

UDC 533.695.0115:  
533.696.3

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-190

超音速における鈍い物体の干渉

谷 喬・河本 巖・榊原盛三

野田順一・近藤次郎

1970 年 2 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 超音速における鈍い物体の干渉\*

谷 喬\*\*・河本 巖\*\*・榊原 盛三\*\*  
野田 順一\*\*・近藤 次郎\*\*\*

## Interaction of Blunt Bodies in Supersonic Flow

By Takashi TANI, Iwao KAWAMOTO, Seizo SAKAKIBARA,  
Junichi NODA and Jiro KONDO

The interaction of two blunt bodies placed in a uniform supersonic flow was investigated experimentally and analytically. From schlieren observation and surface pressure distribution measurement, it is found that the simple estimation given by Newtonian theory cannot be applicable to a strongly-interacting flow field.

When the interaction is so strong that the two bodies are covered with single convex shock wave, it is possible to apply an incompressible potential flow approximation. For moderate distance between two bodies, a nearly normal shock wave appears in front of the bodies. A simple estimation based on the continuity condition can be applied for this case.

However, for the most interesting phenomena with partly concave shock wave, these approximations are not applicable. For these cases we introduced lemniscate coordinates, and extended Van Dyke's numerical computation for this coordinate system. We obtained an example of the flow field around two bodies with partly concave shock wave.

### 1. ま え が き

超音速流の中におかれた先端の鈍い物体の前面には、物体と離れて強い衝撃波があらわれる。このような流れを理論的に扱うことは、衝撃波の後の流れとして、遷音速回転流を扱わねばならない。物体が与えられたときは、問題をといてはじめて他方の境界条件である離脱衝撃波が定まるという困難がある。過去に多くの解法が提案されているが<sup>1)~4)</sup>、解かれた例は球や円柱等限られた形についてであり、より広い問題に適用できることの保証は明らかでない。ただ近年、まず衝撃波の形を与えてこれを初期条件とし、流れを下流に解いてゆき逆に物体の形をきめる方法が Van Dyke 等によって開発され<sup>5)</sup>、電子計算機の発達に伴

って多くの計算がなされつつある<sup>6)~8)</sup>。しかしそれらの計算例もやはり限られた形状についてのものが大部分であって、仮定される衝撃波の形状としても二次曲線（軸対称流のときは回転二次曲面）で近似されることが多いようである。これは一つには衝撃波の形が物体形状の変化によってあまり影響をうけないためであり、経験的に多くの場合二次曲線（特に放物線）がよい近似を与えるようである。極端な場合、物体が前方に凹な形を持っていても、衝撃波の方は通常に近い凸な形であられるものである。しかし離脱衝撃波をふくむ流れを検討し、輻射を考えた場合熱的に好ましい形の衝撃波を得る目的のためにも、このような通常の形状と著しく異なる衝撃波の生ずる場合を研究することも必要と思われる。

この論文においては、従来扱われてきた離脱衝撃波を伴う流れと極端に異なる一例として、前方に凹な衝撃波をもつ流れを、二つの鈍い物体の干渉により実現させ、これについて実験および理論的考察を行なった結果について報告する。このような複数物体の干渉問題は、マッハ2における二次元円柱について河村ほかによって扱われたことがあるが<sup>9)</sup>、今回はより広いマッハ数範囲についての実験を行なうとともに、過去に

\* 昭和44年11月10日受付

この論文は2人の著者の連名で第12回国際応用力学連合会議において報告された：

J. Kondo and T. Tani; Interaction of Blunt Bodies in Supersonic Flow, 12th International Congress of Applied Mechanics, Aug. 31, 1968 Stanford Univ. California, U. S. A.

\*\* 空気力学第二部

\*\*\* 東京大学工学部航空学科

提案された計算法のいくつかをこの場合に適用してみた。特に Van Dyke ほかにによる衝撃波を二次曲線で近似する逆解法の拡張として、前方に凹な衝撃波を四次曲線で近似し、またこれに対応するレムニスケート座標系を導入して数値計算を行なった結果、このような複雑な流れの解析が可能なることを見出した。また二物体の間がノズルを形成し、これがチョークしている場合、簡単な流量の連続の条件による解析も試みてみた。これらの考察によりある程度この複雑な現象が説明できたと思う。

## 2. 記 号

- $a$ : 円柱（または球）の半径
- $b$ : 二円柱（または二球）の中心間の距離
- $D$ : 円柱（または球）の直径
- $L$ : 二円柱（または二球）間のスロート部の幅  
 $L = b - 2a$
- $L_0$ : スロート部がチョークの限界にあるときの  $L$  の値
- $l$ : 有限長円柱の長さ
- $M$ : マッハ数
- $M_\infty$ : 衝撃波上流の一般流マッハ数
- $M_2$ : 衝撃波直後のマッハ数
- $\alpha, \beta$ : 一般曲線座標系
- $\Delta$ : 衝撃波離脱距離
- $\Delta_0$ : 単独円柱（または球）に対する離脱距離
- $\Delta_1$ : 二円柱（または二球）の、各円柱前面における離脱距離（図 1 参照）
- $\Delta_2$ : 二円柱（または二球）の場合、対称軸上における離脱距離（図 1 参照）

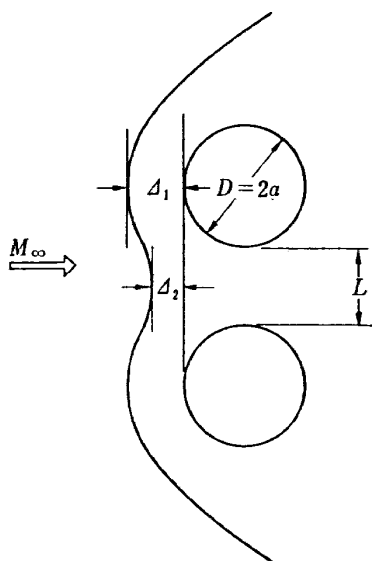


図 1

- $\delta$ : 衝撃波を通過した流れの偏角
- $\lambda$ : 衝撃波の対称軸上における曲率
- $\theta$ : 衝撃波と主流方向とのなす角
- $\rho$ : 密度
- $\psi$ : 流れ関数
- $\xi, \eta$ : レムニスケート座標系

## 3. 実験装置

### 3.1 風 洞

実験を行なった風洞は、航空宇宙技術研究所の 1m × 1m 吹出し超音速風洞であって、マッハ数は可撓ノズルによって 1.4~4.0 の間に任意に設定できる。風洞については航技研報告<sup>10)</sup>に述べられている。

### 3.2 模 型

模型は 2 個の球、または円柱を、その間の間隔を種々に変えながら実験しようように計画された。ただし間隔の変更は風洞停止時に行なうものである。模型の大きさはおもに支持部の強度から制約を受け、各直径 2 インチ (50.8mm) のものとし、また円柱の長さは 80mm、および 150mm のものを用意した。この長さは厳密な二次元流を得るには不十分であるが、技術的にやむをえないものであった。また円柱模型については、圧力分布測定のため中央断面付近に 17 個の圧力孔が設けられている。模型の概要は図 2 に示す。なおいずれの場合も実験は二物体の中心をむすぶ線、および円柱の軸が主流の方向と垂直になるように設置され、流れは上下に対称な形となるものである。

### 3.3 実 験

実験はマッハ数 1.5, 2.0, 2.5, 3.0 について行なわれた。二球または二円柱間の距離  $L$  は 0, 0.4D, 0.8D, 1.2D, 1.6D 等と変化させて試験したが、マッハ数との組み合わせについては、すべての場合を行なったものではない。測定はシュリーレン写真撮影による、流れの場の観察と、マノメータによる圧力分布測定（円柱についてのみ）であり、別に天秤による抗力測定も一部行なったが、支持法に問題がありデータを得るにいたらなかった。なお、実験のレイノルズ数は模型直径を基準として約  $2.0 \sim 4.0 \times 10^6$  であった。

## 4. 実験結果

### 4.1 流れ場の状況

シュリーレン写真の例を図 3 に示している。3.a は球を単独に超音速流中においた場合であって、衝撃波の形状、離脱距離等多くの文献のものと一致している。次に第二の球を十分離しておくと、下流に衝撃

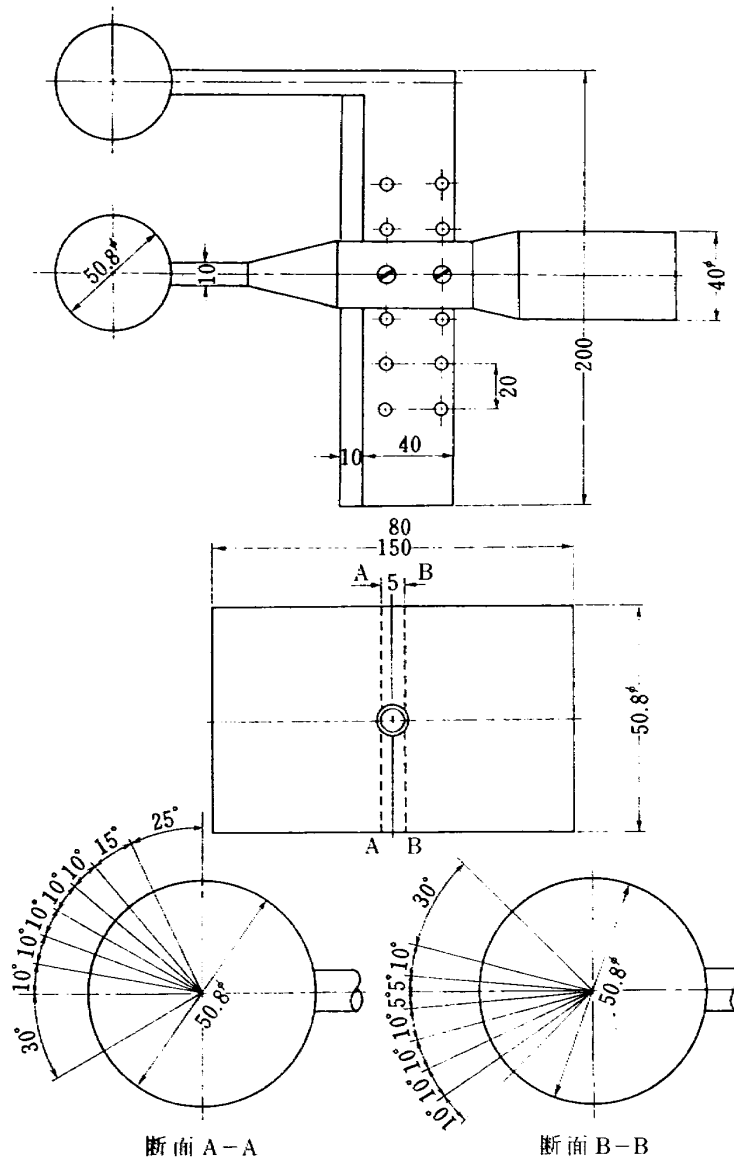


図 2 実 験 装 置

波の干渉がおこる。この場合干渉が球から十分離れて  
 いるときは、弱い衝撃波相互の干渉となって、その影  
 響はほとんど球の付近には及ばない。しかし二球間の  
 距離 $L$ を次第に近づけると、強い衝撃波間の干渉とな  
 って、マッハ・コンフィギュレーションを作って中央  
 に直立衝撃波が現われ、その後に亜音速領域とそれを  
 境する不連続面がみとめられるようになる(3.b)。し  
 かし二球の間にはまだ超音速の領域があり、個々の球  
 の前面離脱距離 $\Delta_1$ にはほとんど影響があらわれてい  
 ない。二球間の距離をさらに近づけると、マッハコン  
 フィギュレーションは消えて二つの球を包む単一の衝  
 撃波となり、その中央部に凹の部分が現われる(3.c)。  
 衝撃波の後は一つづきの亜音速領域とみられ、離脱距  
 離 $\Delta_1$ は単独球の値より増大してくる。二球間の距離  
 をさらに近づけると、衝撃波の凹部は次第に減り、ほ  
 ぼ垂直な状態からついに通常の物体にみられる、前に

凸な衝撃波の形に移行する(3.d)。

このような干渉の効果は、一般にマッハ数 $M_\infty$ が  
 増すときに減少する傾向にあり、ある程度距離を近づ  
 けても衝撃波だけが干渉して、球の前面に影響の及ば  
 ない場合が多い(3.e)。また二球を完全に接触させて  
 も、マッハ数2以上の場合には凸な衝撃波は得られ  
 ず、凹な衝撃波の状態に止まった(3.f)。

このようにある状態で前方に凹な衝撃波の生ずること  
 が二物体干渉の特徴であり、これは単独物体ではそれ  
 自身が前方に凹な形をもっていなくても得られない。こ  
 のことは凹の衝撃波を生ずる場合でも、二球の間に障  
 害板(20×40 mm)をおいてスロート部をふさぐと  
 きは、凸の衝撃波に移行することからも推察される  
 (3.g)。

