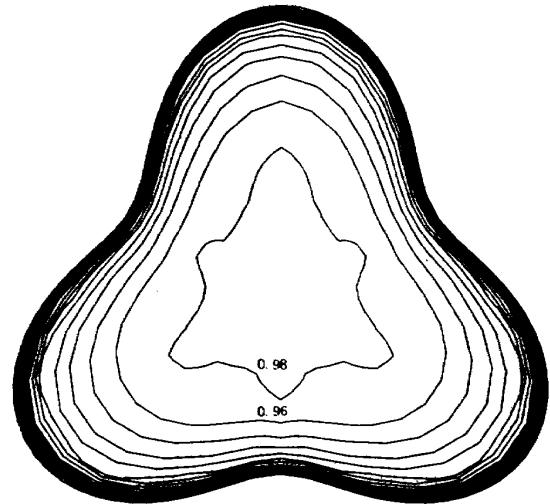
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.035 ALF=10.000 FAI=45.000

付図 5 (18) 平頭楕円面等圧線



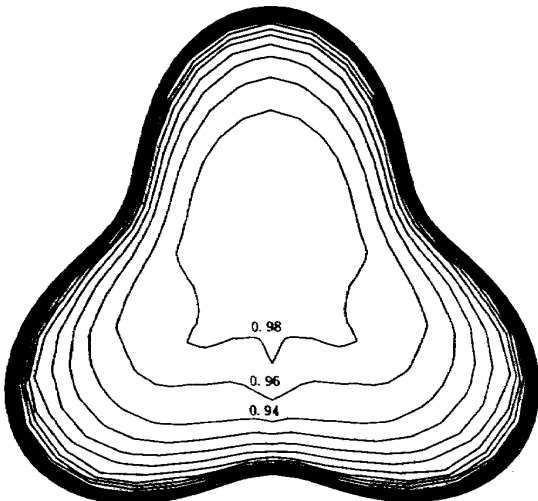
P/P02 CONTOUR:DP=0.020  
MACH=1.990 ALF=-9.970 FAI=0.000

付図 6(1) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



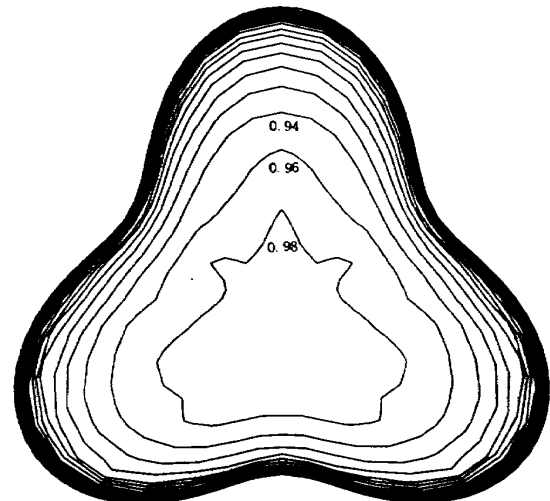
P/P02 CONTOUR:DP=0.020  
MACH=1.990 ALF=0.204 FAI=0.000

付図 6(3) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



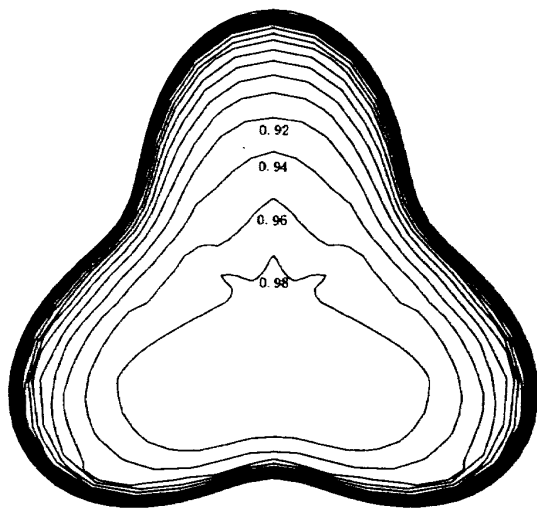
P/P02 CONTOUR:DP=0.020  
MACH=1.990 ALF=-4.923 FAI=0.000

付図 6(2) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



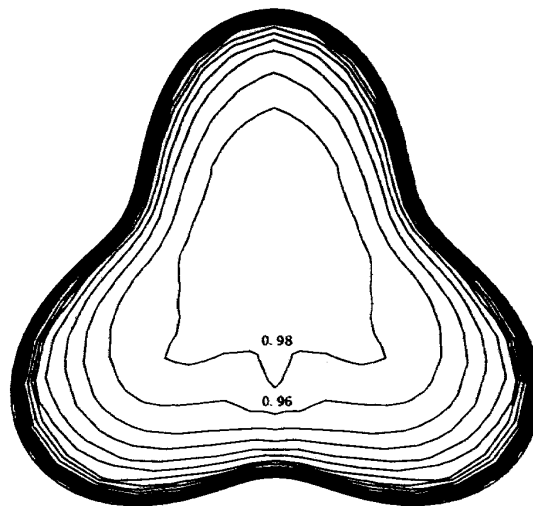
P/P02 CONTOUR:DP=0.020  
MACH=1.990 ALF=5.278 FAI=0.000

付図 6(4) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



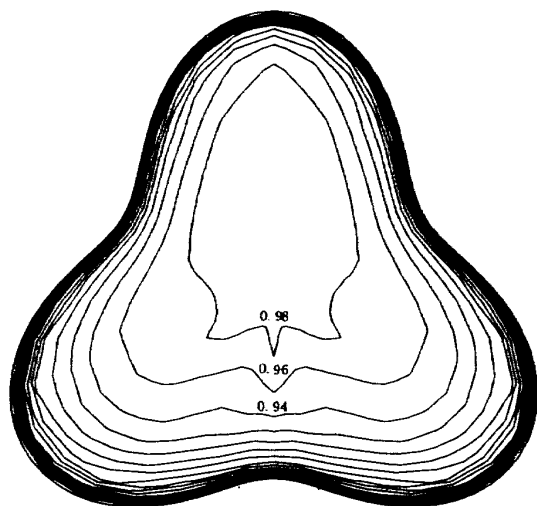
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.990 ALF=9.798 FAI=0.000

付図 6(5) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



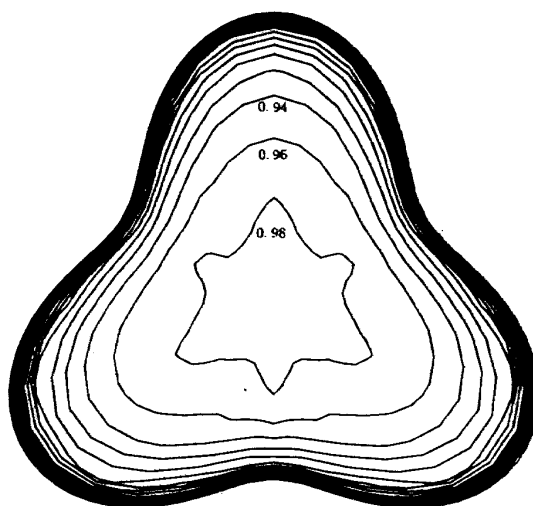
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.014 ALF=-4.930 FAI=0.000

付図 6(7) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



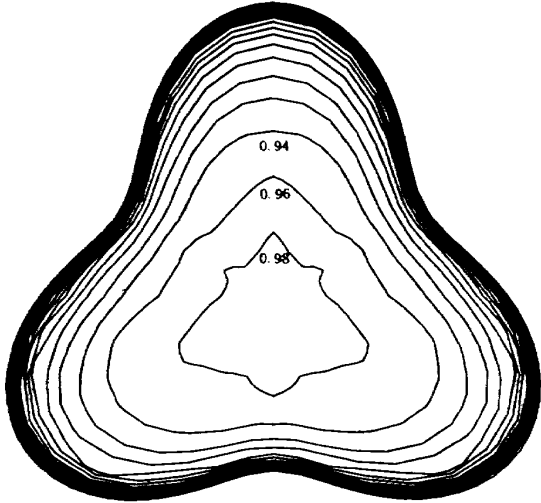
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.014 ALF=-10.004 FAI=0.000

付図 6(6) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



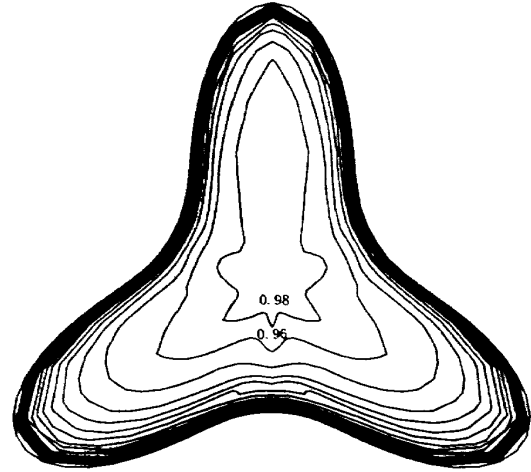
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.014 ALF=0.199 FAI=0.000

付図 6(8) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



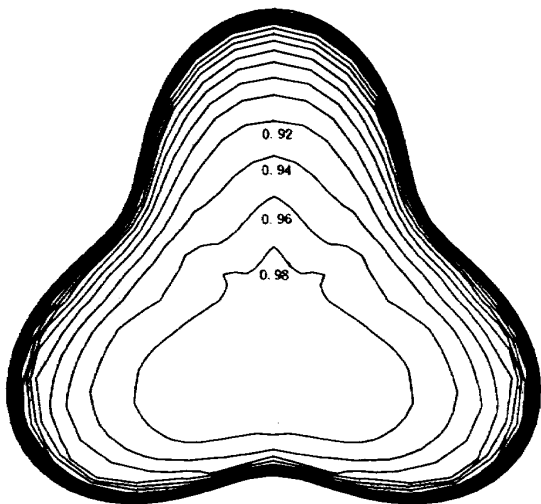
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.014 ALF=5.304 FAI=0.000

付図 6 (9) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



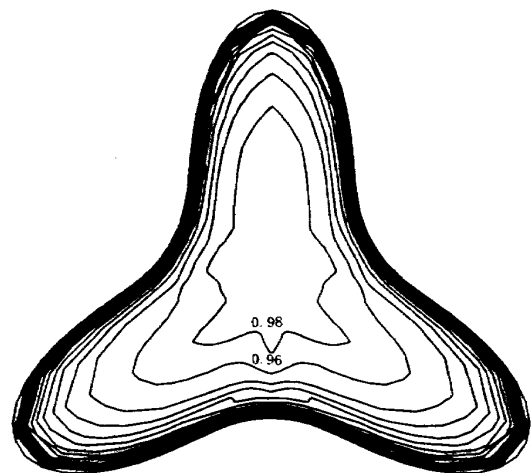
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.987 ALF=-10.031 FAI=0.000

付図 7 (1) クローバ型平頭面等圧線 (N4)



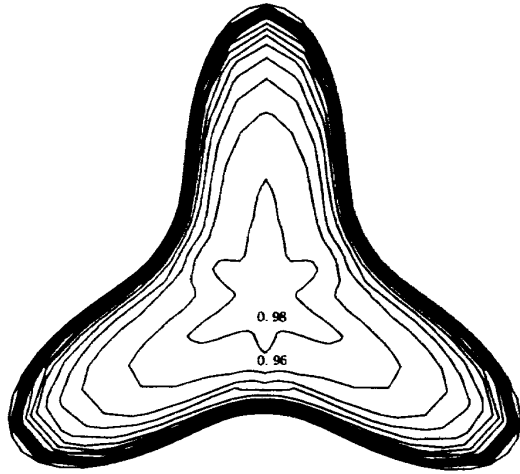
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.014 ALF=9.818 FAI=0.000

付図 6 (10) クローバ型平頭面等圧線 (N3)



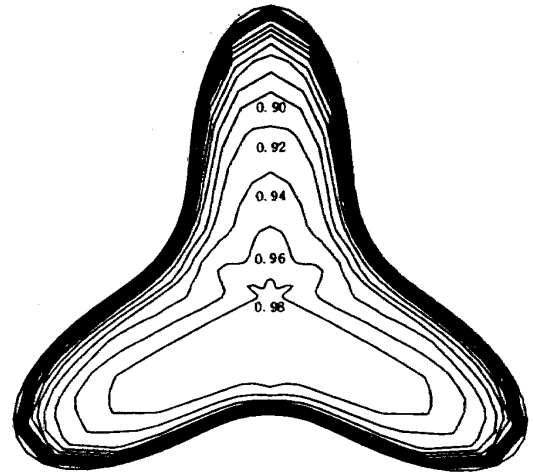
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.987 ALF=-4.908 FAI=0.000

付図 7 (2) クローバ型平頭面等圧線 (N4)