次に円柱の場合は、ごく小さいアスペクト比( $l =$   
 $1.5D$ )の場合でも、干渉の効果は球の場合に比しては

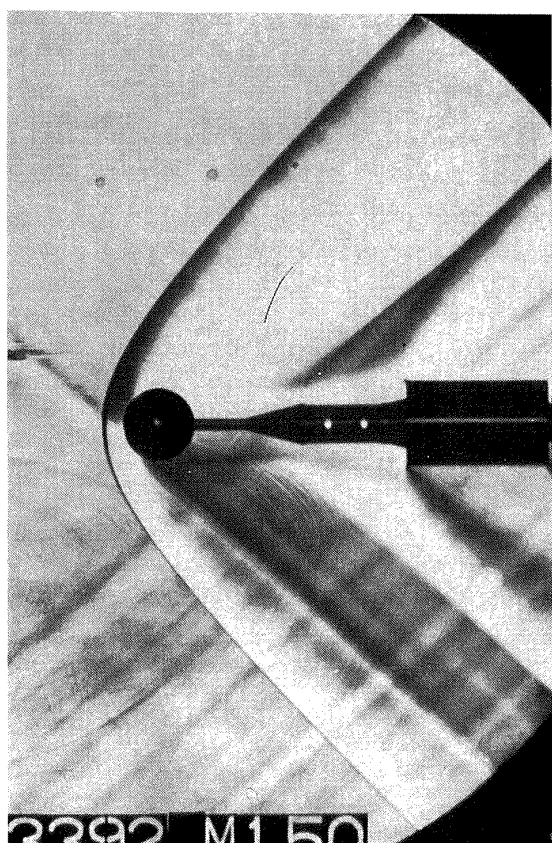
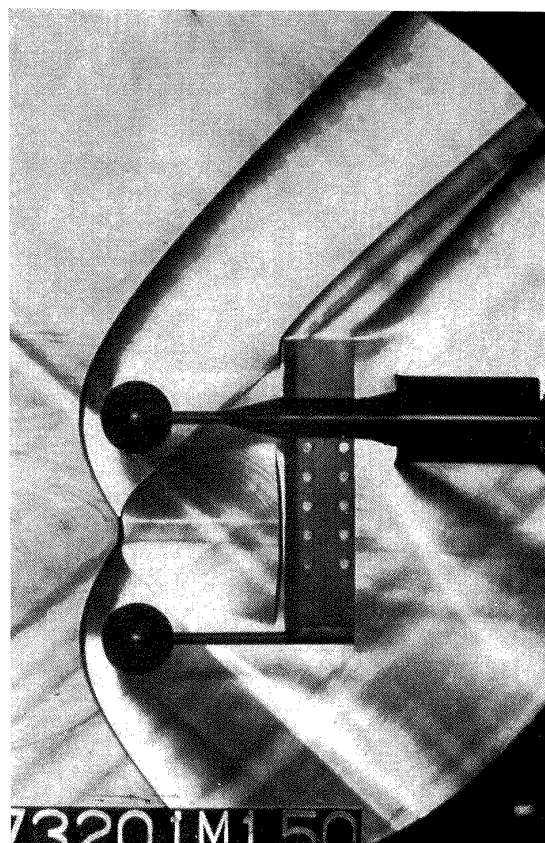
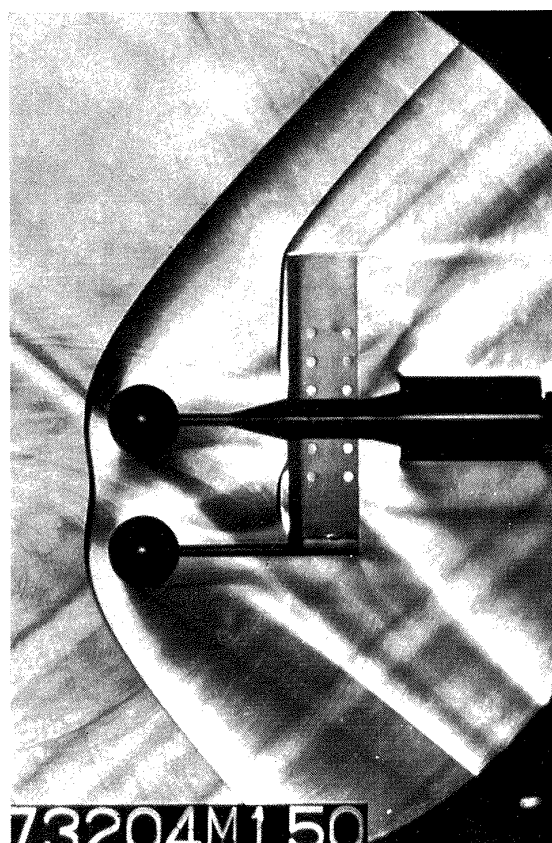
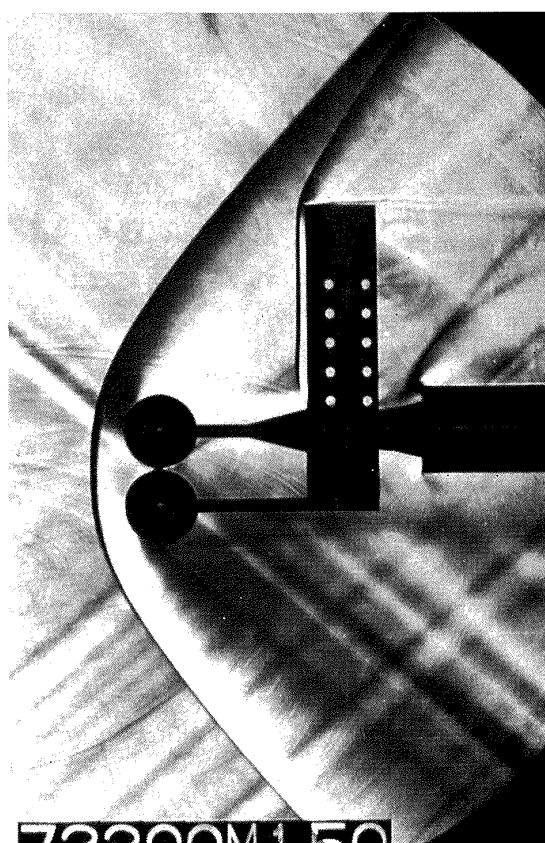
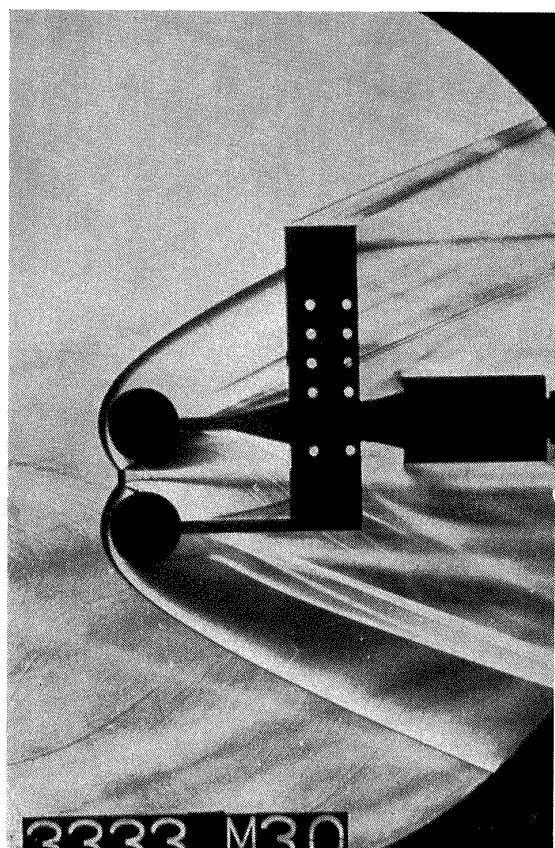
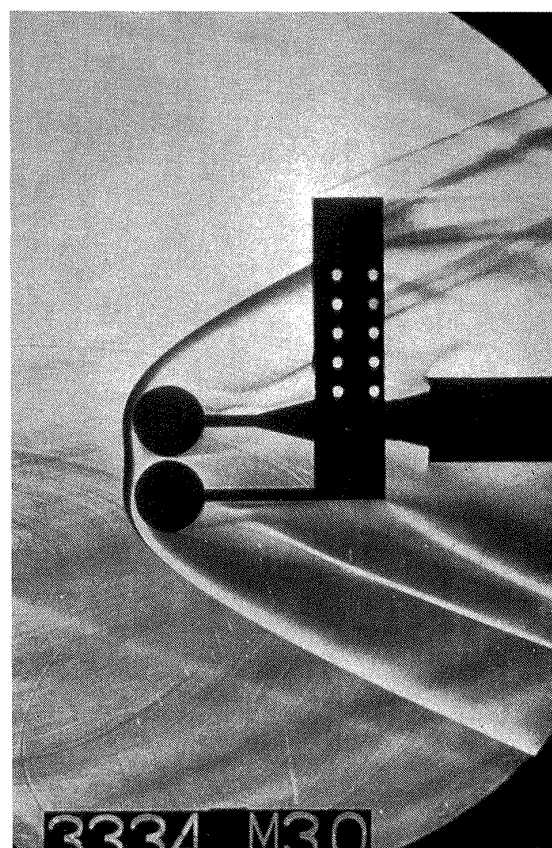
3 a 球単独,  $M_\infty=1.5$ 3 b 球,  $L=100$  mm,  $M_\infty=1.5$ 3 c 球,  $L=40$  mm,  $M_\infty=1.5$ 3 d 球,  $L=0$ ,  $M_\infty=1.5$ 

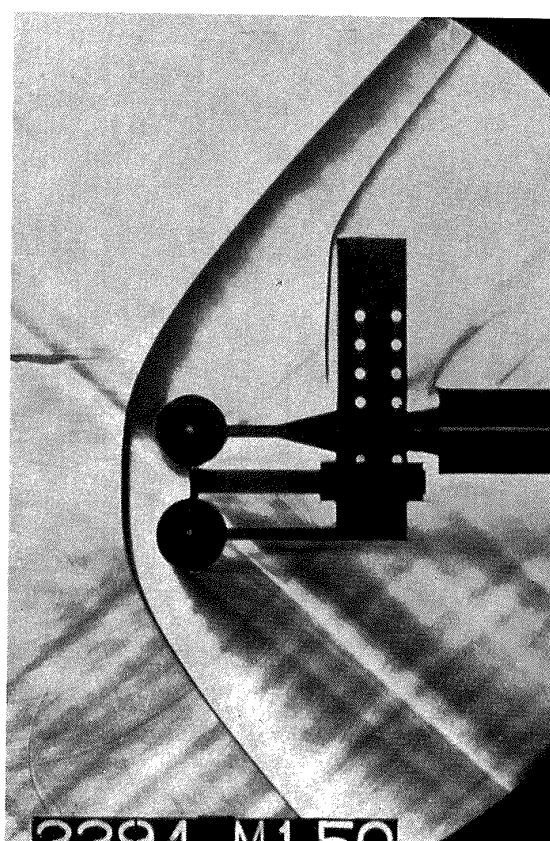
図 3 (その 1)



3 e 球,  $L=20$  mm,  $M_\infty=3.0$



3 f 球,  $L=0$ ,  $M_\infty=3.0$



3 g 球,  $L=20$  mm,  $M_\infty=1.5$ , 障害板つき

図 3 (その 2)

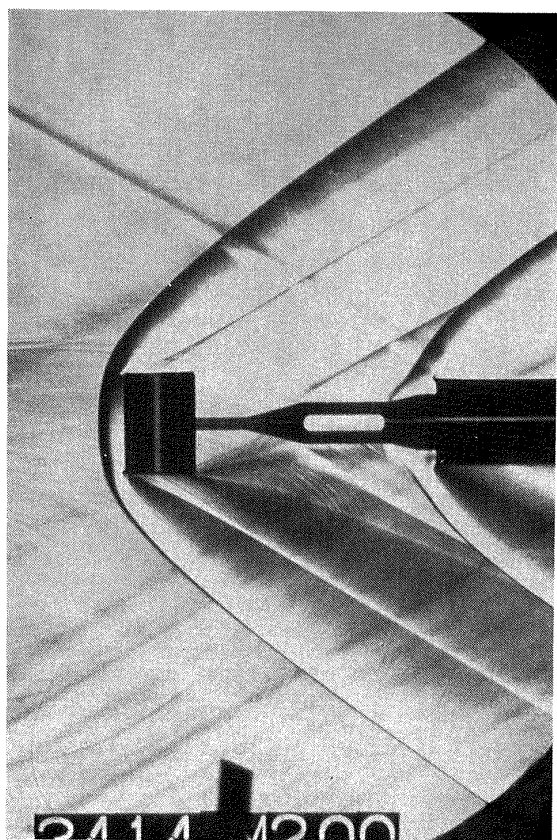
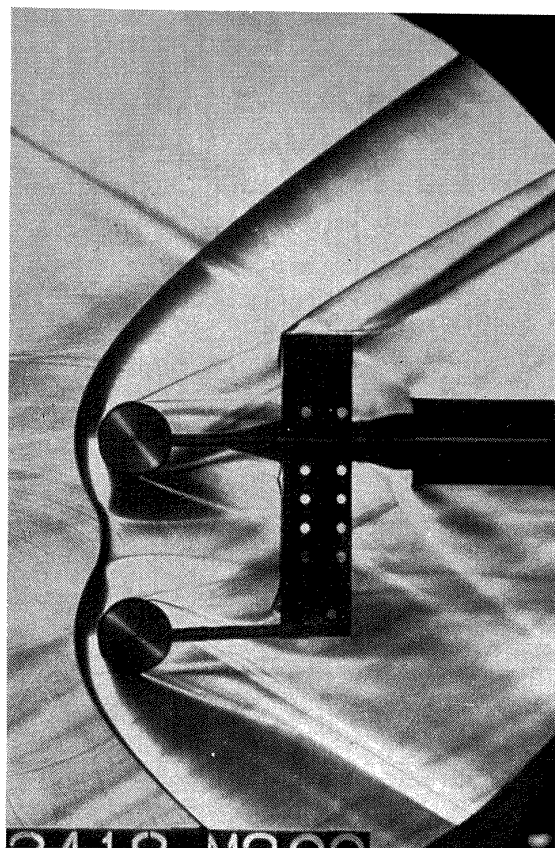
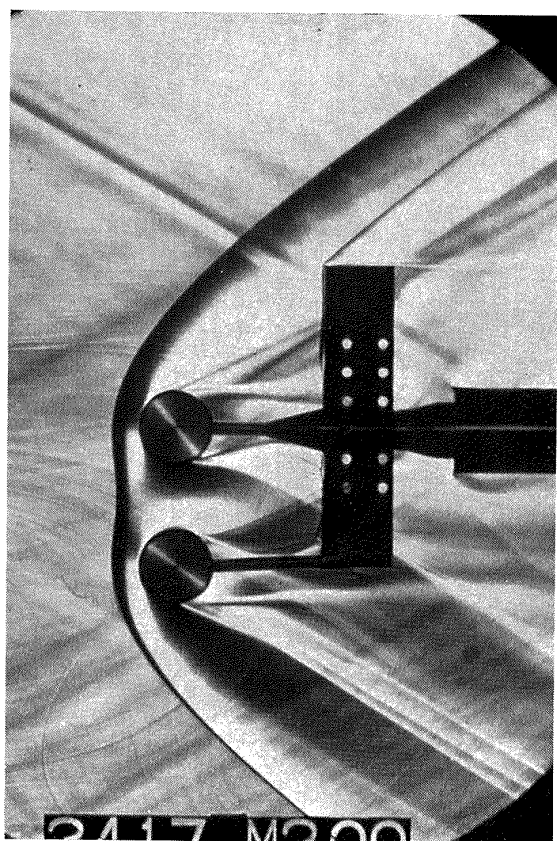
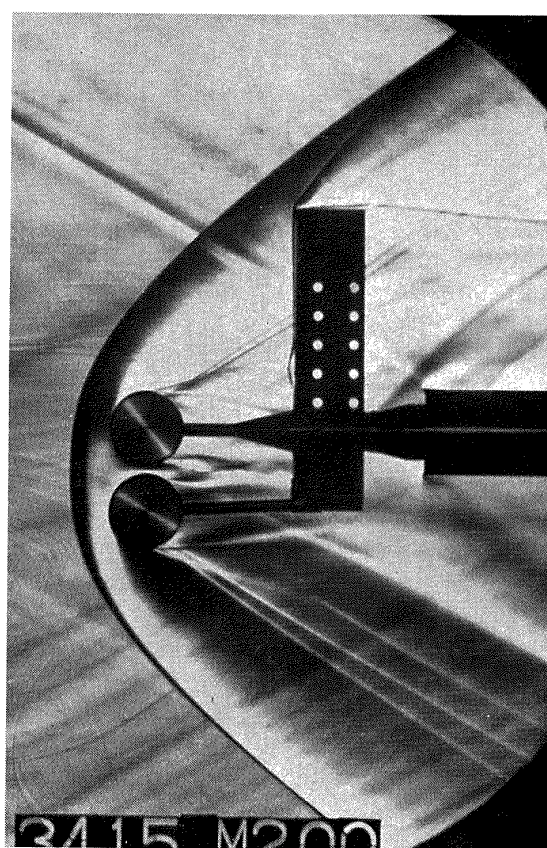
3 h 円柱 ( $l=1.5D$ ),  $M_\infty=2.0$ 3 i 円柱 ( $l=1.5D$ ),  $L=80$  mm,  $M_\infty=2.0$ 3 j 円柱 ( $l=1.5D$ ),  $L=40$  mm,  $M_\infty=2.0$ 3 k 円柱 ( $l=1.5D$ ),  $L=0$ ,  $M_\infty=2.0$ 

図 3 (その 3)

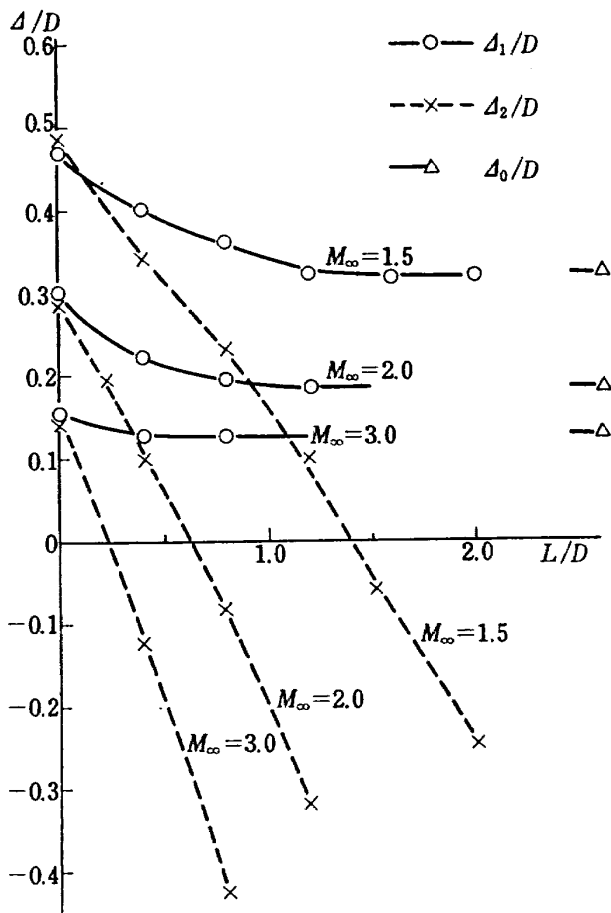


図 4.a 2 球に対する衝撃波離脱距離  
 $\Delta_1$ : 球前方,  $\Delta_2$ : 対称軸上 (図 1 参照)

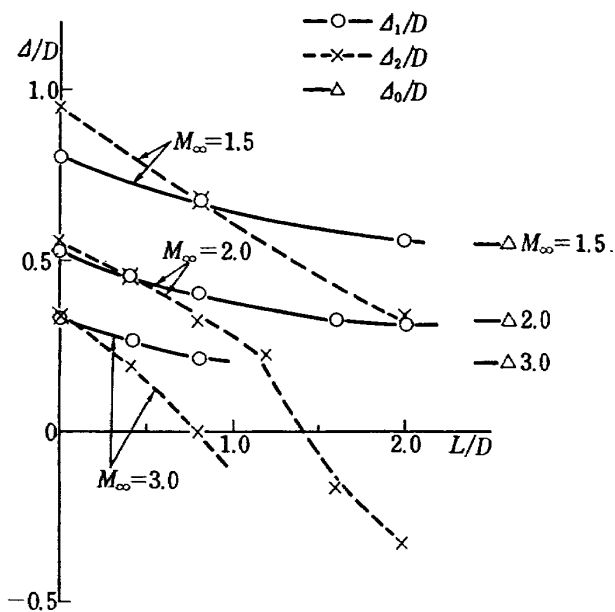


図 4.b 2 円柱に対する衝撃波の離脱距離  
( $l=1.5D$ )

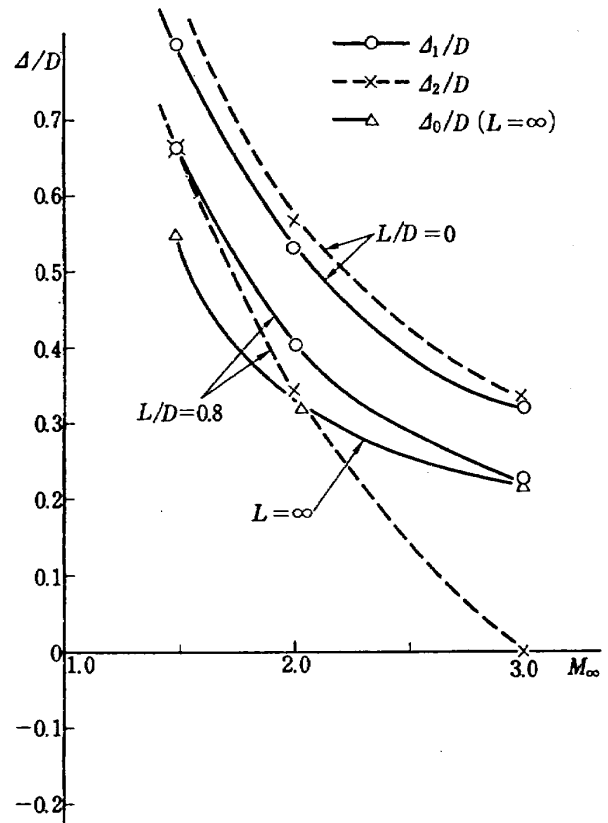


図 4.c 2 円柱に対する衝撃波の離脱距離  
( $l=1.5D$ )

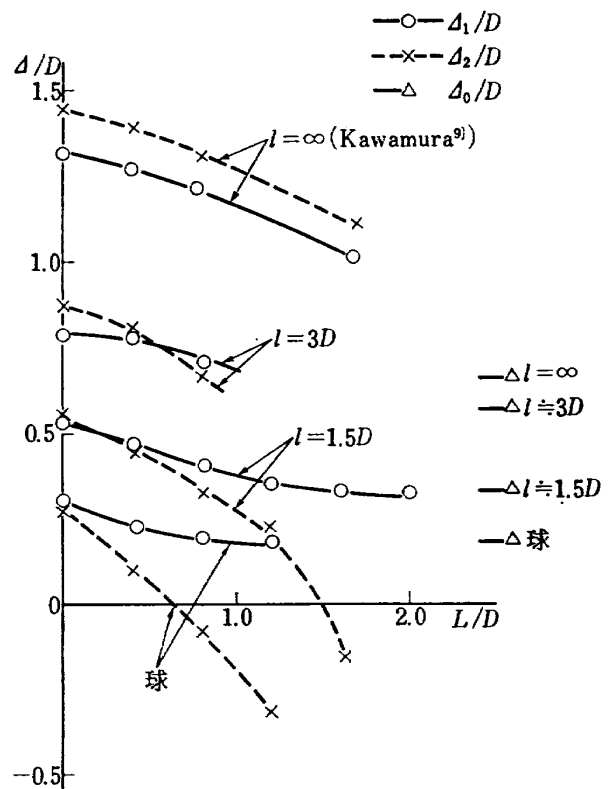


図 4.d 離脱距離に対する円柱長さの影響  
( $M_\infty=2$  の場合)

るかに強くあらわれる。この程度の円柱では、単独の場合の衝撃波離脱距離は完全な二次元流の場合に比べはるかに小さい値となる(3.h)が、ある程度高いマッハ数で、間隔を開いても強い干渉が認められ(3.i)、距離を近づけると二円柱の間は一つのノズルを形成し、ここで流れがチョークしていることが観察される(3.j)。さらに距離を近づけると完全な凸の衝撃波があらわれる(3.k)。これらの傾向はアスペクト比を増すと一層顕著であり、離脱距離も増加の傾向を示す。

#### 4.2 離脱距離の測定

得られた写真より、離脱距離を測定した結果を図4にまとめている。(4.a)には球についての離脱距離として、球の前方の値  $\Delta_1$  と、対称軸上の値  $\Delta_2$  とを球間距離  $L$  に対して示している。 $\Delta_2$  が  $\Delta_1$  より大きい所は凸な衝撃波であり、逆の場合は凹な衝撃波である。球の場合、凸の衝撃波の現われるのは、われわれの実験範囲では  $M_\infty=1.5$ ,  $L=0$  のときに限られている。 $L$  が増すと共に  $\Delta_1$  の値は単独球に対する距離に近づくが、この傾向は  $M_\infty$  が大きいほど速やかである。 $\Delta_2$  の方はある程度  $L$  が増大すると負の値となり、図3にみたように凹の衝撃波から二つの独立した衝撃波の干渉へと移行するものである。

(4.b)には有限長の二円柱( $l=1.5D$ )について、同様の結果をまとめている。きわめて短い円柱であるが、球の場合にくらべて凸の衝撃波の範囲が広いことがわかる。また球にくらべて全体に離脱距離は増大している。

(4.c)には同じ結果をマッハ数  $M_\infty$  について整理

したものである。 $L$  の同じ値に対する離脱距離が、マッハ数の増加に対して減少することを示している。

(4.d)には円柱のアスペクト比の影響を、マッハ2において比較したものである。完全二次元流( $l=\infty$ )とみられる値は河村ほか<sup>9)</sup>の実験値である。長さの影響が顕著であることは明らかであり、また衝撃波の形も  $l=\infty$  については  $L=4D$  にいたってようやく凹の波形を得るのであるが、全体の傾向としては基本的には同じである。また比較のために球に対する結果も示している。

#### 4.3 円柱に対する圧力分布

円柱についての圧力分布の結果を図5に示す。まず単独円柱についての結果(5.a)をみると、この場合アスペクト比の影響はあまり現われていない。またマッハ数にもあまり関係なく、過去の文献に発表されている値(アスペクト比  $\infty$  の場合)に近い結果を示している。また実用上はニュートン流近似による推定値  $C_p/C_{p\max}=\cos^2\theta$  に近いものとみられ、よく言われるようにニュートン流近似がかなり低いマッハ数まで成立することを裏づけている。

しかし円柱間の距離を近づけて、衝撃波の形状に影響が出はじめると、圧力分布も円柱上で非対称となり、よどみ点は内側へ移行する。この状況をマッハ数ごとにまとめて5.b~5.eに示す。これらの場合も試験した範囲では、圧力分布におよぼすアスペクト比の影響は、衝撃波形状に対するものに比して小さいと言いうるようである。なお最後に二円柱が完全に接触するときは、その前面の凹な所はほぼ死水に近い場とな