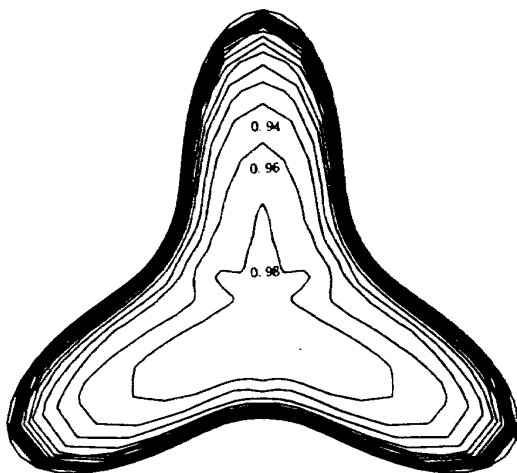
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.987 ALF=0.193 FAI=0.000

付図 7 (3) クローバ型平頭面等圧線 (N4)



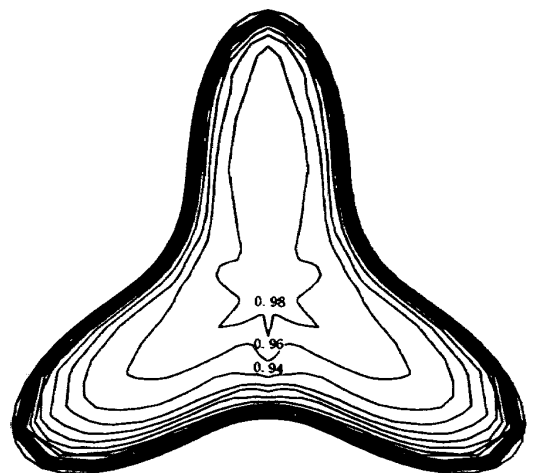
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.987 ALF=9.746 FAI=0.000

付図 7(5) クローバ型平頭面等圧線 (N4)



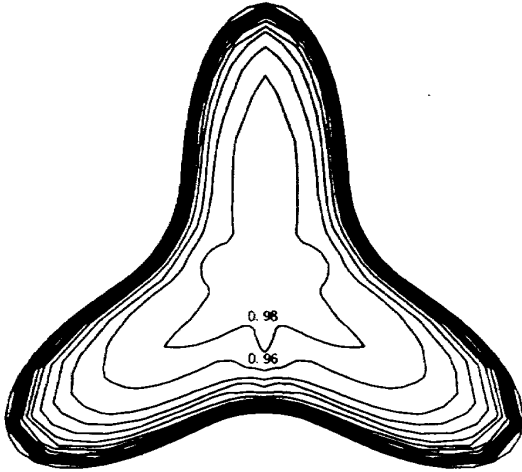
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=1.987 ALF=5.196 FAI=0.000

付図 7 (4) クローバ型平頭面等圧線 (N4)



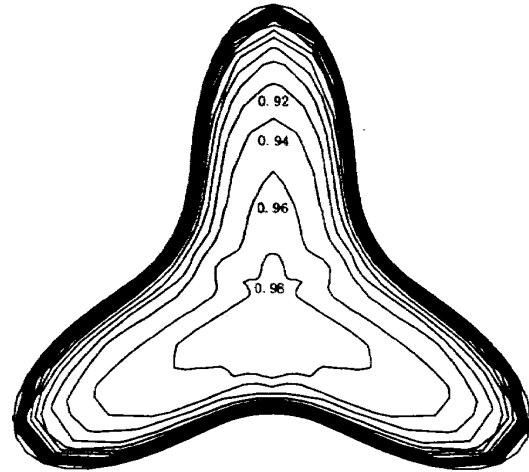
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.012 ALF=-10.001 FAI=0.000

付図 7 (6) クローバ型平頭面等圧線 (N4)



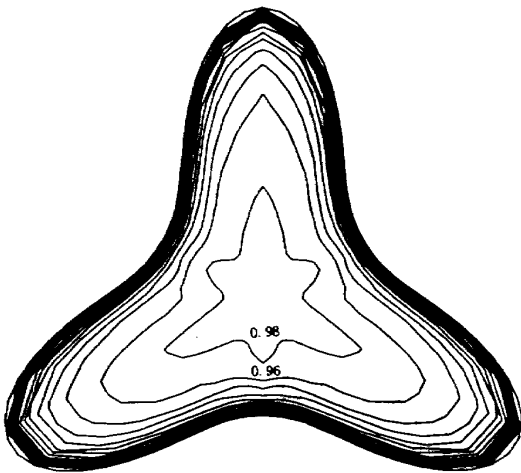
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.012 ALF=-4.921 FAI=0.000

付図 7 (7) クローバ型平頭面等圧線 (N4)



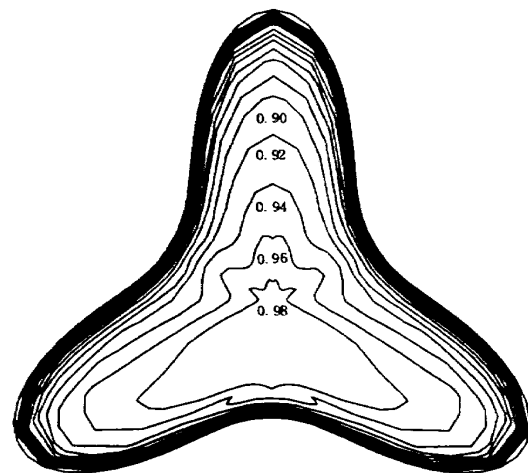
P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.012 ALF=5.289 FAI=0.000

付図 7 (9) クローバ型平頭面等圧線 (N4)



P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.012 ALF=0.164 FAI=0.000

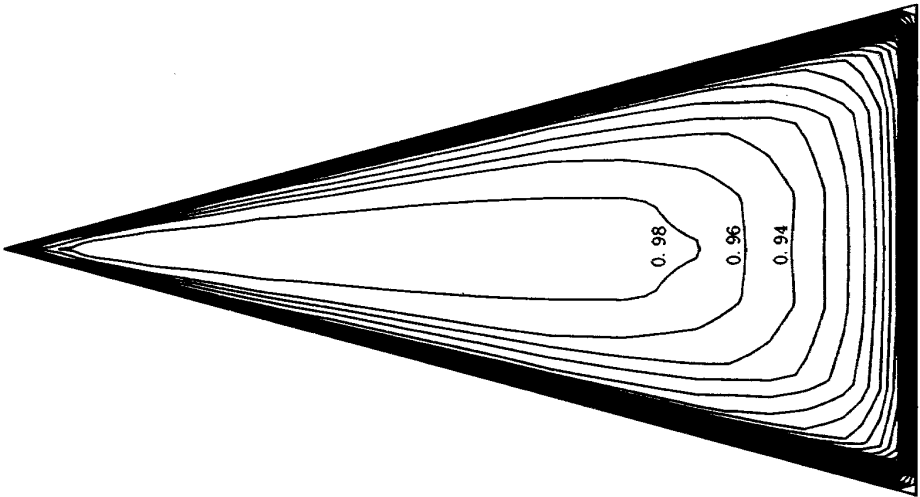
付図 7 (8) クローバ型平頭面等圧線 (N4)



P/P02 CONTOUR;DP=0.020  
MACH=3.012 ALF=9.767 FAI=0.000

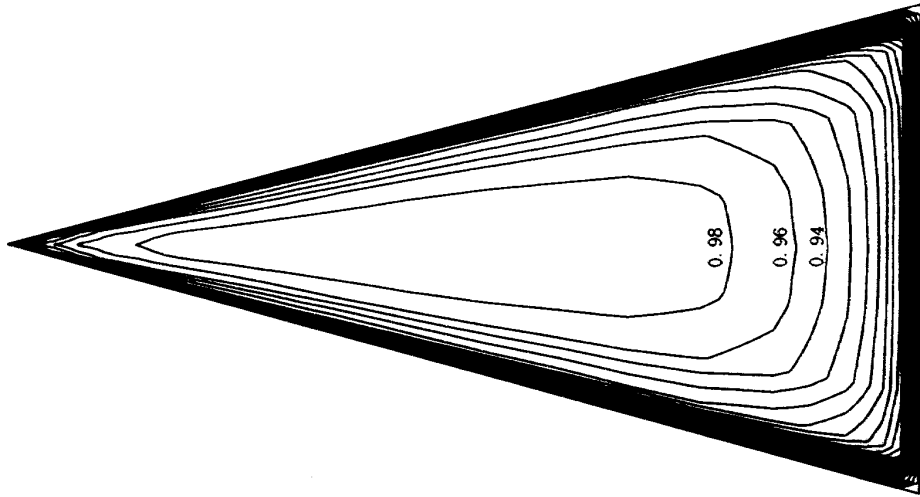
付図 7 (10) クローバ型平頭面等圧線 (N4)





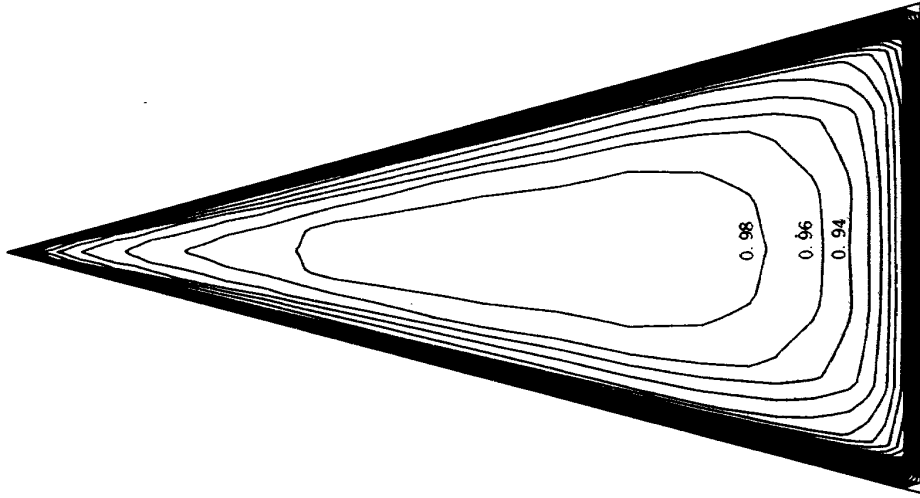
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.500 ALF=-13.72  
FAI=0.0

付図 8(1) △型平頭面等圧線 (N5)



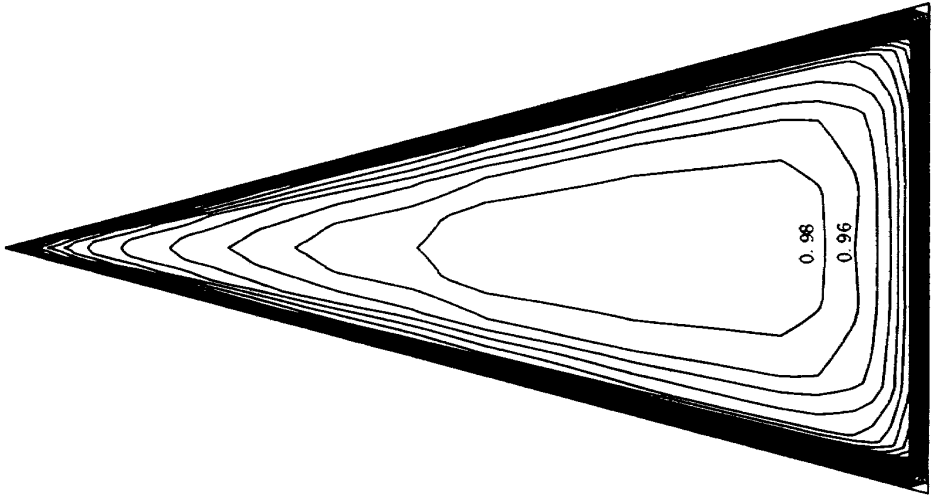
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.500 ALF=-9.79  
FAI=0.0

付図 8(2) △型平頭面等圧線 (N5)