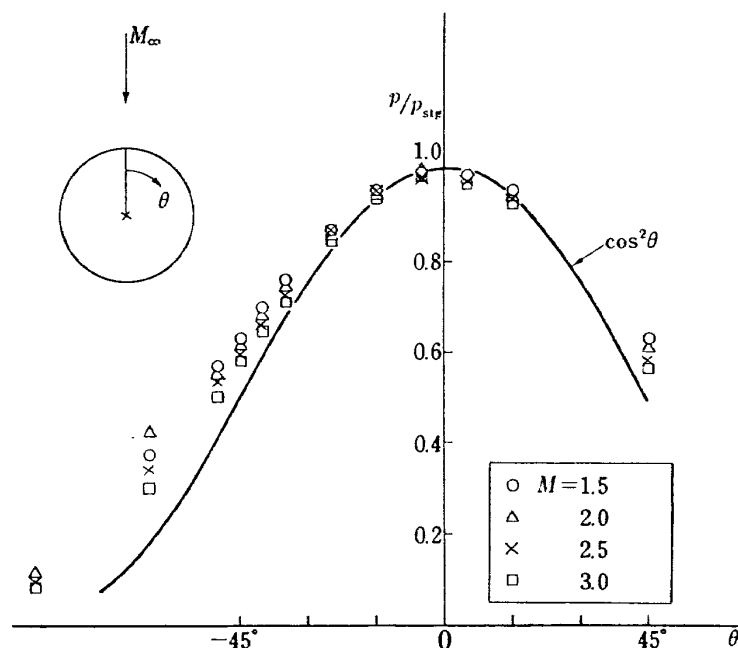


図 5.a 単独円柱の圧力分布 ( $l=3D$ )

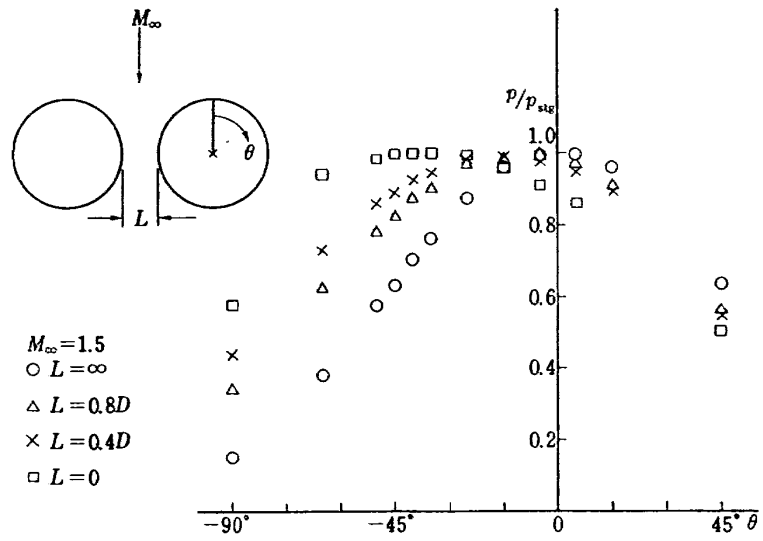


図 5.b  $M_\infty=1.5$  における二円柱上の圧力分布

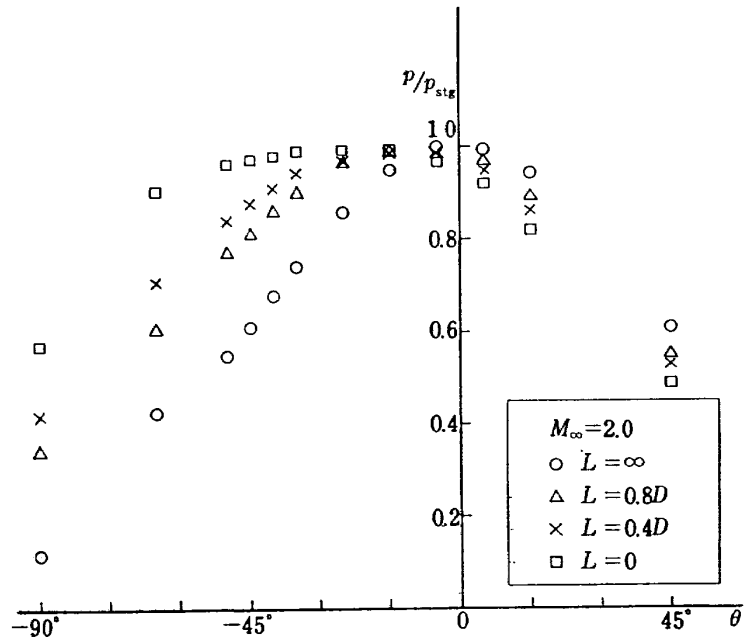
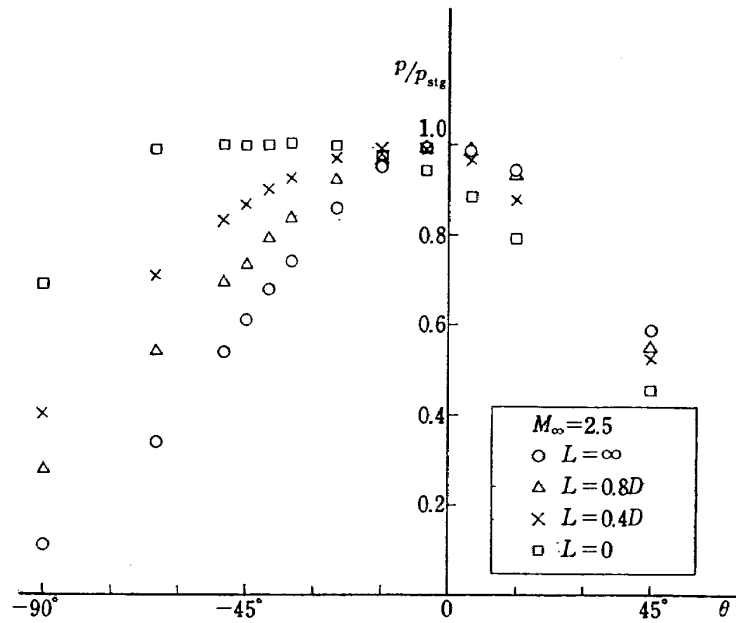
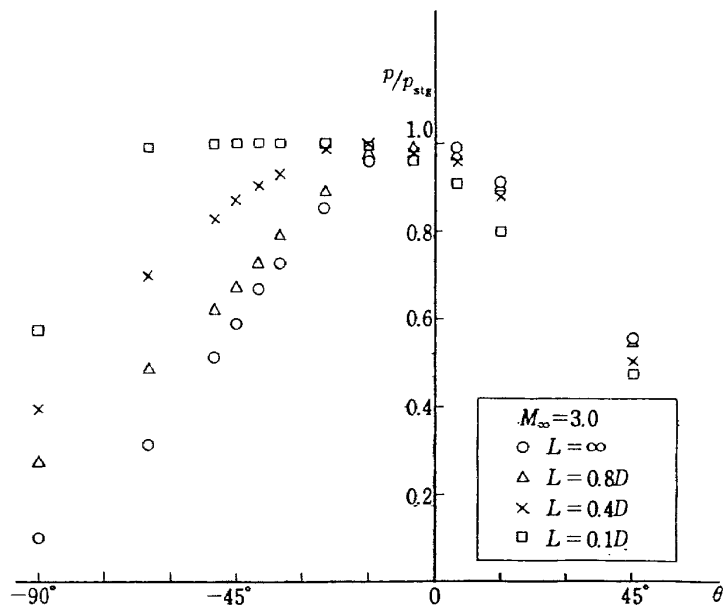


図 5.c  $M_\infty=2$  における二円柱上の圧力分布

図 5.d  $M_\infty=2.5$  における二円柱上の圧力分布図 5.e  $M_\infty=3.0$  における二円柱上の圧力分布

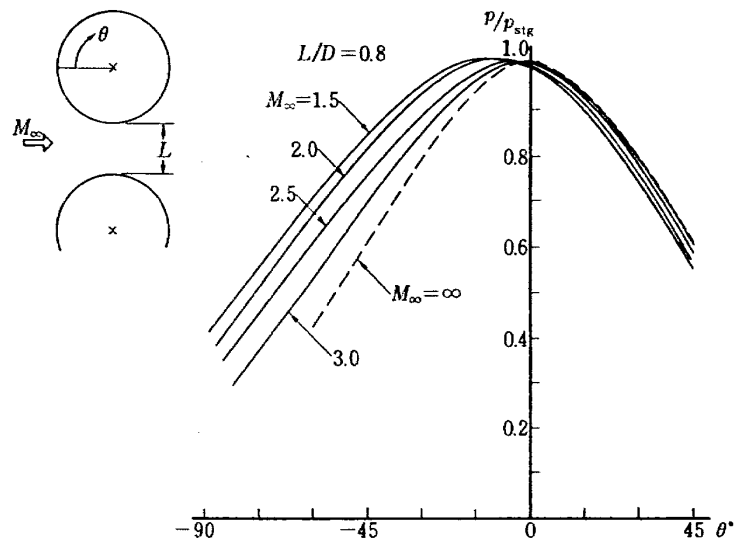


図 5.f 一定円柱間隔に対する圧力分布におよぼすマッハ数の影響

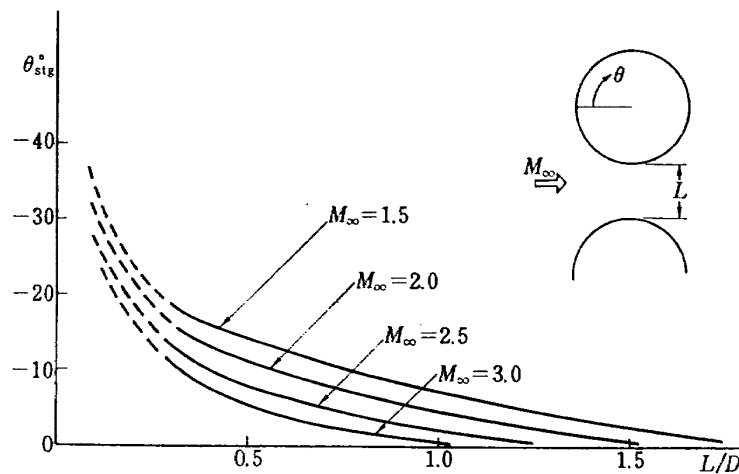


図 5.g よどみ点位置の変化

ることが予想されるが、この場合わずかの間げきが圧力分布、特によどみ点位置に著しい影響を与えるようである。われわれの実験においては、支持装置の剛性不足から、この範囲については厳密な測定ができなかった。

次に一定の円柱間距離  $L$  について、マッハ数の影響を比較すると (5.f) のような結果がえられる。当然マッハ数が高くなると干渉の効果が減ずることがわかるが、単独物体については成立したニュートン流近似による予想値とは、明らかに差が認められる。

最後によどみ点位置の変化をまとめた結果が (4.g) である。よどみ点の移動は  $L$  の小さい範囲では、上述のように精度よく求めることができなかったが、測定された範囲ではほぼ矛盾のない結果を示している。

以上の結果からみると、鈍い物体においても干渉が起こるときは、その圧力分布は単独物体について成立したニュートン流近似による推定値と、全く異なる値

となることがわかった。

## 5. 理論計算

### 5.1 流れの場の概況

前節にのべたように、二つの鈍い物体が超音速流中で干渉するときは、前方に現われる衝撃波も、物体上の圧力分布も、通常の単独物体の場合と著しく異なるものであることがわかった。このような流れに対する理論解析は過去にはほとんど行なわれておらず、また多くの文献にみられる単独物体に対する解法を直接適用することにも種々の困難がある。たとえば前節に述べたように、圧力分布に対して常に用いられるニュートン流による近似も適用できない。

以下本節で考える場合は、あまり興味のない弱い干渉の場合を除き、物体間の距離がかなり近く、その間の流れがチョークしており、前方の衝撃波は一つづきの強い衝撃波となっているような、強い干渉の場合を

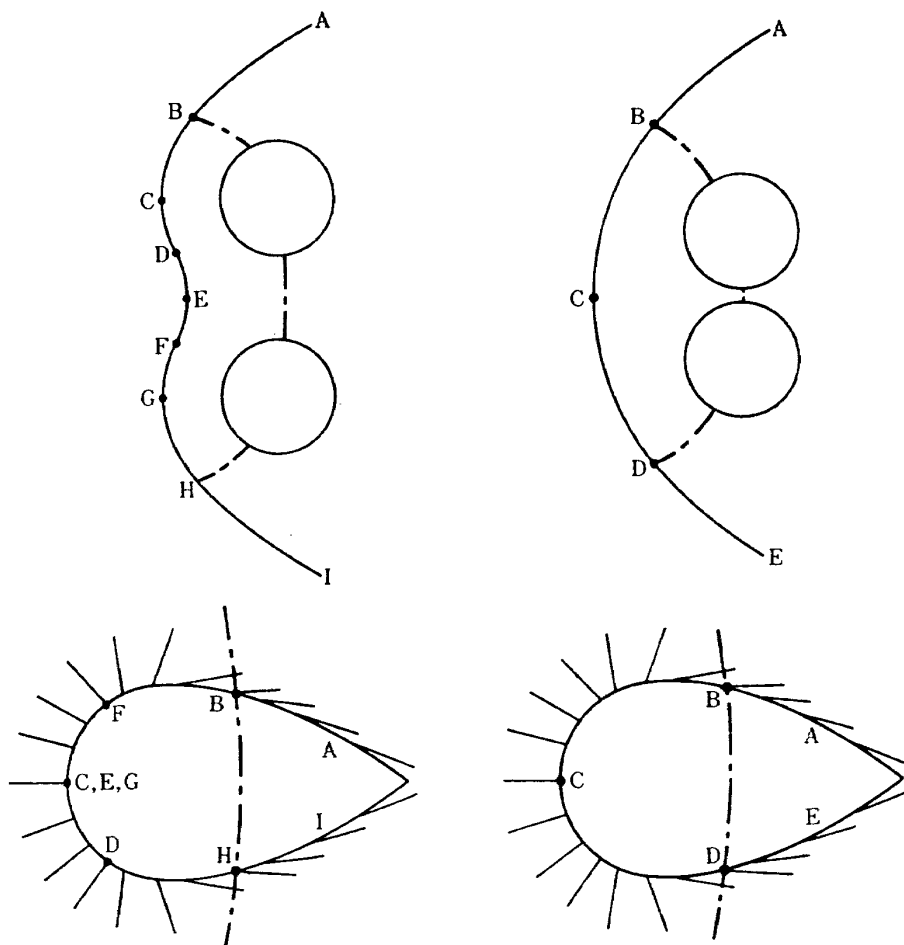


図 6

考えることとする。特に前方の衝撃波に凹の部分と凸の部分とがある場合には、その後の流れは衝撃波理論から導かれるように、凹部の後の加速流と凸部の後の減速流とが併存し、衝撃波の変曲点 (D, F) は hodograph 面上の特異点となっている(図 6)<sup>11)</sup>。また二物体が一層接近して前方の衝撃波が凸な形の場合には、一応衝撃波の直後は全部減速流であるが、対称軸上の流れを考えると一度減速した後再び増速され、物体間で音速に達するはずであるから流れの構造は必ずしも簡単ではない。