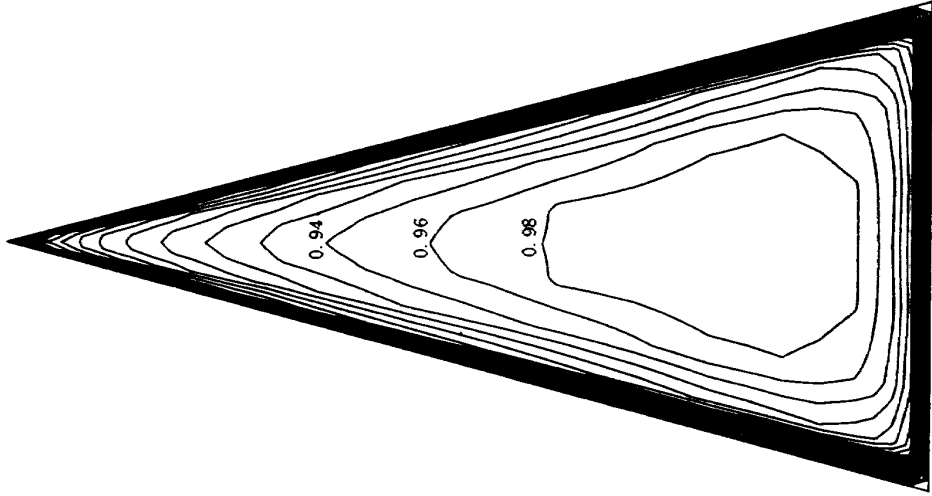
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.501 ALF=-4.77  
FAI=0.0

付図 8(3) △型平頭面等圧線 (N5)



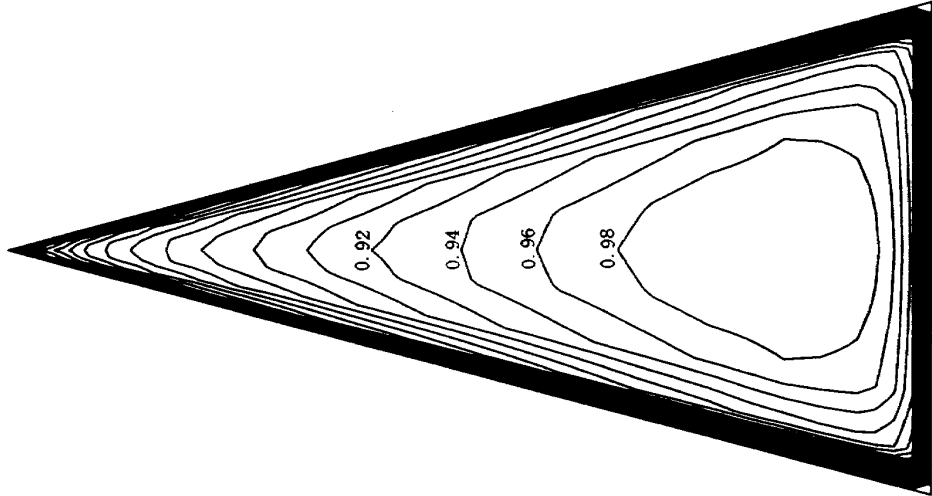
P/P02 CONTOUR:DPP02=0.020  
M=1.501 ALF=-0.09  
FAI=0.0

付図 8 (4) △型平頭面等圧線 (N5)



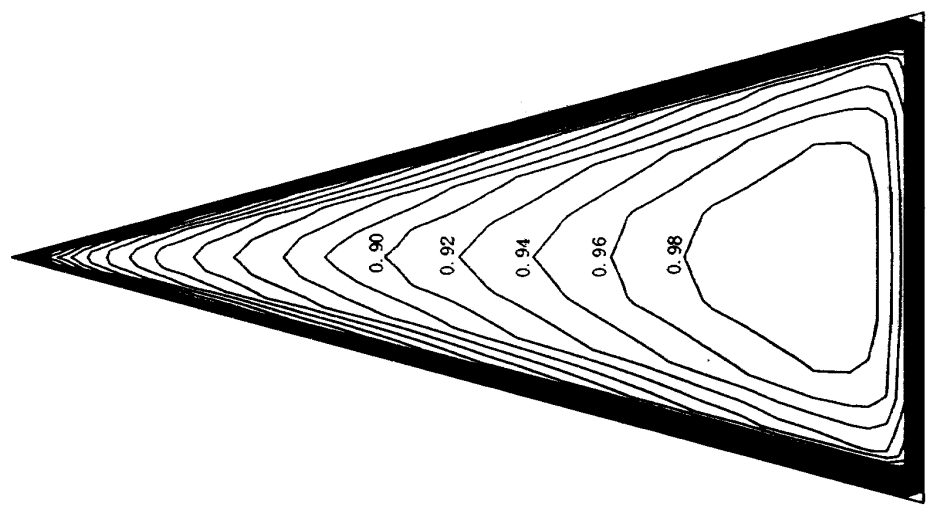
P/P02 CONTOUR:DPP02=0.020  
M=1.501 ALF=5.37  
FAI=0.0

付図 8 (5) △型平頭面等圧線 (N5)



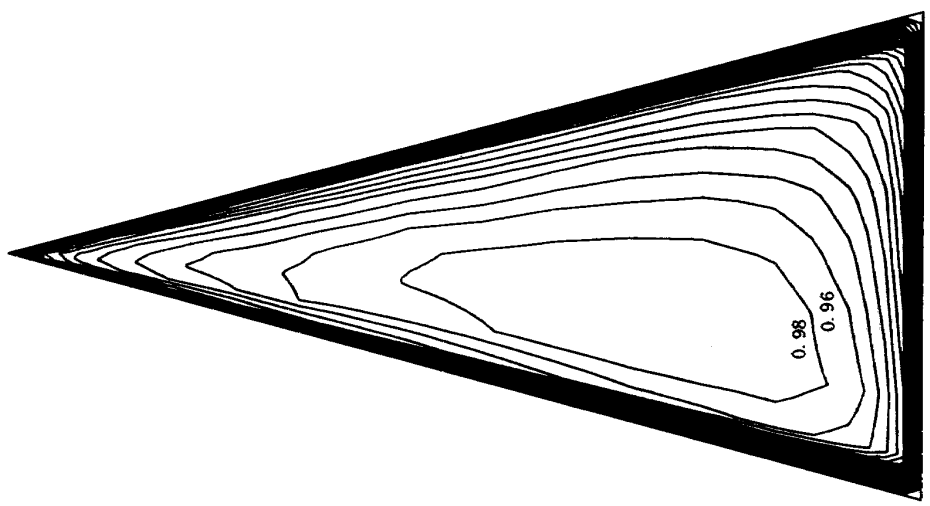
P/P02 CONTOUR:DPP02=0.020  
M=1.500 ALF=10.46  
FAI=0.0

付図 8 (6) △型平頭面等圧線 (N5)



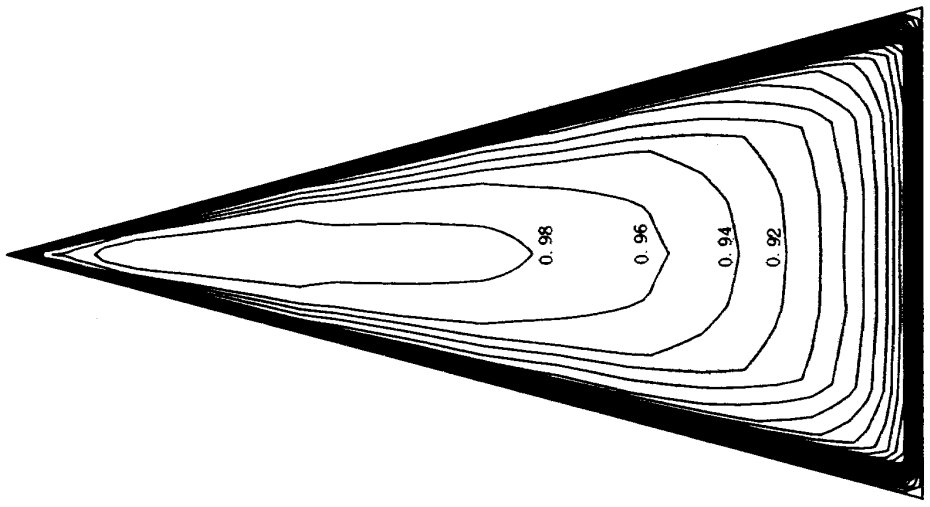
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.500 ALF=14.35  
FAI=0.0

付図 8 (7) △型平頭面等圧線 (N5)



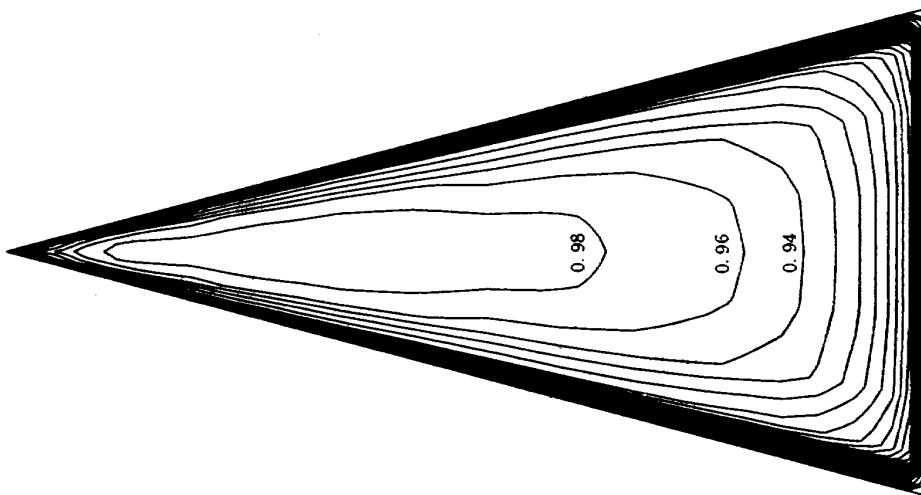
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.499 ALF=14.24  
FAI=90.0

付図 8 (8) △型平頭面等圧線 (N5)



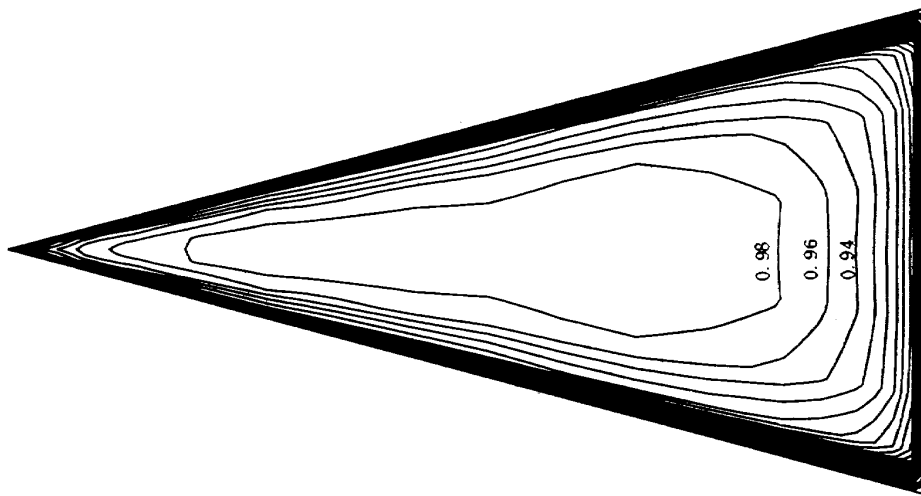
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.993 ALF=-14.15  
FAI=0.0

付図 8 (9) △型平頭面等圧線 (N5)



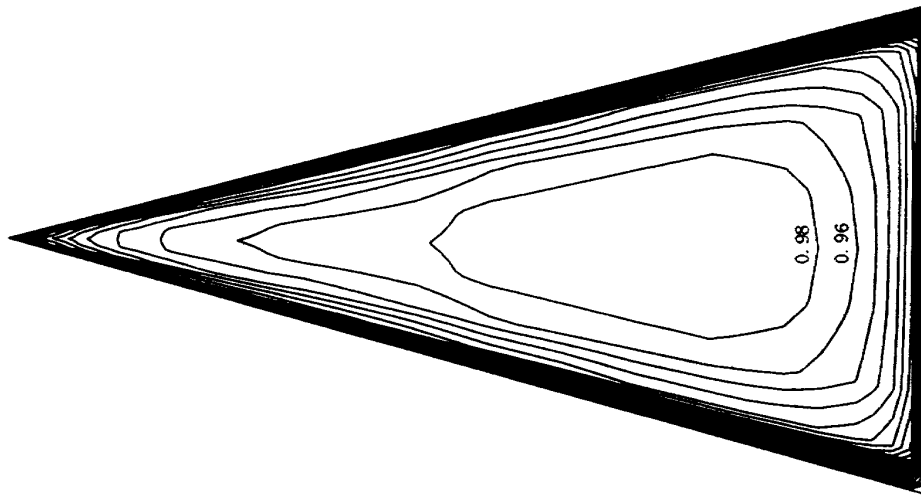
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.992 ALF=-10.01  
FAI=0.0

付図 8 10 △型平頭面等圧線 (N5)



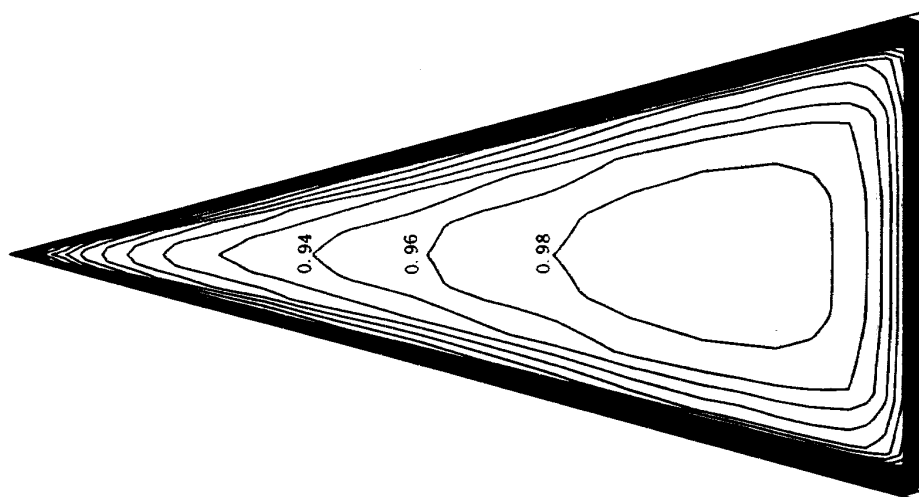
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.992 ALF=-5.16  
FAI=0.0

付図 8 11 △型平頭面等圧線 (N5)



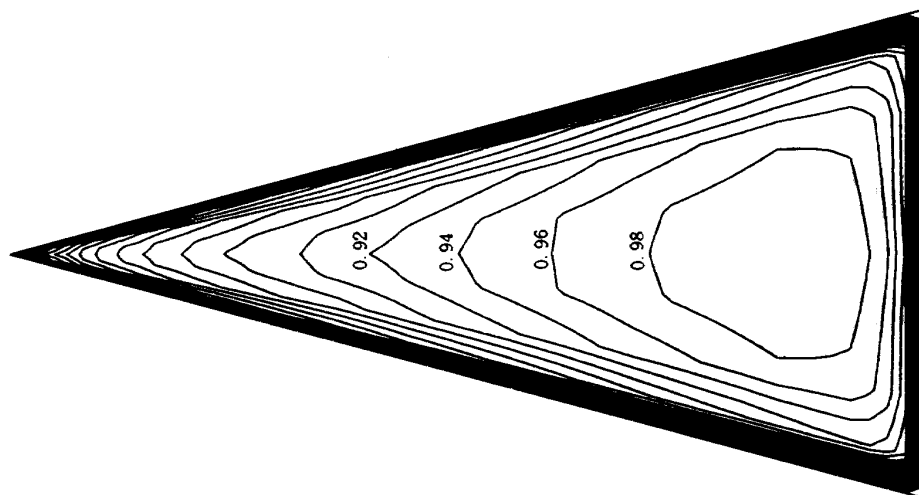
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.992 ALF=0.22  
FAI=0.0

付図 8 12 △型平頭面等圧線 (N5)



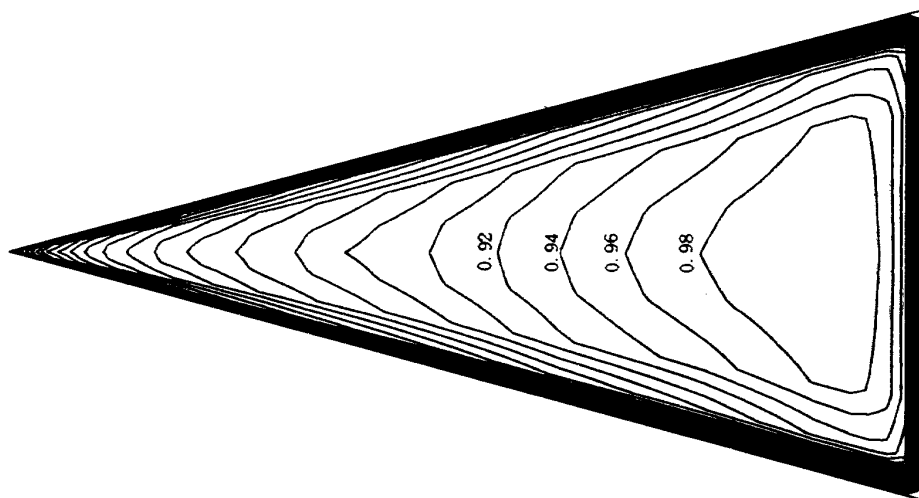
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.992 ALF=5.55  
FAI=0.0

付図 8(13) △型平頭面等圧線 (N5)



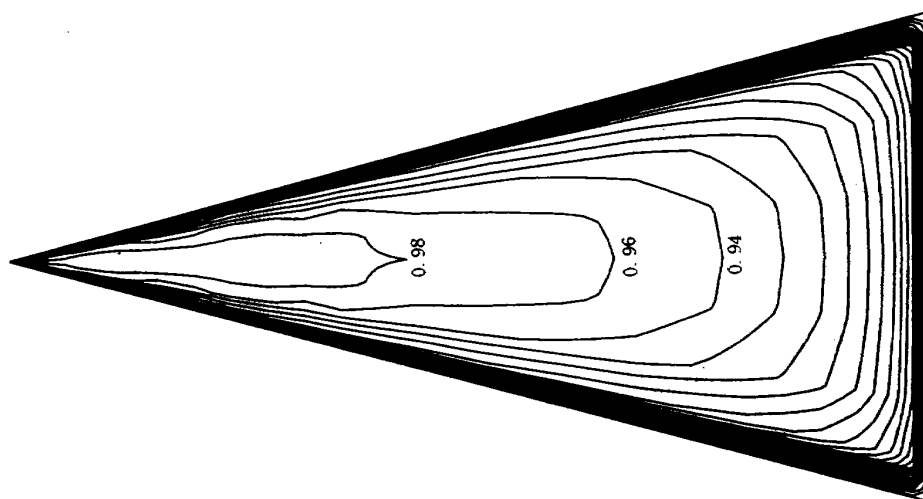
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.992 ALF=10.40  
FAI=0.0

付図 8(14) △型平頭面等圧線 (N5)



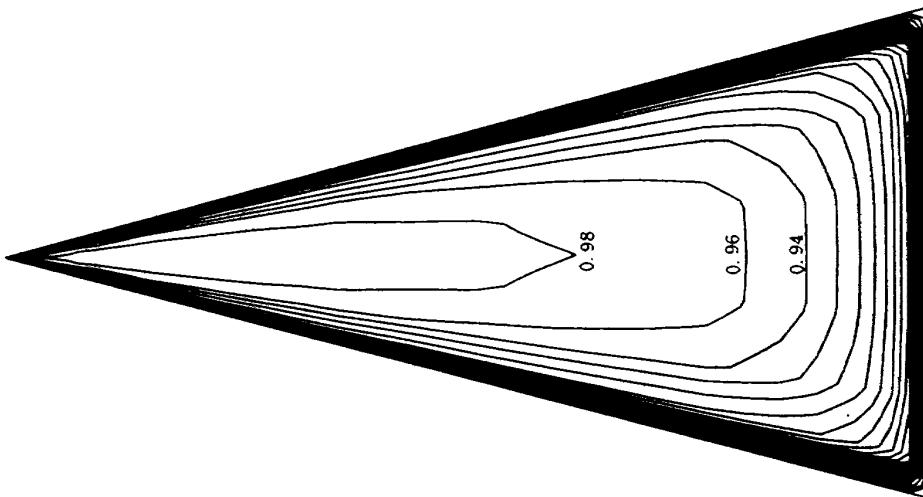
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=1.993 ALF=14.26  
FAI=0.0

付図 8(15) △型平頭面等圧線 (N5)



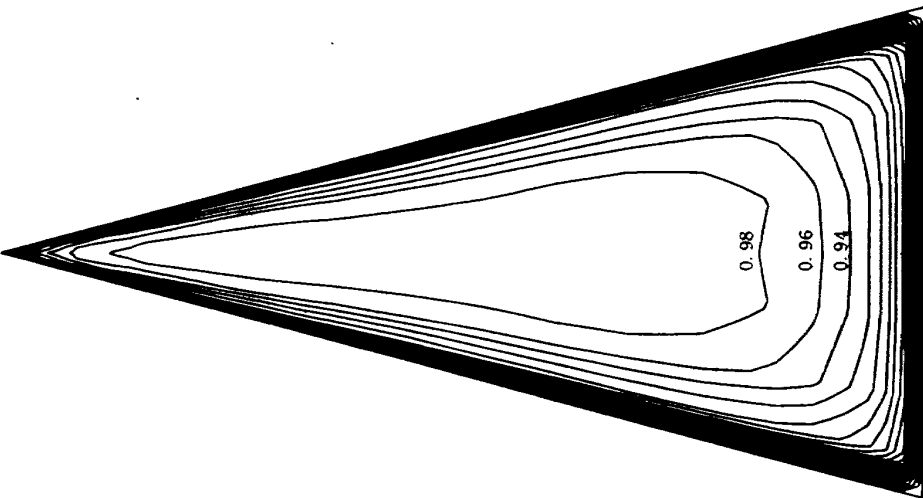
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=2.494 ALF=-14.15  
FAI=0.0

付図816 △型平頭面等圧線 (N5)



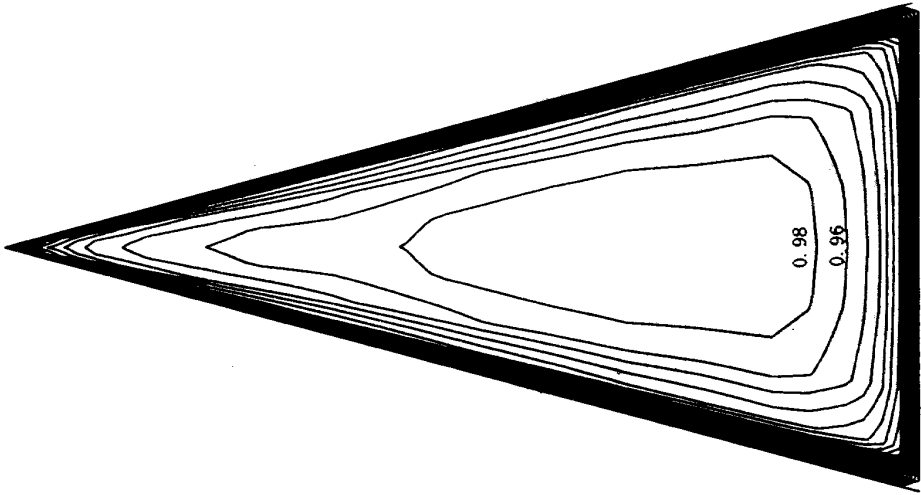
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=2.488 ALF=-10.01  
FAI=0.0

付図817 △型平頭面等圧線 (N5)



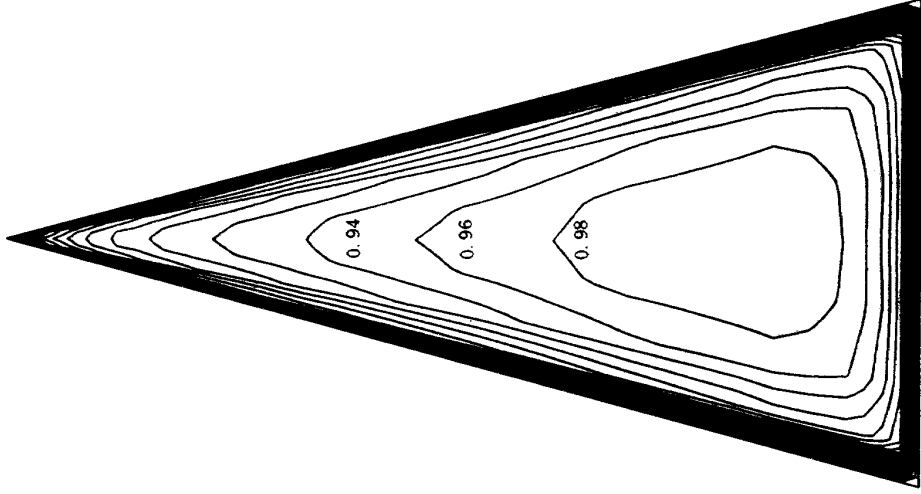
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=2.488 ALF=-5.16  
FAI=0.0

付図818 △型平頭面等圧線 (N5)