本節では過去に発表された離脱衝撃波をふくむ流れに対する解法のいくつかを、現在の問題に応用することを試みてみた。なお以下に考える場合は、多くは完全二次元流として解析を進めることとする。

## 5.2 非圧縮ポテンシャル流による近似

単独物体、特に球、円柱等に対する衝撃波の計算として、最初に考えられ、また成果のあった方法は、衝撃波の後の流れを非圧縮流と考えて解き、これと衝撃波の条件からその位置をきめる方法である。この場合も、最も簡単な非圧縮ポテンシャル流による近似から温度の影響、圧縮性の影響を考慮に入れたものまで、

種々の解法が提案されている。

以下には最も簡単な場合として、二次元非圧縮ポテンシャル流の解を二円柱に対して求めてみた。この問題は複葉翼の解法として研究され、特に楕円関数を用いる厳密な解が求められているが<sup>12)</sup>、以下には計算の容易な鏡像の方法による近似解を求めてみる。

いま半径  $a$  の二つの円柱を考える前に、まず基礎となる一円柱に対する解はよく知られたように複素ポテンシャルの形で次のように与えられる：

$$w = Uz + \frac{Ua^2}{z} \quad (2.1)$$

最初下の円柱の中心を原点にとり、また二円柱の中心間の距離を  $L$  とするとき、

$$b = 2a + L = D + L$$

であるが、鏡像の原理を用いて循環のないときの二円柱まわりの非圧縮流の解は次のようにあたえられる：

$$w = Uz + \frac{Ua^2}{z} + \frac{Ua^2}{z - ib} + Ua^2 \frac{a^2}{b^2} \frac{1}{z - ia^2/b} + Ua^2 \frac{a^2}{b^2} \frac{1}{z - i(b - a^2/b)} + \dots \quad (2.2)$$

速度ポテンシャルについては

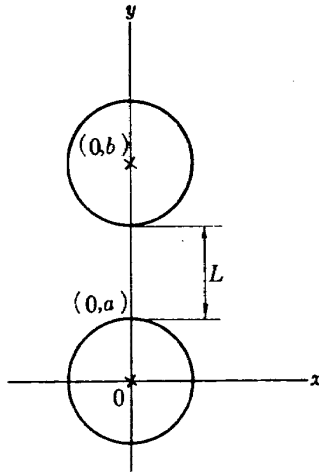


図 7

$$\begin{aligned} \phi = & Ux + \frac{Ua^2x}{x^2+y^2} + \frac{Ua^2x}{x^2+(y-b)^2} \\ & + \frac{Ua^4x}{a^4-2a^2by+b^2(x^2+y^2)} \\ & + \frac{Ua^2x}{a^4-2a^2b(y-b)+b^2\{x^2+(y-b)^2\}} \\ & + \dots \end{aligned} \quad (2.3)$$

となる。ここで座標軸の原点を二円柱の中心にうつし、速度成分を求めると、 $b$  が  $a$  に比して大きいときは近似的に最初の 3 項から、

$$\begin{aligned} \phi_x = & U + 2Ua^2 \frac{b^2/4 - x^2}{(x^2+b^2/4)^2} \\ & + 6Ua^2y^2 \frac{x^4 - 6x^2b^2/4 + b^4/16}{(x^2+b^2/4)^2} + \dots \\ \phi_y = & -Ua^2 \frac{4x(x^2 - 3b^2/4)y}{(x^2+b^2/4)^3} + \dots \end{aligned} \quad (2.4)$$

循環を考えるとこれは

$$\phi_c = \frac{C}{2\pi} \left\{ \tan^{-1} \frac{x}{y + \sqrt{b^2/4 - a^2}} - \tan^{-1} \frac{x}{y - \sqrt{b^2/4 - a^2}} \right\} \quad (2.5)$$

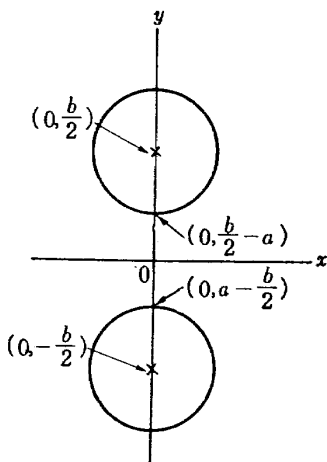


図 8

を加える。このとき  $y=0$  付近で

$$\begin{aligned} \phi_{cx} = & \frac{C}{2\pi} \left[ \frac{2\sqrt{b^2/4 - a^2}}{x^2 + b^2/4 - a^2} + \frac{2(b^2/4 - a^2)^{3/2}}{(x^2 + b^2/4 - a^2)^3} y^2 + \dots \right] \\ \phi_{cy} = & \frac{C}{2\pi} \frac{4\sqrt{b^2/4 - a^2}}{(x^2 + b^2/4 - a^2)^2} xy + \dots \end{aligned} \quad (2.6)$$

のようになる。この解は (2.4) でみたまわっている境界条件をみだすことはない。

次に衝撃波直後の条件を導入するために、衝撃波の形を対称軸付近で

$$x + \Delta = \lambda y^2 + O(y^4)$$

とあたえる。公式により衝撃波直後の流れの方向  $\delta$  とマッハ数  $M_2$  は

$$\begin{aligned} \cot \delta = & \tan \theta \left[ \frac{(\gamma+1)M_\infty^2}{2(M_\infty^2 \sin^2 \theta - 1)} - 1 \right] \\ M_2^2 = & \frac{(\gamma+1)^2 M_\infty^4 \sin^2 \theta - 4(M_\infty^2 \sin^2 \theta - 1)(\gamma M_\infty^2 \sin^2 \theta + 1)}{[2\gamma M_\infty^2 \sin^2 \theta - (\gamma-1)][(\gamma-1)M_\infty^2 \sin^2 \theta + 2]} \end{aligned} \quad (2.7)$$

であたえられる。 $\gamma=1.4$  とおき、さらに

$$\tan \theta = dy/dx = 1/2 \lambda y$$

を用いて書きなおすと

$$\tan \delta = \frac{10\lambda y}{M_\infty^2 + 5} (M_\infty^2 - 1) \quad (2.8)$$

$$M_2^2 = \frac{1}{7} + \frac{5}{7M_\infty^2} + \frac{20}{M_\infty^2 + 2} \lambda^2 y^2 \quad (2.9)$$

となる。一方衝撃波の後の変化は断熱変化であり、二円柱間のスロート部の音速  $a^*$  を用いると  $M_2$  は

$$\begin{aligned} M_2^2 = & \frac{5}{6} \frac{u^2 + v^2}{a^{*2}} \left[ 1 - \frac{1}{6} \frac{u^2 + v^2}{a^{*2}} \right]^{-1} \\ = & \frac{5}{6} \frac{u^2 + v^2}{a^{*2}} + \frac{5}{36} \frac{(u^2 + v^2)^2}{a^{*4}} + \dots \end{aligned} \quad (2.10)$$

のようにあらわされ、また

$$\tan \delta = v/u \quad (2.11)$$

である。これらよりポテンシャル流の解と衝撃波条件を組合わせて、対称軸付近で次の関係が得られる：

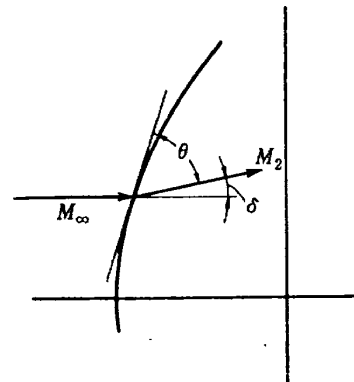


図 9

$$\frac{1}{7} + \frac{5}{7M_\infty^2} = \frac{6}{5} \frac{1}{a^{*2}} \left( U^2 + 4U^2 a^2 \frac{b/4 - x^2}{(x^2 + b^2/4)^2} \right) + \dots \quad (2.12)$$

$$\frac{10\lambda}{M_\infty^2 + 5} (M_\infty^2 - 1)y = \frac{1}{U} \left( -Ua^2 \frac{4x(x^2 - 3b^2/4)y}{(x^2 + b^2/4)^3} + \dots \right) \quad (2.13)$$

これより第一近似としての  $x$ , すなわち離脱距離と, 衝撃波の曲率を求めることができる。まず (2.12) を変形して

$$\left\{ \frac{6}{5} \left( \frac{1}{7} + \frac{5}{7M_\infty^2} \right) \frac{a^{*2}}{U^2} - 1 \right\} \left( x^2 + \frac{b^2}{4} \right)^2 = 4 \left( \frac{b^2}{4} - x^2 \right) a^2$$

ここで左辺 { } 内を  $K$  とおけば,

$$K = \left\{ \frac{6}{5} \left( \frac{1}{7} + \frac{5}{7M_\infty^2} \right) \frac{a^{*2}}{U^2} - 1 \right\} \quad (2.14)$$

$$Kx^4 + \frac{K}{2} b^2 x^2 + 4x^2 + \frac{K}{16} b^4 - b^2 = 0$$

これより

$$x^2 = \frac{1}{2K} \left\{ - \left( \frac{Kb^2}{2} + 4 \right) \pm 4 \left( 1 + \frac{Kb^2}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \right\}$$

あるいは

$$\frac{x^2}{b^2} = - \left[ \frac{1}{4} + \frac{2}{Kb^2} \mp \frac{2}{Kb^2} \sqrt{1 + \frac{Kb^2}{2}} \right] \quad (2.15)$$

が求める結果である。一樣流のマッハ数  $M_\infty$  はパラメータ  $K$  の中に含まれている。パラメータ  $K$  の変化に対応する離脱距離  $x$  の値は図 10 に示したが, これによりあるパラメータの範囲では  $x$  (すなわち  $4_2$ ) が二つの値をとりうるということがわかる。

次に  $\lambda$  としては (2.13) より

$$x^2 > 0.75b^2 \text{ のとき } \lambda > 0 \text{ (前方に凸)}$$

$$x^2 < 0.75b^2 \text{ のとき } \lambda < 0 \text{ (前方に凹)}$$

という結果を得る。これから  $Kb^2/2 < 0$  の場合の二つ

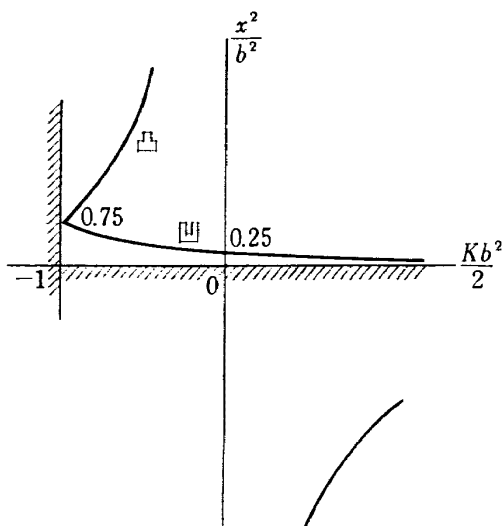


図 10

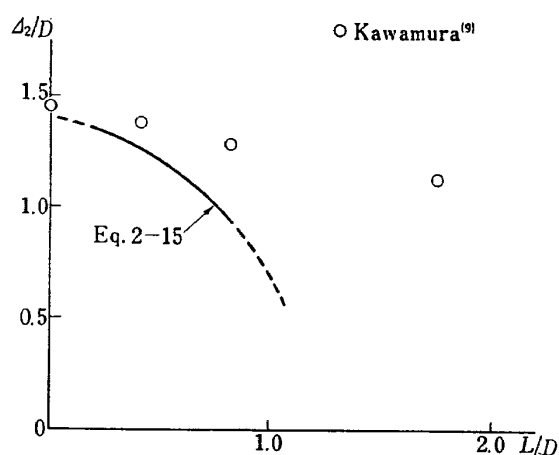


図 11 非圧縮ポテンシャル流による近似,  $M_\infty=2$  の場合

の解のうち, 離れた衝撃波は凸であり, 近いものは凹であることがわかる。厳密には  $\phi_x$  につき  $y^2$  の項まで考えると, 軸上で速度極小の条件が定まり, 解の存在はさらに制限されるがこれは現在の近似の限界をこえた議論であろう。