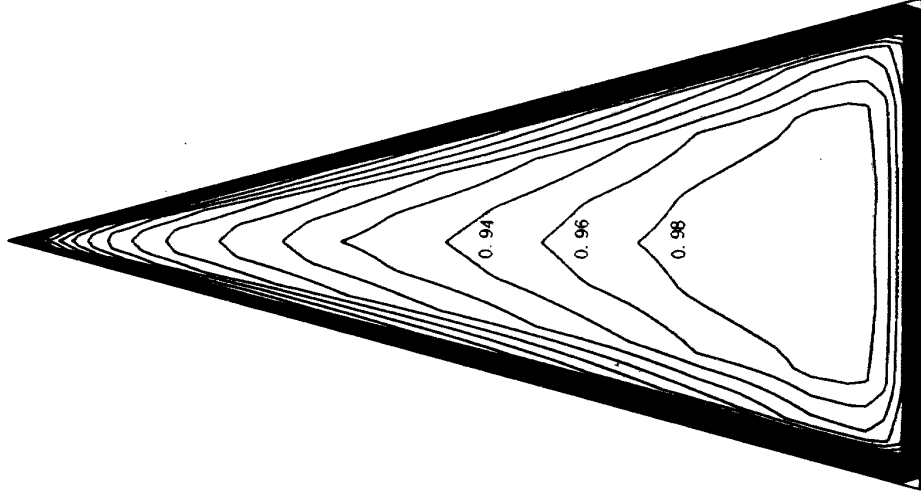
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=2.488 ALF=0.23  
FAI=0.0

付図 809 △型平頭面等圧線 (N5)



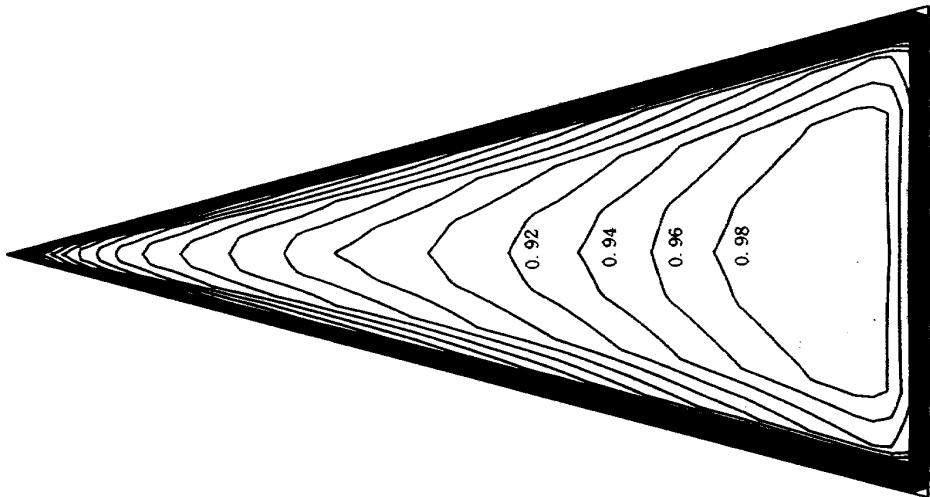
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=2.488 ALF=5.56  
FAI=0.0

付図 800 △型平頭面等圧線 (N5)



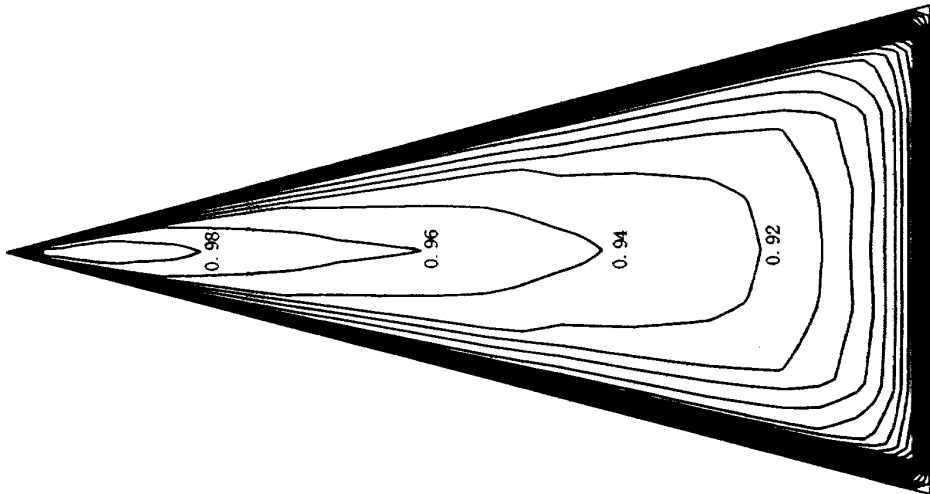
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=2.488 ALF=10.43  
FAI=0.0

付図 801 △型平頭面等圧線 (N5)



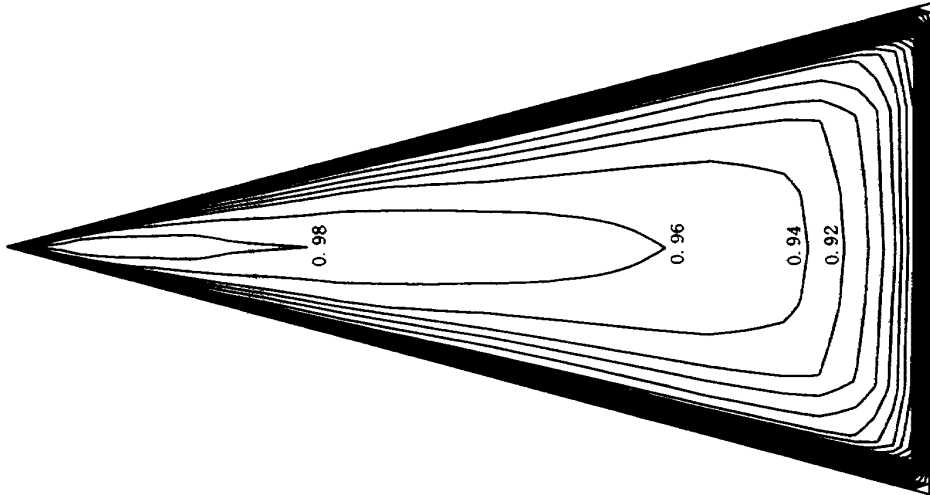
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=2.494 ALF=14.29  
FAI=0.0

付図 8 (22) △型平頭面等圧線 (N5)



P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=3.013 ALF=-14.15  
FAI=0.0

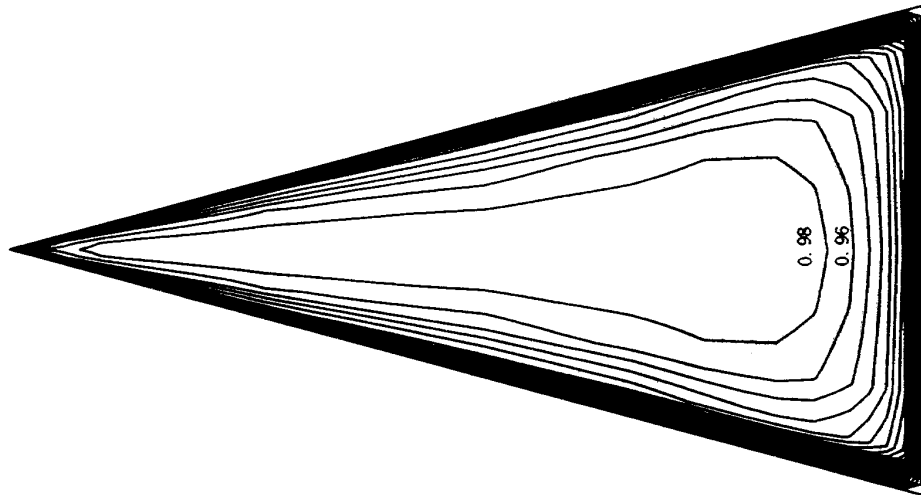
付図 8 (23) △型平頭面等圧線 (N5)



P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=3.012 ALF=-10.02  
FAI=0.0

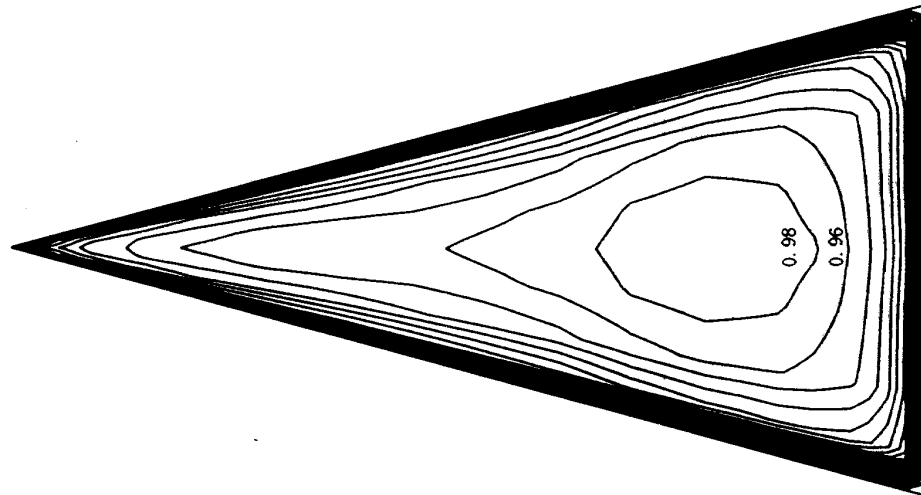
付図 8 (24) △型平頭面等圧線 (N5)





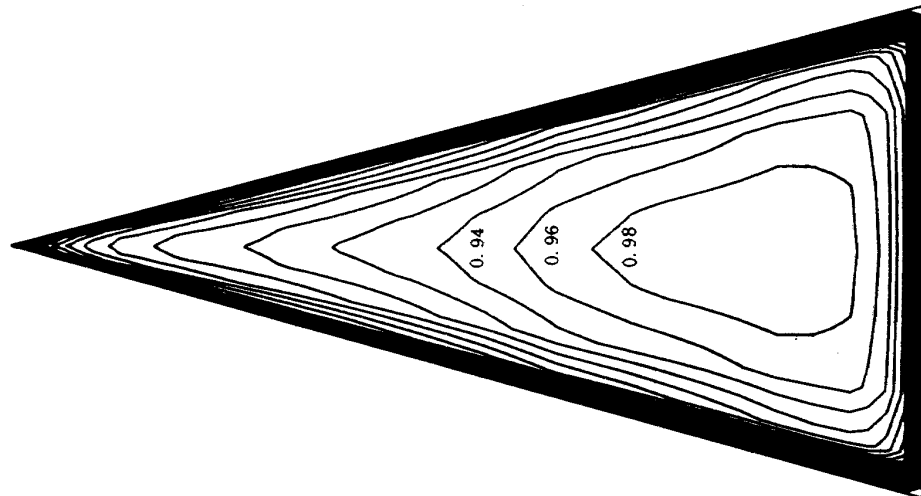
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=3.012 ALF=-5.14  
FAI=0.0

付図 8 (25) △型平頭面等圧線 (N5)



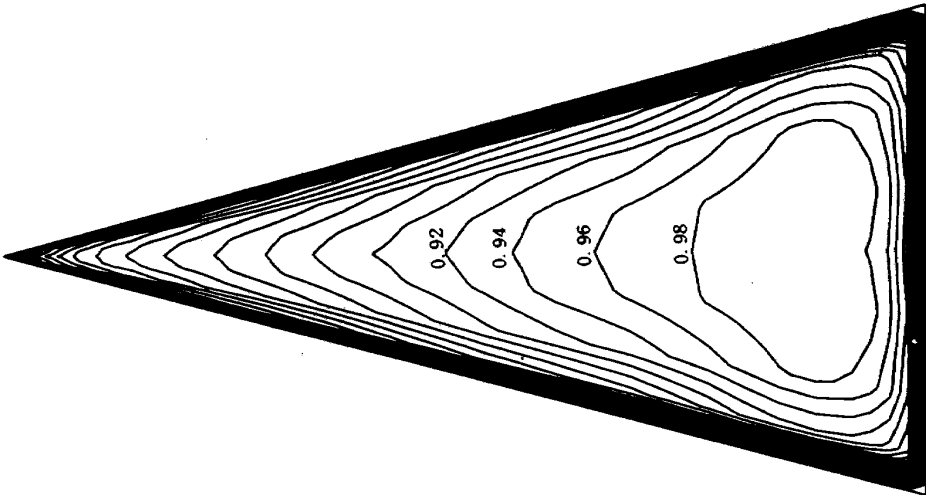
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=3.012 ALF=0.21  
FAI=0.0

付図 8 (26) △型平頭面等圧線 (N5)



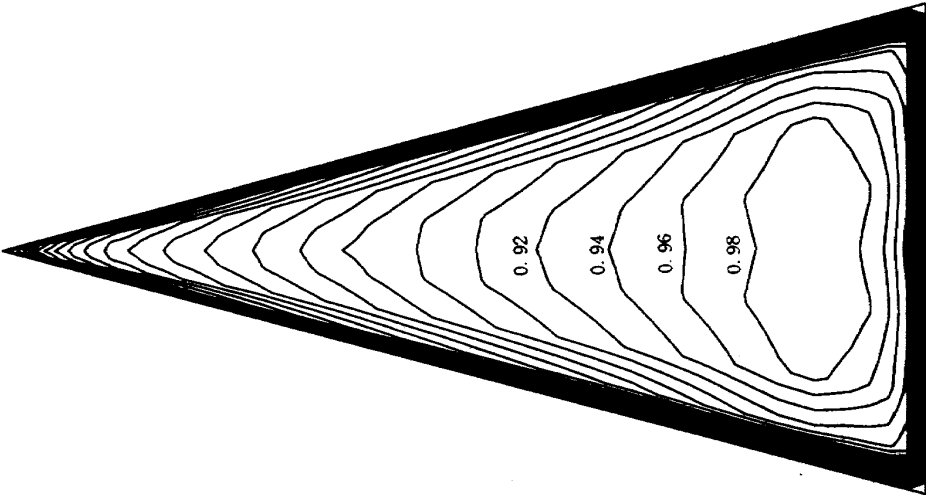
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=3.012 ALF=5.52  
FAI=0.0

付図 8 (27) △型平頭面等圧線 (N5)



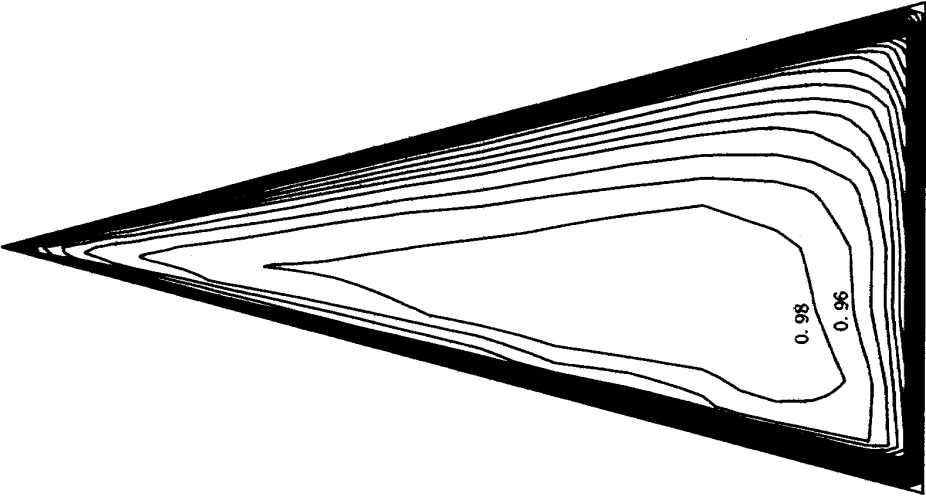
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=3.012 ALF=10.40  
FAI=0.0

付図 8 (28) △型平頭面等圧線 (N5)



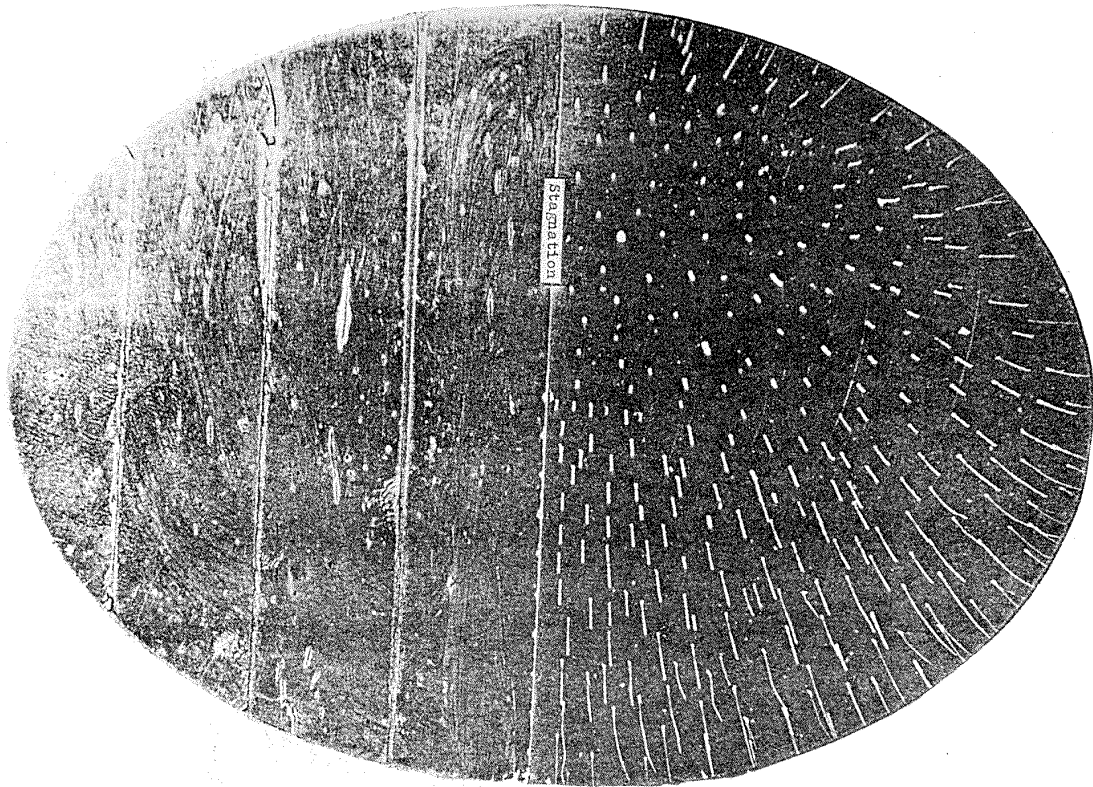
P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=3.013 ALF=14.27  
FAI=0.0

付図 8 (29) △型平頭面等圧線 (N5)

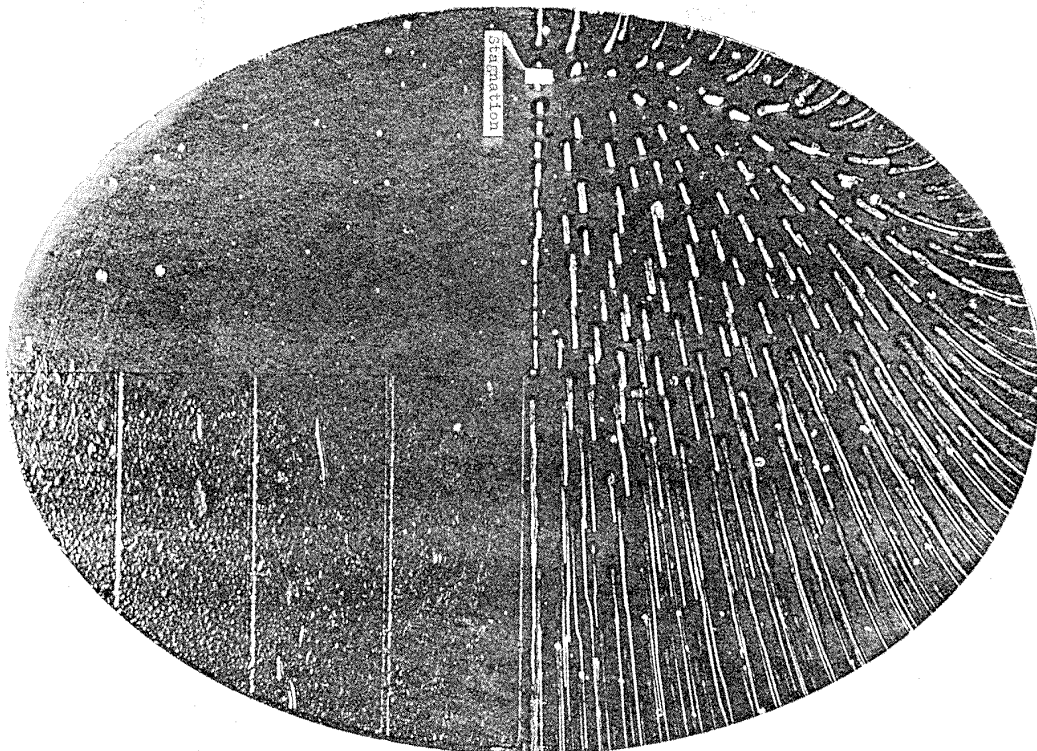


P/P02 CONTOUR;DPP02=0.020  
M=3.014 ALF=14.28  
FAI=90.0

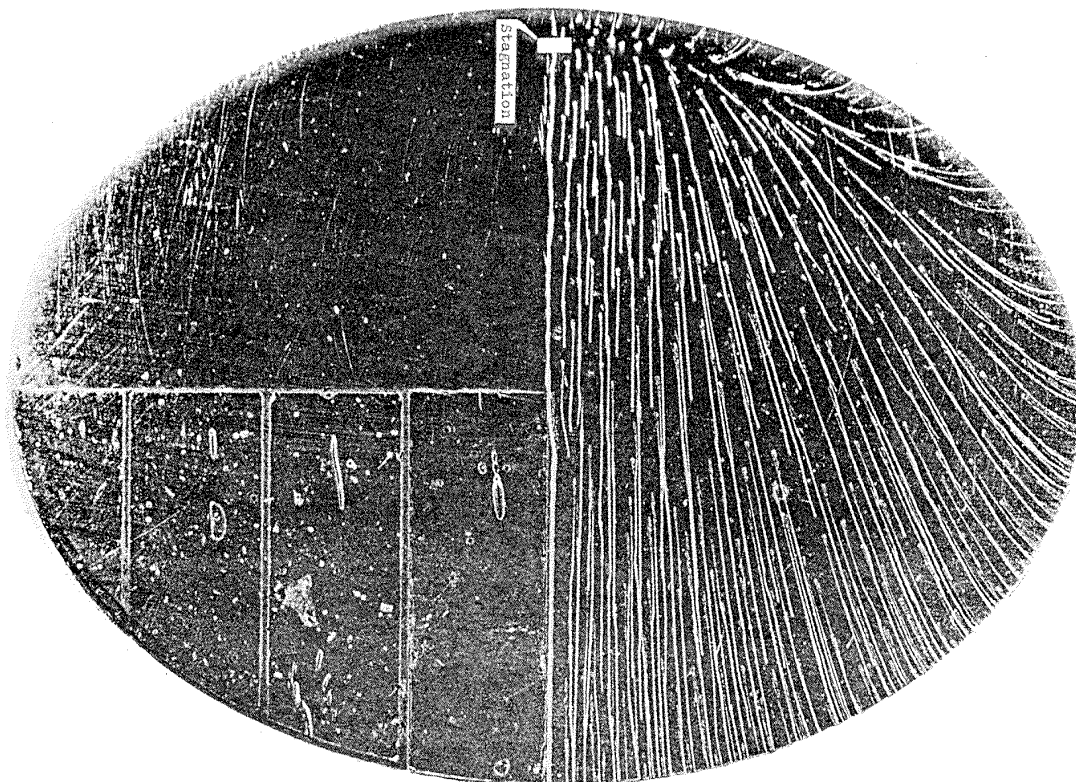
付図 8 (30) △型平頭面等圧線 (N5)



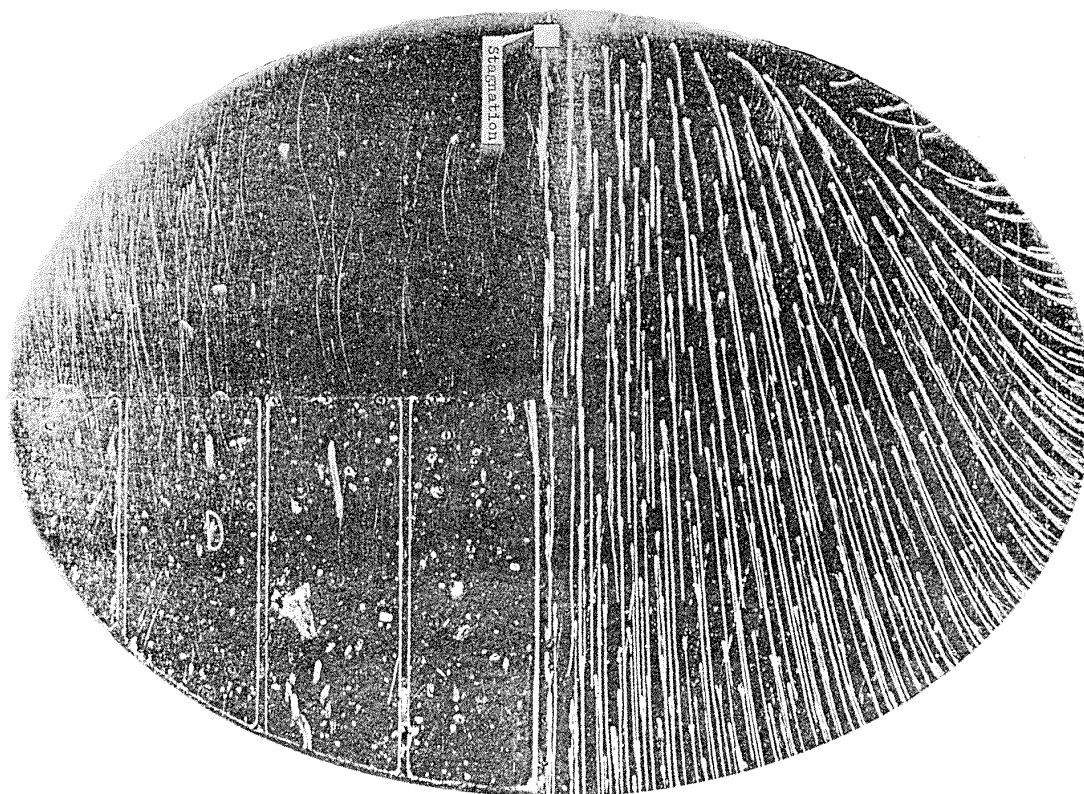
付図 9 (1) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=20^{\circ}$