実際問題として実験値と数値的な比較を行なうためにはパラメータ  $K$ , すなわち  $a^*/U$  の値が必要である。しかしこの値は圧縮性の影響が著しく効く量であるから非圧縮ポテンシャル理論による結果をそのまま適用することは適当でない。ここでは単独円柱における非圧縮理論と実験値との比較から, 半実験的に  $a^*/U$  を求め, この値  $a^*/U=1.3$  が二円柱の場合にも成立すると仮定して計算した (図 11)。実験値は河村ほかによる結果を引用したが, これよりみれば二円柱間距離  $L$  が十分小さい範囲では, 数値的にもある程度妥当な値が得られている。しかし  $L$  が少し大きくなると, 非圧縮理論では二円柱相互の干渉は急速に減少し, 到底実験結果を説明するような値が得られない。実際にはこの場合二円柱の間は音速となるから, 当然遷音速理論を用いる必要があるだろう。しかしこのような二物体に対する遷音速の流れの解かれた例はまだ見ていないし, それ自体興味ある研究問題ではあるが今回はこれを扱う余裕がなかった。

なお非圧縮ポテンシャル流としては二球の場合を扱うことも可能であるが, われわれの実験では二球の前に単独の凸な衝撃波が得られる場合はほとんどなかったので, 円柱の結果からみて予想される精度を考えこの解析は省略した。

### 5.3 連続の条件による一次元的考察

前節の非圧縮流近似による解析は,  $L$  のごく小さい範囲にしか適用できないことがわかった。シュリーレン写真よりみると, これより  $L$  が大きくなると, あ

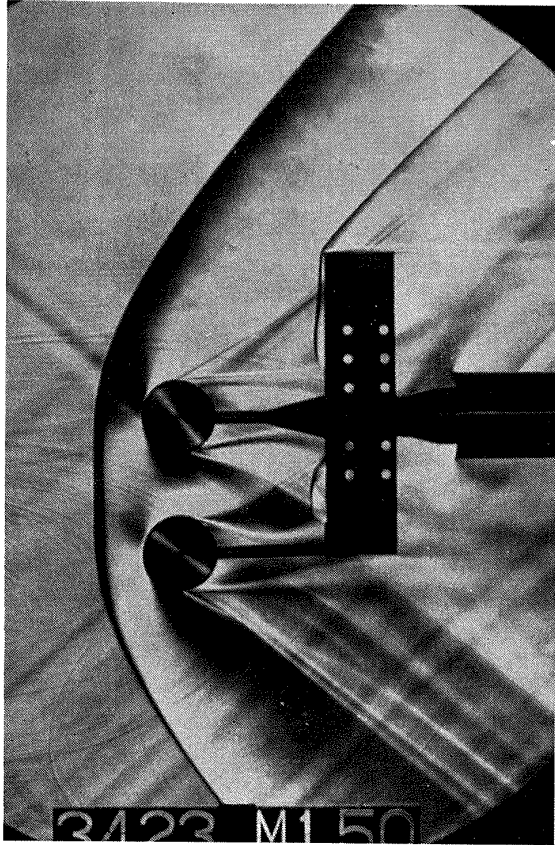


図 12 円柱前方のほぼ垂直に近い衝撃波

る範囲で、離脱衝撃波がかなりの部分垂直衝撃波に近い状態になる(図12)。(厳密には物体前方で有限幅の垂直衝撃波が生ずることは疑問である。次節にのべるような衝撃波を与えて下流を解く逆解法をこの場合に適用すると、下流は一様流しか得られないからである。)このような状態のとき二物体間の流れがチョークしていることを利用して、以下のような簡単な解析が可能となる。このような考察は前面が平らな物体に

ついて、Truitt により行なわれたものである<sup>13)</sup>。

いま完全二次元流中の間隔  $L$  の位置にある二円柱の、前方  $L$  の距離に幅  $L+D$  の垂直衝撃波の部分があるものとする(図13)。この部分を通る流れのうち、二円柱の間を通過する部分の幅  $X$  は次の式で与えられる:

$$\frac{L}{X} = \frac{A^*}{A(M_2)} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} M_2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.1)$$

ここに  $M_2$  は垂直衝撃波直後のマッハ数であり、前方一様流のマッハ数  $M_\infty$  との間には次の関係式でむすばれている:

$$M_2^2 = \frac{(\gamma-1)M_\infty^2 + 2}{3\gamma M_\infty^2 - (\gamma-1)} \quad (3.2)$$

いま幅  $X$  以外の垂直衝撃波を通過した流れは、上下に分れて二円柱の外側をまわることになる。この部分が各円柱の前面を通るときの状態を、平均して(3.2)にあてたマッハ数  $M_2$  の状態であると仮定する。離脱距離は単独円柱の場合にくらべて、この分だけ増加するわけであるから、

$$\begin{aligned} \Delta = \Delta_1 = \Delta_2 = \Delta_0 + \frac{1}{2}(L+D-X) = \Delta_0 + \frac{D}{2} + \frac{L}{2} \\ - \frac{L}{2} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} M_2^{-1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \end{aligned} \quad (3.3)$$

が求める結果である。したがって単独円柱に対する離脱距離  $\Delta_0$  がわかっているれば、この式によって離脱距離の増加が与えられる。 $\Delta_0$  としては過去に発表されている解法を用いるか、または実験値より求めるもの

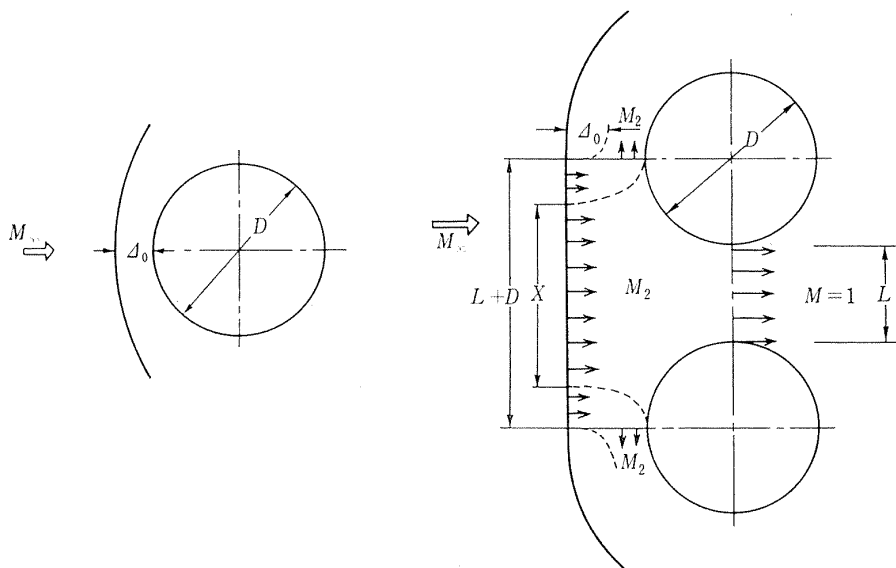


図 13

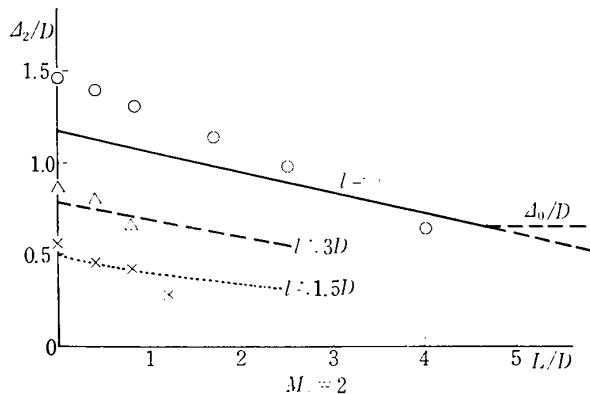


図 14 連続の条件による離脱の推定

とする。図 14 には河村ほかの実験値に対してこの関係を示した。式の成立範囲はもちろん二円柱間がチョークしている状態であるが、 $L$  が極端に大きくあるいは小さい場合、衝撃波が直立衝撃波から外れてくると当然誤差を生じる。中間のほぼ直立衝撃波に近い部分では、量的にもある程度実験値に近い推定を与えている。

円柱の長さが有限の場合はさらに仮定が大きくなるが、この場合有限の長さを  $l$  とし、円柱前面の幅  $L+D$ 、長さ  $l$  の範囲が直立衝撃波と考える。幅  $L \times l$  のスロート部を音速で通る以外の流量は、四方に分れて  $2 \times (L+D+l)$  の四周からマッハ数  $M_2$  の状態で外に向うものとする（図 15）。いま二円柱の間隔が  $L$  の状態から  $dL$  だけ増加したと考えるとき、前方の垂直衝撃波の部分もそれだけ増すものとすれば、これを通る流入量の増加は  $M_2$  の状態で

$$dL \cdot l$$

である。このうち二円柱間のスロート部を通る分の増加としては

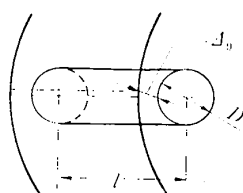
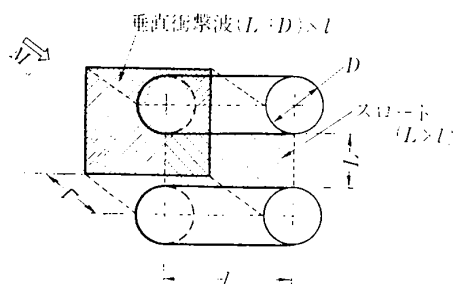


図 15

$$dL \cdot l \cdot \frac{A(M_2)}{A^*}$$

$$= dL \cdot l \cdot \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} M_2^{-1} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

とみられるから、この差が離脱距離の変化  $d\Delta$  をもたらすものと考えれば

$$-d\Delta = \frac{dL \cdot l \cdot A(M_2)/A^* - dL \cdot l}{2(L+L+D)} \quad (3.4)$$

これより円柱間距離  $L$  における離脱距離  $\Delta(L)$  は

$$\begin{aligned} \Delta(L_0) - \Delta(L) &= \frac{l}{2} \left( \frac{A(M_2)}{A^*} - 1 \right) \int_{L_0}^L \frac{dL}{L+L+D} \\ &= \frac{l}{2} \left( \frac{A(M_2)}{A^*} - 1 \right) [\log(L+D+L) - \log(L+D+L_0)] \end{aligned} \quad (3.5)$$

とあらわされる。ここに  $\Delta(L_0)$  は積分常数であって、未定のまま残されているが、完全二次元流の場合と同様に二円柱間がチョークの限界にあるときの離脱距離を、単独円柱に対する  $\Delta_0$  値と仮定すれば半実験的にすべてが決定される。

(3.5) 式の結果をわれわれの実験データと比較したものを図 7 に示してある。この計算においては、四周からもれ出る量を過少にみつもっている（二円柱間のスロートに近い端面からもれる分を無視している）ため、離脱距離としては過大な値をあたえるものとみられる。これらの推定式に対して形式上は改良が可能ではあるが、連続条件だけからの簡単な近似として、これ以上精密化することは無意味であろう。

#### 5.4 レムニスケート座標系による数値解法

前節までの解法は、いずれも最も興味のある凹な衝撃波を伴う流れについて適用することができなかった。厳密な円柱球または球について、このような流れを解くことは非常に困難であるから、ここにはまず凹な衝撃波を伴う二次元二物体まわりの流れの例をうる目的で、実験より求めた衝撃波に近い形を初期条件として与え下流を数値的に解く、いわゆる逆解法を試みてみた。物体の形は流れが解かれた上で決定されることとなる。この方法は、Van Dyke ほかによって放物線型の衝撃波について研究されて以来、多くの計算が発表されているが、凹な衝撃波についての結果はまだ公表されていないと思われる。

解法としては座標のとり方がいろいろ考えられるが Van Dyke の解法の自然な拡張として、衝撃波をパラメータの座標であらわすことが有利と考えられたので、このような凹部をもつ最も簡単な曲線群として、四次曲線群すなわちレムニスケート座標系を用いることとした（図 16）。

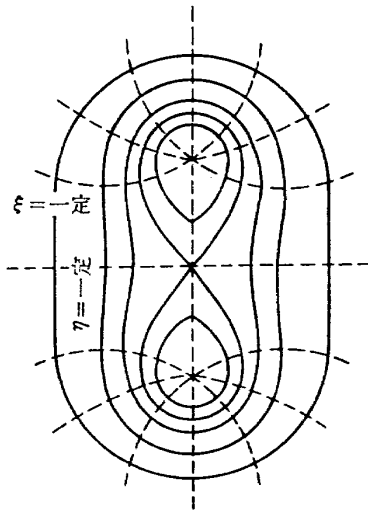


図 16

## 5.4.1 基礎方程式

まず衝撃波下流の流れに対する基礎方程式を、一般曲線座標系  $(\alpha, \beta)$  であらわすこととする。ベクトル形式で書かれた圧縮性回転流の基礎方程式は次の通りである。

$$\text{連続の式: } \operatorname{div}(\rho \vec{V}) = 0 \quad (4.1)$$

運動量方程式:

$$\operatorname{grad}\left(\frac{1}{2} V^2\right) - \vec{V} \times \operatorname{rot} \vec{V} + \frac{1}{\rho} \operatorname{grad} p = 0 \quad (4.2)$$

エネルギーの式:

$$\vec{V} \cdot \operatorname{grad}\left(\frac{p}{\rho r}\right) = 0 \quad (4.3)$$

今直交曲線座標系  $(\alpha, \beta)$  について、 $u, v$  をそれぞれ  $\alpha, \beta$  方向の速度成分、また

$$h_\alpha^2 = \left(\frac{\partial x}{\partial \alpha}\right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial \alpha}\right)^2, \quad h_\beta^2 = \left(\frac{\partial x}{\partial \beta}\right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial \beta}\right)^2$$