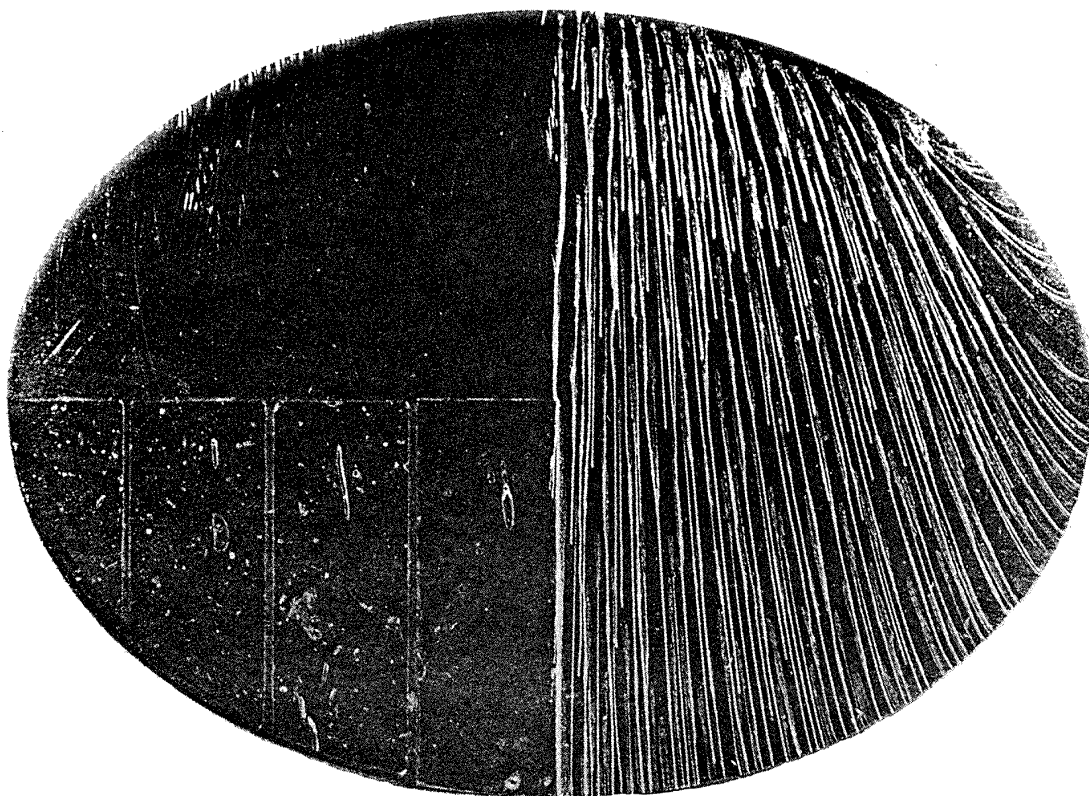
付図 9 (2) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=31^{\circ}$



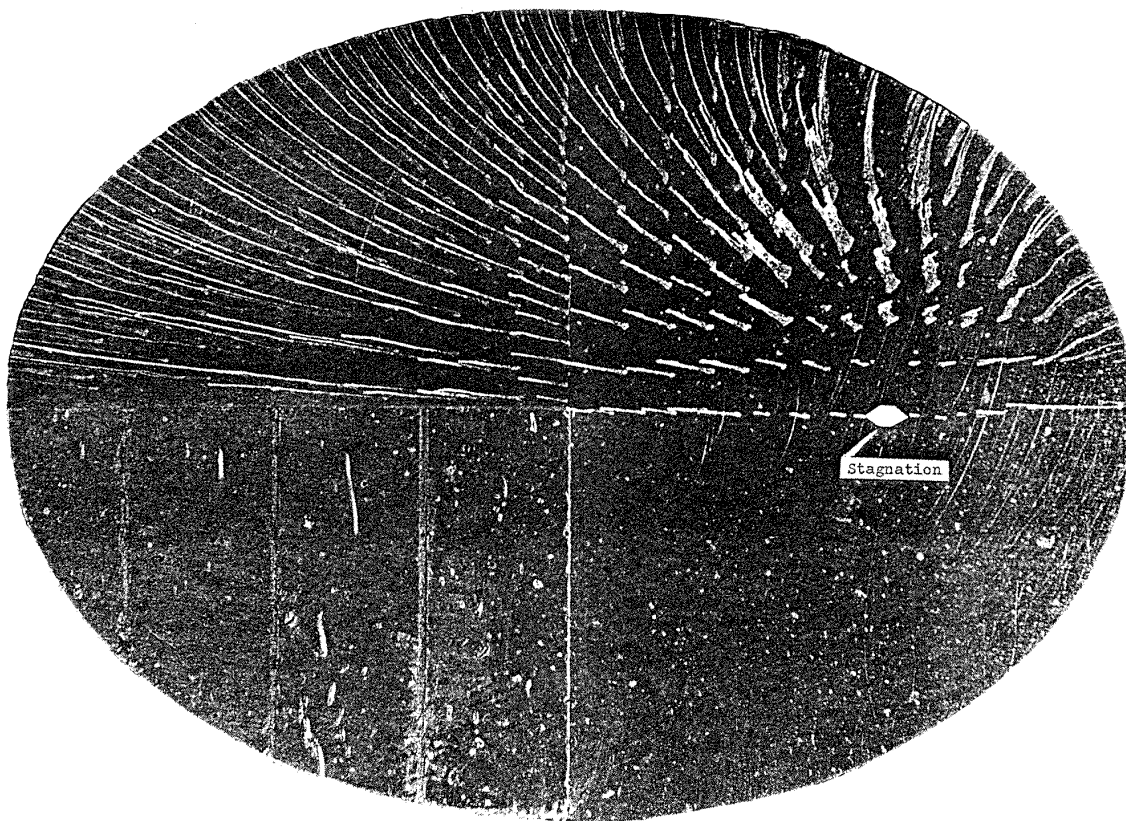
付図 9(3) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=36^{\circ}$



付図 9(4) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=41^{\circ}$

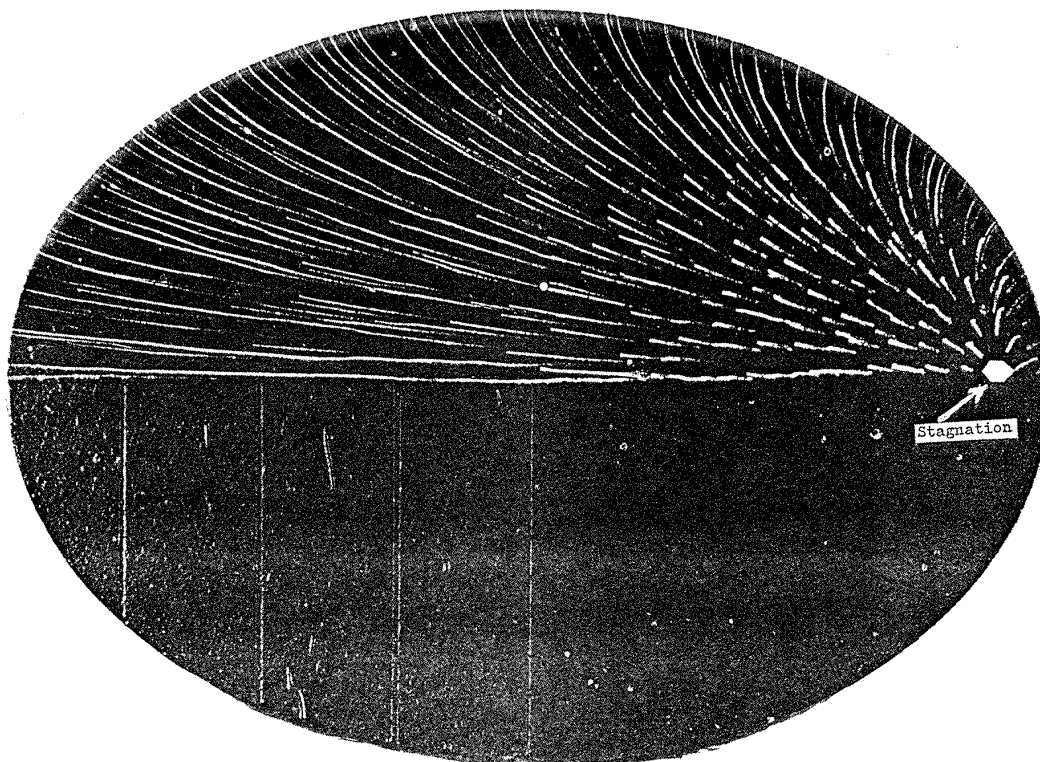


付図 9(5) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=46^{\circ}$

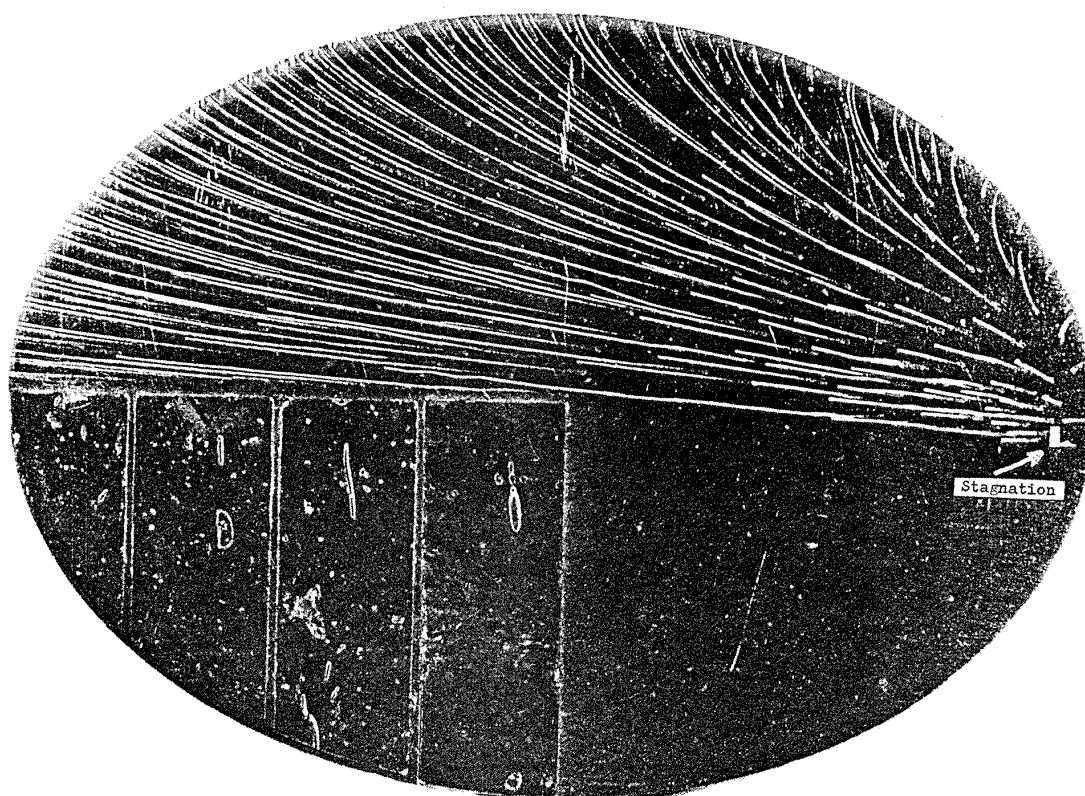


付図 9(6) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=21^{\circ}$

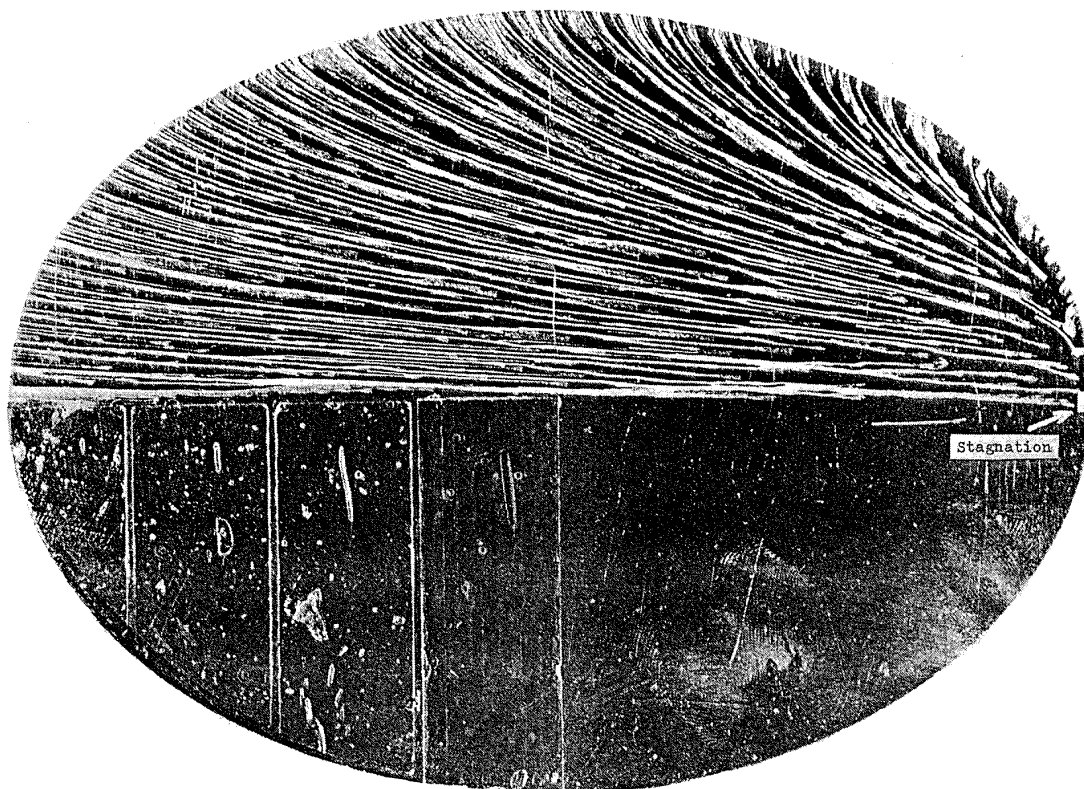




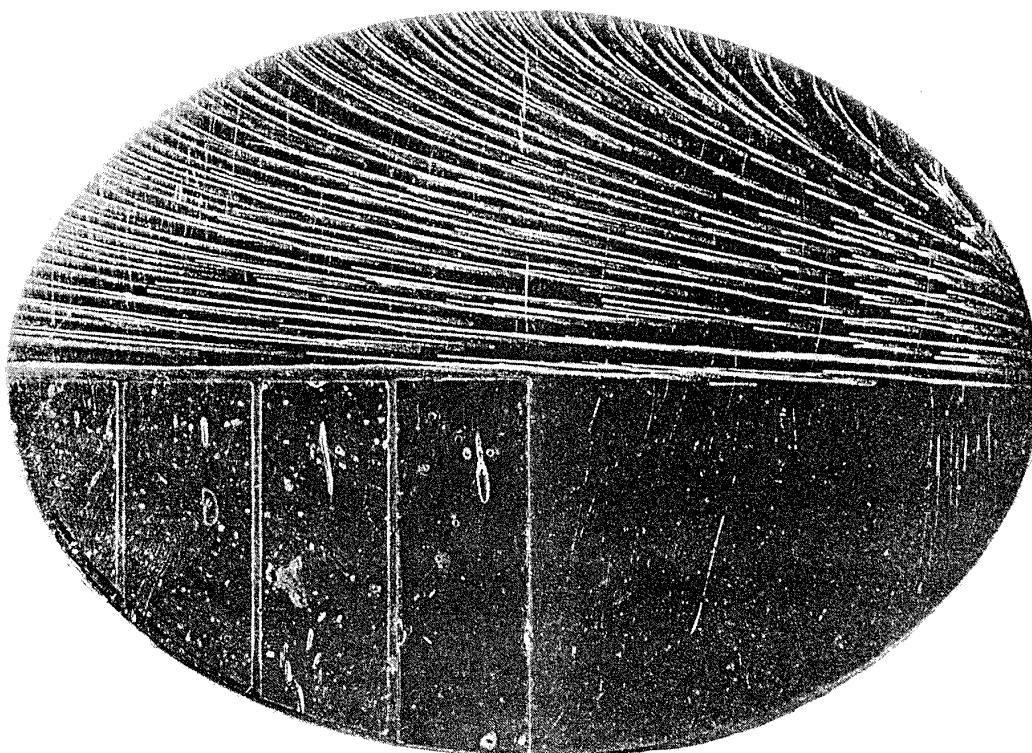
付図 9(7) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=31^{\circ}$



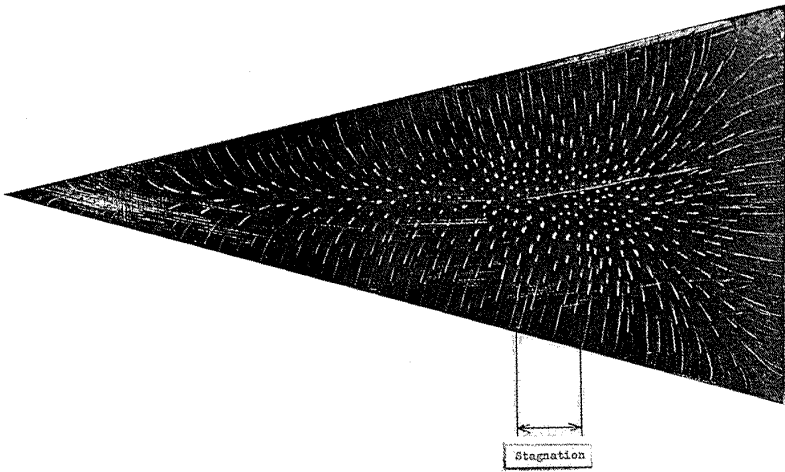
付図 9(8) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=36^{\circ}$



付図 9 (9) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=41^{\circ}$

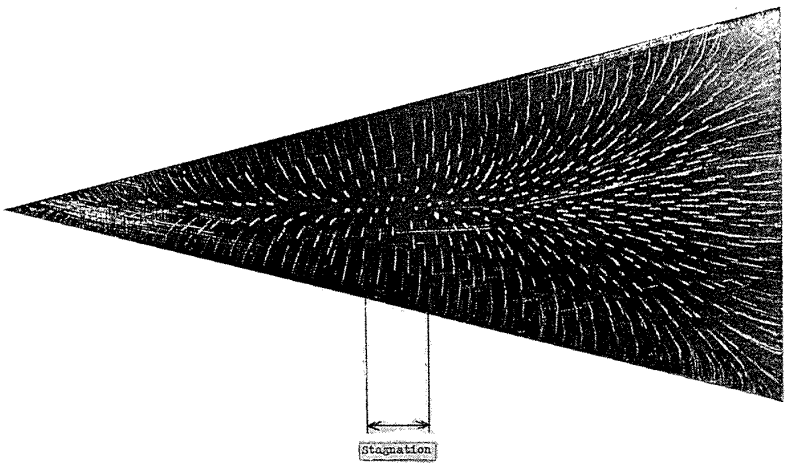


付図 9 (10) 平頭楕円面オイルストリーク  $M_{\infty}=2.0$  ,  $\alpha=46^{\circ}$



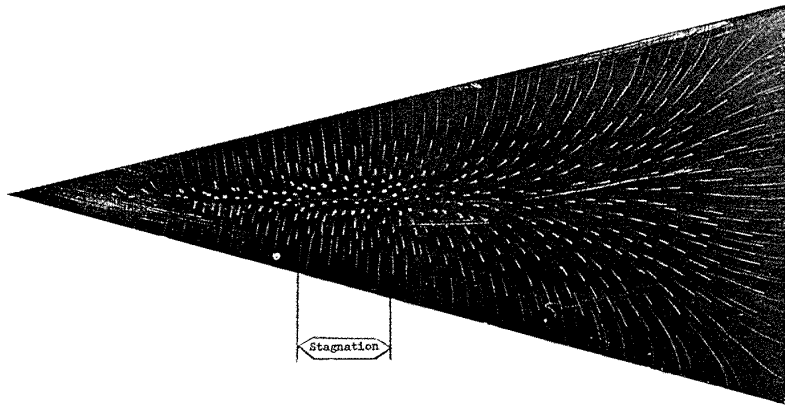
付図 10 (3)

△型平頭物体オイルストリーク  
 $M_{\infty} = 2.0, \alpha = 0^{\circ}$



付図 10 (2)

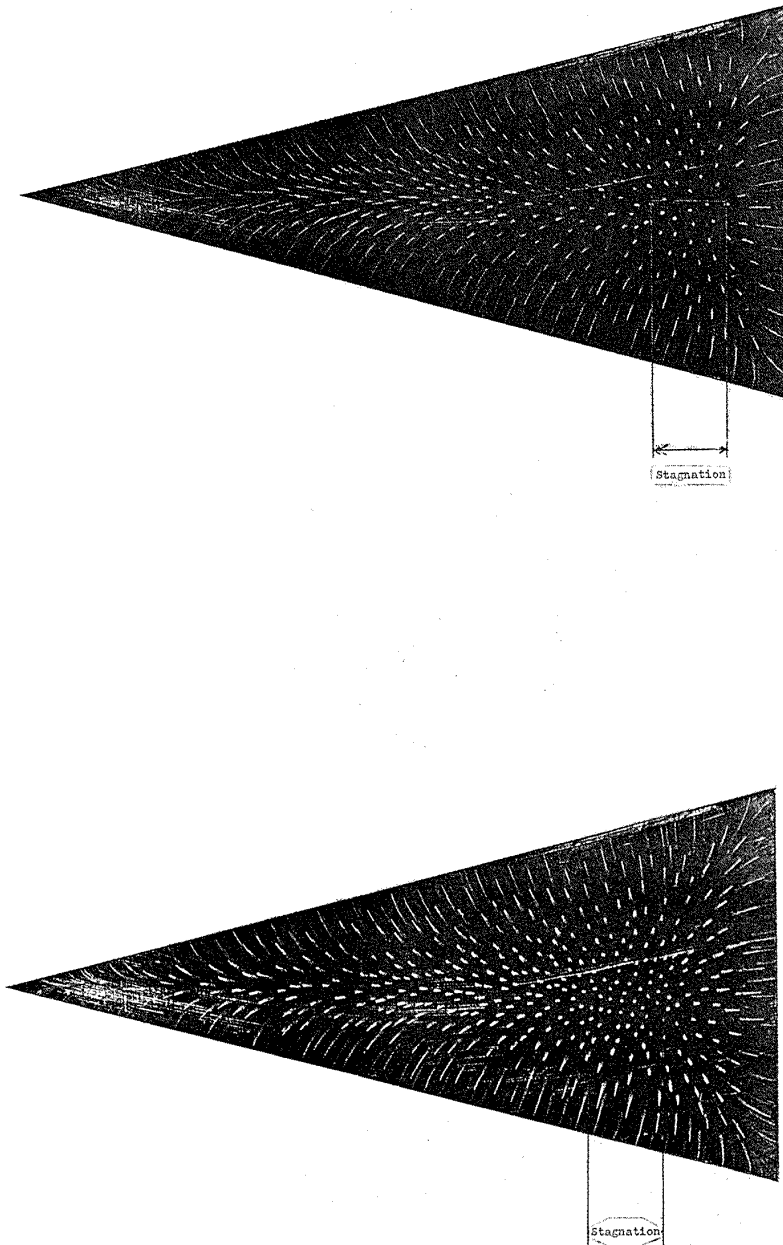
△型平頭物体オイルストリーク  
 $M_{\infty} = 2.0, \alpha = -5^{\circ}$



付図 10 (1)

△型平頭物体オイルストリーク  
 $M_{\infty} = 2.0, \alpha = -10^{\circ}$





付図 10(4)

△型平頭物体オイルストリーク  
 $M_\infty = 2.0, \alpha = 5^\circ$

付図 10(5)

△型平頭物体オイルストリーク  
 $M_\infty = 2.0, \alpha = 10^\circ$

---

## 航空宇宙技術研究所資料349号

昭和53年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)

---