とすれば、 $\alpha, \beta$  座標系においては

連続の式:

$$\frac{\partial}{\partial \alpha}(h_\beta \rho u) + \frac{\partial}{\partial \beta}(h_\alpha \rho v) = 0 \quad (4.4)$$

$\alpha$  方向の運動量方程式:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial \alpha} \left\{ \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right\} \\ & - \frac{v}{h_\beta} \left\{ \frac{\partial}{\partial \alpha}(h_\beta v) - \frac{\partial}{\partial \beta}(h_\alpha u) \right\} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial \alpha} = 0 \end{aligned} \quad (4.5)$$

あるいは書き直して

$$u \frac{\partial u}{\partial \alpha} - \frac{v^2}{h_\beta} \frac{\partial h_\beta}{\partial \alpha} + \frac{v}{h_\beta} \frac{\partial}{\partial \beta}(h_\alpha u) + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial \alpha} = 0 \quad (4.6)$$

同様  $\beta$  方向について

$$v \frac{\partial v}{\partial \beta} + \frac{u}{h_\alpha} \frac{\partial}{\partial \alpha}(h_\beta v) - \frac{u^2}{h_\alpha} \frac{\partial h_\alpha}{\partial \beta} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial \beta} = 0 \quad (4.8)$$

エネルギーの式:

$$h_\beta u \frac{\partial}{\partial \alpha} \left( \frac{p}{\rho r} \right) + h_\alpha v \frac{\partial}{\partial \beta} \left( \frac{p}{\rho r} \right) = 0 \quad (4.8)$$

が得られる。いま凹部をもつ最も簡単な曲線群として次のようなレムニスケート群を考える:

$$\left. \begin{aligned} x^4 + y^4 + 2(a^2 + y^2)x^2 - 2a^2y^2 + a^4 &= a^4\eta^2 \\ -x^2 + y^2 - \frac{2\xi}{\sqrt{1-\xi}}xy &= a^2 \end{aligned} \right\} \quad (4.9)$$

これらより定義された曲線座標系  $(\xi, \eta)$  を用いて

$$\left. \begin{aligned} x &= -\frac{a}{\sqrt{2}} \sqrt{-(1-\xi\eta) + \sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \\ y &= \frac{a}{\sqrt{2}} \sqrt{1-\xi\eta + \sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \end{aligned} \right\} \quad (4.10)$$

および

$$\begin{aligned} \frac{a^2}{4} ds^2 &= dx^2 + dy^2 = \left\{ \left( \frac{\partial x}{\partial \xi} \right)^2 + \left( \frac{\partial y}{\partial \xi} \right)^2 \right\} d\xi^2 \\ &+ 2 \left\{ \frac{\partial x}{\partial \xi} \frac{\partial x}{\partial \eta} + \frac{\partial y}{\partial \xi} \frac{\partial y}{\partial \eta} \right\} d\xi d\eta + \left\{ \left( \frac{\partial x}{\partial \eta} \right)^2 + \left( \frac{\partial y}{\partial \eta} \right)^2 \right\} d\eta^2 \\ &= \frac{a^2}{4} \left\{ \frac{\eta^2}{(1-\xi^2)\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} d\xi^2 + \frac{1}{\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} d\eta^2 \right\} \end{aligned} \quad (4.11)$$

$$h_\xi^2 = \frac{\eta^2}{(1-\xi^2)\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}}$$

$$h_\eta^2 = \frac{1}{\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}}$$

これらの結果を先の一般式に入れて、レムニスケート座標系における基礎方程式は次のようになる:

連続の式:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \rho u \frac{1}{\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \right\} \\ & + \frac{\partial}{\partial \eta} \left\{ \rho v \frac{\xi}{(\sqrt{1-\xi^2})\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \right\} = 0 \end{aligned} \quad (4.12)$$

運動量方程式:

$$\left. \begin{aligned} u \frac{\partial u}{\partial \xi} + uv \frac{1}{\sqrt{1-\xi^2}} \frac{2-3\xi\eta+\eta^2}{2(1-2\xi\eta+\eta^2)} + v \frac{\partial u}{\partial \eta} \frac{\eta}{\sqrt{1-\xi^2}} \\ - v^2 \frac{\eta}{2(1-2\xi\eta+\eta^2)} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial \xi} = 0 \\ v \frac{\partial v}{\partial \eta} + uv \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{2(1-2\xi\eta+\eta^2)} + u \frac{\partial v}{\partial \xi} \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{\eta} \\ - u^2 \frac{2-3\xi\eta+\eta^2}{2\eta(1-2\xi\eta+\eta^2)} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial \eta} = 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.13)$$

エネルギーの式:

$$\sqrt{1-\xi^2} u \frac{\partial}{\partial \xi} \left( \frac{p}{\rho r} \right) + \eta v \frac{\partial}{\partial \eta} \left( \frac{p}{\rho r} \right) = 0 \quad (4.14)$$

ここで連続の式をみたすような流れ関数  $\psi$  を次のように定義する:

$$\left. \begin{aligned} \psi_\eta &= \rho u \frac{1}{\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \\ \psi_\xi &= -\rho v \frac{\eta}{\sqrt{1-\xi^2}\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \end{aligned} \right\} \quad (4.15)$$

さらにエネルギーの式を満足するような  $\psi$  の関数  $f(\psi)$  を

$$p = \rho^r f(\psi)$$

のように導入すると、運動量の式は  $\psi, f$  を用いて次のように書きかえられる。

$$\begin{aligned} &\psi_\xi \left\{ \frac{\rho_\xi}{\rho} + \frac{\eta}{2(1-2\xi\eta+\eta^2)} \right\} + \psi_\xi \psi_{\eta\eta} - \psi_\eta \psi_{\xi\eta} \\ &+ \psi_\xi^2 \frac{1-\xi^2}{2\eta(1-2\xi\eta+\eta^2)} + \psi_\eta \psi_\xi \left\{ \frac{2-3\xi\eta+\eta^2}{2\eta(1-2\xi\eta+\eta^2)} \right. \\ &\left. - \frac{\rho_\eta}{\rho} + \frac{-\xi+\eta}{2(1-2\xi\eta+\eta^2)} \right\} - \frac{1}{\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \\ &\times (\gamma \rho^r f(\psi) \rho_\xi + \rho^{r+1} f'(\psi) \psi_\xi) = 0 \quad (4.16) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &\psi_\xi \left\{ \frac{\rho_\eta}{\rho} + \frac{2-3\xi\eta+\eta^2}{2\eta(1-2\xi\eta+\eta^2)} \right\} + \psi_\eta \psi_{\xi\xi} \\ &- \psi_\xi \psi_{\xi\eta} + \psi_\eta^2 \frac{\eta(2-3\xi\eta+\eta^2)}{2(1-\xi^2)(1-2\xi\eta+\eta^2)} \\ &+ \psi_\xi \psi_\eta \left\{ \frac{\eta}{2(1-2\xi\eta+\eta^2)} - \frac{\rho_\xi}{\rho} \right. \\ &\left. - \frac{2\xi-5\xi^2\eta+2\xi\eta+\eta}{2(1-\xi^2)(1-2\xi\eta+\eta^2)} \right\} - \frac{\eta^2}{(1-\xi^2)\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \\ &\times (\gamma \rho^r f(\psi) \rho_\eta + \rho^{r+1} f'(\psi) \psi_\eta) = 0 \end{aligned}$$

次に衝撃波の位置で与えられる初期条件は

$$y = y(x)$$

$$\left. \begin{aligned} \rho_2 &= \frac{(\gamma+1)M_\infty^2(\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}+1-2\xi^2+\xi\eta)}{(\gamma-1)M_\infty^2(\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}+1-2\xi^2+\xi\eta)+4\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \rho_1 \\ \psi &= -\sqrt{2} \rho_1 U (1-\xi\eta+\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2})^{1/2} \\ \psi_\eta &= \rho_2 U \frac{(1-\xi\eta+\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2})^{1/2}}{\sqrt{2}\eta} \left( \frac{1}{\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} - 1 \right) \\ \psi_\xi &= \frac{\rho_1 U}{\sqrt{2}} (1-\xi\eta+\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2})^{-1/2} \eta \left( \frac{1}{\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} + 1 \right) \end{aligned} \right\} \quad (4.21)$$

ここで無次元化された量

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \rho, \quad \frac{\psi}{\rho_1 U} = \phi, \quad \frac{\rho_1^{r-1}}{U} f(\psi) = f(\phi), \quad \frac{u}{U} = u, \quad \frac{v}{U} = v$$

をそれぞれ新しい変数にとることとすると、これらの  $\eta_0$  上の値は

$$\rho = \frac{(\gamma+1)M_1^2(\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}+1-2\xi^2+\xi\eta)}{(\gamma+1)M_1^2(\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}+1-2\xi^2+\xi\eta)+4\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \quad (4.22)$$

$$\phi = -\sqrt{2} \sqrt{1-\xi\eta+\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \quad (4.23)$$

$$\psi_\eta = \rho \frac{\sqrt{1-\xi\eta+\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}}}{\sqrt{2}\eta} \left( \frac{1}{\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} - 1 \right) \quad (4.24)$$

$$f(\phi) = \frac{1}{\gamma M_\infty^2} \left[ \frac{\gamma M_\infty^2}{\gamma+1} \frac{\phi^2+\eta^2}{2\eta^2} \left( 4 - \frac{\phi^2}{\sqrt{\phi^2+\eta^2}-1} \right) - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right] \left[ \frac{(\gamma-1)+\frac{1}{M_\infty^2} \frac{\phi^2+\eta^2}{2\eta^2} \left( 4 - \frac{\phi^2}{\sqrt{\phi^2+\eta^2}-1} \right)}{\gamma+1} \right]^\gamma \quad (4.25)$$

を衝撃波の形とすると

$$\sin^2 \theta = \frac{y'^2}{1+y'^2}$$

また衝撃波前後の諸量の関係は、斜め衝撃波の条件から

$$\left. \begin{aligned} \frac{\rho_2}{\rho_1} &= \frac{\gamma+1}{\gamma-1+\frac{2}{M_\infty^2} \frac{1}{\sin^2 \theta}} \\ \frac{p_2}{p_1} &= \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_\infty^2 \sin^2 \theta - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \\ \frac{u_2}{u_1} &= \frac{\gamma-1+\frac{2}{M_\infty^2} \frac{1}{\sin^2 \theta}}{\gamma+1} \end{aligned} \right\} \quad (4.17)$$

さらに

$$\left. \begin{aligned} f(\psi) &= \frac{p_1 \left[ \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_\infty^2 \frac{y'^2}{1+y'^2} - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right]}{\left[ \frac{(\gamma+1)\rho_1}{(\gamma-1)+\frac{2}{M_\infty^2} \frac{1+y'^2}{y'^2}} \right]^\gamma} \\ \tan \theta &= \frac{2 \cot \delta (M_\infty^2 \sin^2 \theta - 1)}{M_\infty^2 (\gamma + \cos 2\theta) + 2} \end{aligned} \right\} \quad (4.18)$$

があたえられる。われわれは衝撃波としてレムニスケート曲線群の

$$\eta = \eta_0 = \text{一定} \quad (4.19)$$

をえらぶとき

$$\left. \begin{aligned} \frac{dy}{dx} &= -\frac{x(x^2+y^2+a^2)}{y(y^2+x^2-a^2)} \\ \frac{y'^2}{1+y'^2} &= \frac{1}{2} + \frac{1-2\xi^2+\xi\eta}{2\sqrt{1-2\xi\eta+\eta^2}} \end{aligned} \right\} \quad (4.20)$$

であって、 $\eta = \eta_0$  上の値として

$$f'(\psi) = \frac{2\gamma \frac{\psi^2 + \eta^2}{2\eta^2} \left( 4 - \frac{\psi^2}{\sqrt{\psi^2 + \eta^2} - 1} \right) + (\gamma - 1) \left( \gamma M_\infty^2 - \frac{1}{M_\infty^2} \right)}{\gamma M_\infty^2 (\gamma + 1)^{\gamma+1}} \times \left[ \frac{\psi}{\eta} \left( 4 - \frac{\psi^2}{\sqrt{\psi^2 + \eta^2} - 1} \right) + \frac{\psi^2 + \eta^2}{2\eta^2} \frac{\frac{\psi^2}{\sqrt{\psi^2 + \eta^2}} - 2\psi(\sqrt{\psi^2 + \eta^2} - 1)}{(\sqrt{\psi^2 + \eta^2} - 1)^2} \right] \quad (4.26)$$

のようにあたえられる。また衝撃波下流の全域で

$$u = \sqrt{1 - 2\xi\eta + \eta^2} \frac{\phi_\eta}{\eta} \quad (4.27)$$

$$v = -\frac{\sqrt{1 - 2\xi\eta + \eta^2} \sqrt{1 - \xi^2}}{\eta} \frac{\phi_\xi}{\eta} \quad (4.28)$$

である。 $\phi$  に関する方程式としては結局次のようになる:

$$\begin{aligned} & \phi_\eta^2 \left[ \frac{\rho_\xi}{\rho} + \frac{\eta}{2(1 - 2\xi\eta + \eta^2)} \right] + \phi_\xi \phi_{\eta\eta} - \phi_\eta \phi_{\xi\xi} \\ & + \phi_\xi^2 \frac{1 - \xi^2}{2\eta(1 - 2\xi\eta + \eta^2)} + \phi_\eta \phi_\xi \left[ -\frac{\rho_\eta}{\rho} + \frac{1}{\eta} \right] \\ & - \frac{1}{\sqrt{1 - 2\xi\eta + \eta^2}} (\gamma \rho^\gamma f(\psi) \rho_\xi + \rho^{\gamma+1} f'(\psi) \phi_\xi) = 0 \end{aligned} \quad (4.29)$$

$$\begin{aligned} & \phi_\xi^2 \left[ \frac{\rho_\eta}{\rho} + \frac{2 - 3\xi\eta + \eta^2}{2\eta(1 - 2\xi\eta + \eta^2)} \right] + \phi_\eta \phi_{\xi\xi} - \phi_\xi \phi_{\eta\eta} \\ & + \phi_\eta^2 \frac{\eta(2 - 3\xi\eta + \eta^2)}{2(1 - \xi^2)(1 - 2\xi\eta + \eta^2)} \\ & + \phi_\eta \phi_\xi \left[ -\frac{\rho_\eta}{\rho} - \frac{\xi}{1 - \xi^2} \right] - \frac{\eta^2}{(1 - \xi^2)\sqrt{1 - 2\xi\eta + \eta^2}} \\ & \times (\gamma \rho^\gamma f(\psi) \rho_\eta + \rho^{\gamma+1} f'(\psi) \phi_\eta) = 0 \end{aligned} \quad (4.30)$$

#### 5.4.2 計算の手順

以下与えられた初期条件により、次の手順で解を求める。

- [1]  $\eta = \eta_0$  で衝撃波の形を仮定する。
- [2]  $\eta_0$  上に  $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_m$  をとり、点  $(\eta_0, \xi_i)$  ( $i = 1, 2, \dots, m$ ) における  $\phi, \phi_\eta, \rho$  を (4.22), (4.23), (4.24) より求める。
- [3] それぞれの  $\phi$  の値に対して  $f(\psi), f'(\psi)$  を (4.25), (4.26) より求める。
- [4]  $\rho_\xi, \phi_\xi, \phi_{\xi\xi}, \phi_{\xi\eta}$  を 11 点数値微分で求める。
- [5] (4.30) より  $\rho_\eta$  を求める。
- [6] (4.29) より  $\phi_{\eta\eta}$  を求める。
- [7] 次式より  $\rho$  と  $\phi_\eta$  を求める:

$$\rho_{(n+1)} = \rho_{(n)} - (\Delta\eta) \rho_{\eta(n)} \quad (4.31)$$

$$\phi_{\eta(n+1)} = \phi_{\eta(n)} - (\Delta\eta) \phi_{\eta\eta(n)} \quad (4.32)$$

- [8] 次式より  $\phi$  を求める:

$$\phi_{(n+1)} = \phi_{(n)} - \frac{1}{2} (\Delta\eta) (\phi_{\eta(n)} + \phi_{\eta(n+1)})$$

- [9]  $\phi_{(n+1)}$  の値によって、(4.25), (4.26) から  $f(\psi)_{(n+1)}$  と  $f'(\psi)_{(n+1)}$  が求められる。

以上で  $\eta_{n+1}$  における  $\phi, \phi_\eta, \rho, f(\psi), f'(\psi)$  が求め

られた。

[10] 再び [4] にもどって繰り返し計算を行なう ( $u^2 + v^2 \neq 0$  のとき)。  $u, v$  を (4.6), (4.7) より求め、  $u^2 + v^2 = 0$  となれば停止する。

この方法で航空宇宙技術研究所電子計算機 HITAC 5020 により計算を行なった。図 17 に計算のフローチャートを示す。

計算は最初マッハ数 10 の場合に試みて、収束することを確認した上マッハ 3 について行なった。衝撃波としては  $\eta = 1.5$  にとっている。

$\Delta\xi$  としては小さい方が望ましいが、計算機の容量、計算時間を考慮し、 $\Delta\xi = 0.005 \sim 0.01$  をとることとした。一方  $\Delta\eta$  は大きすぎると不正確となり、また小さすぎると計算が物体にとどかなくなるので、その選定は特に重要である。しかもこの性質はマッハ数、衝撃

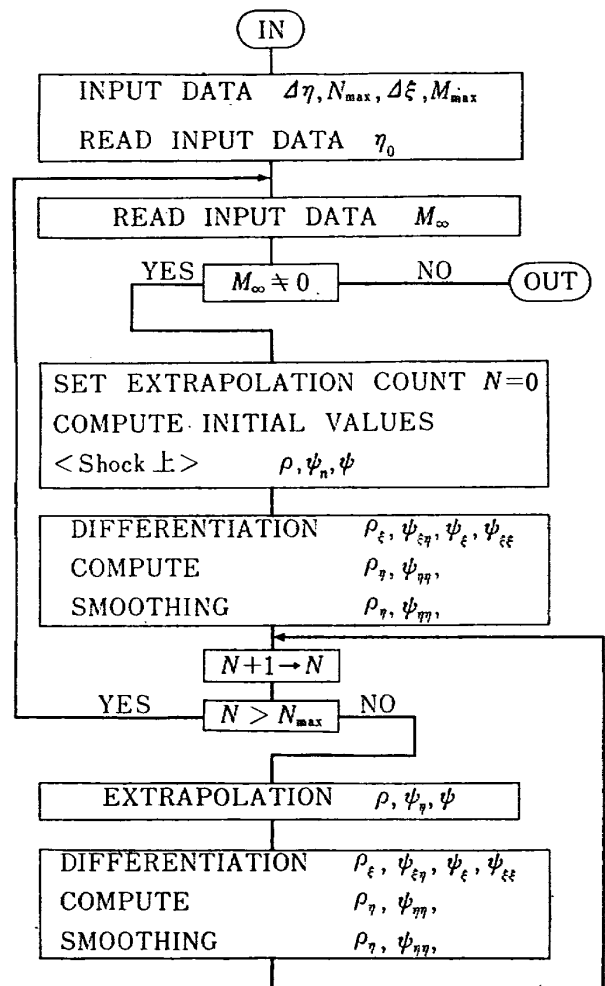


図 17 計算のフローチャート

波の位置,  $\Delta\xi$  にもよるもので, たとえば  $M_\infty=3$  の場合,

$\Delta\xi=0.005$  のとき,  $\Delta\eta=0.08$  とすれば 5 段進んで  $\eta=0.4$  で物体に当る。

$\Delta\xi=0.006$  のときは,  $\Delta\eta=0.06$  にとると 6 段進んで  $\eta=0.36$  までで物体にとどかない。

われわれの計算においては,  $M_\infty=10$  の場合は  $\Delta\eta=0.06$ ,  $M_\infty=3$  のとき 0.08 がよい結果をあたえた。

また計算の過程においてスムージング (Smoothing) が必要となる。これは  $x$  軸付近でその目があらくなること, 数値微分を用いたこと等によるものである。このため  $M_\infty=3$  の場合,  $\xi_i$  ( $i=1\sim 200$ ) については

$$\left. \begin{aligned} \rho_{\eta i} &= (\rho_{\eta i-2} + \rho_{\eta i-1} + \rho_{\eta i} + \rho_{\eta i+1} + \rho_{\eta i+2})/5 \quad 3 < i < 198 \\ \rho_{\eta 1} &= (2\rho_{\eta 1} + 2\rho_{\eta 2} + \rho_{\eta 3})/5 \\ \rho_{\eta 2} &= (2\rho_{\eta 1} + \rho_{\eta 2} + \rho_{\eta 3} + \rho_{\eta 4})/5 \\ \rho_{\eta 198} &= 2\rho_{\eta 197} - \rho_{\eta 196} \\ \rho_{\eta 199} &= 2\rho_{\eta 198} - \rho_{\eta 197} \\ \rho_{\eta 200} &= 2\rho_{\eta 199} - \rho_{\eta 198} \end{aligned} \right\} \quad (4.33)$$

等を, 必要に応じ繰り返して用いている。この場合  $\rho_\eta$  が  $x$  軸に関し対称であることを利用しているが,  $\phi_\eta$  についても同様の方法を使用した。このようなスムージングによる計算時間の増加はたかだか 20% 程度にすぎず, これを行なうことによって, はじめて物体にまでとどく計算が可能であった。

#### 5.4.3 計算結果

図 18, 19 に計算結果による流れの場を示す。それ

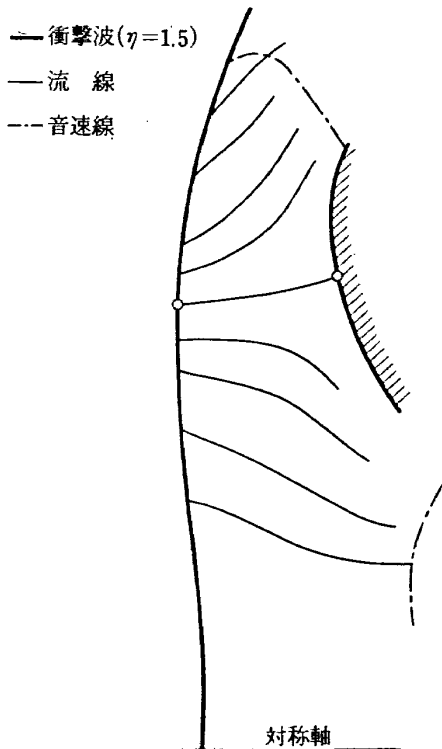


図 18  $M_\infty=10.0$  の計算結果

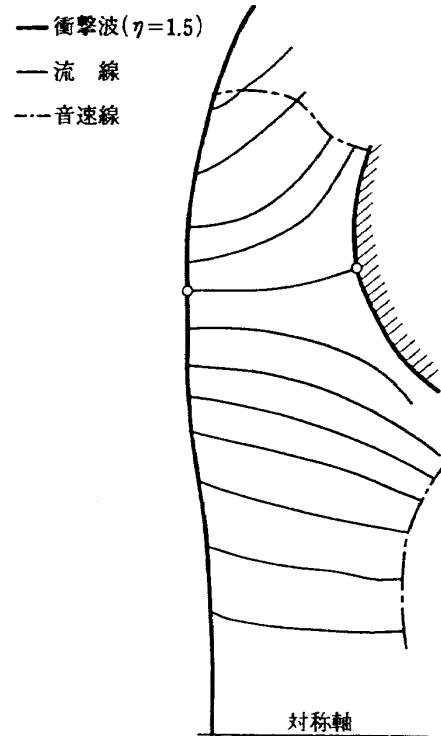


図 19  $M_\infty=3.0$  の計算結果

ぞれの計算条件は次の通りである:

- 1)  $M_\infty=10.0$ ,  $\eta_0=1.5$ ,  $\Delta\eta=0.06$ ,  $\Delta\xi=0.01$
- 2)  $M_\infty=3.0$ ,  $\eta_0=1.5$ ,  $\Delta\eta=0.08$ ,  $\Delta\xi=0.005$

また計算によってそれぞれに音速線, よどみ点などを求めている。

この結果よりみると,  $M_\infty=10$  の場合は収束もほぼ問題なく, 妥当な解を与えているものと思われる。 $M_\infty=3$  の場合は, 計算の過程もかなり技巧を要したが, 得られた最終結果についても, 若干のスムージングが必要であった。

今回はこのような方法で一応二物体まわりの流れが得られることを確認した段階であって, 数値的な実験との比較や, くわしい流れの場の吟味等までいたっていない。今後の問題として, より円柱に近い形を得るための技術や, 二円柱間のスロート部の検討, あるいはよどみ点に向う流線の正確な決定等まだ解決すべき点が多い。

## 6. あとがき

超音速流中におかれた二つのにぶい物体の干渉を, 実験的および解析的に考察した。シュリーレン観測, および表面圧力分布の測定により, 干渉の強いときの流れの様子は, ニュートン流近似等の簡単な推定では近似しえないことを知った。干渉が特に強く, 二物体が一つの凸な衝撃波で包まれる状態については, 非圧縮ポテンシャル流による近似がある程度可能であり, ま

た、これより物体間距離がやや開いて、前方の衝撃波がかなりの部分垂直衝撃波に近いときは、連続の条件だけから半実験的に量的な推定も行なうことができる。しかし特に興味のある、前方に凹な衝撃波を伴う流れについては、これら簡単な近似解法は適用できない。これに対して、最も簡単な凹部をもつ曲線群、レムニスケートを座標系に用いる、Van Dykeの解法の拡張を行ない、一応の結果をうることができた。

なお本研究において、当時の東京大学学生内梨寿生<sup>14)</sup>および池田元美<sup>15)</sup>の両氏が、データ整理ならびに理論計算の一部を分担、協力されたことを付記し、また実験ならびに計算に協力いただいた関係者に謝意を表するものである。

### 文 献

- 1) M. D. Van Dyke: The Supersonic Blunt-Body Problem-Review and Extension, J. Aero/Space Sci., Vol. 25, No. 8, pp. 485-496, 1958
- 2) T. Kawamura: On the Detached Shock Wave in Front of a Body Moving at Speeds Greater than That of Sound, Univ. of Kyoto, College of Sci., Memoirs, Ser. A, Vol. XXVI, No. 3, pp. 207-232, 1950
- 3) K. Hida: An Approximate Study on the Detached Shock Wave in Front of a Circular Cylinder and a Sphere, J. of the Phys. Soc. of Japan, Vol. 8, No. 6, pp. 740-745, 1953
- 4) S. Uchida and M. Yasuhara: The Rotational Field Behind a Curved Shock Wave Calculated by the Method of Flux Analysis, J. of the Aero. Sci., Vol. 23, No. 9, pp. 830-845, 1956
- 5) M.D. Van Dake and H.D. Gordon: Supersonic Flow Past a Family of Blunt Axisymmetric Bodies, NASA Tech. Rep. R-1, 1958
- 6) P.R. Garabedian: Numerical Calculation of Detached Shock Waves, J. Math. Phys, Vol. 36, No. 3, pp. 192-205, 1957
- 7) F.B. Fuller: Numerical Solutions for Supersonic Flow of an Ideal Gas Around Blunt Two-Dimensional Bodies, NASA TN D-791, 1961
- 8) O. M. Belotserkovskiy, Editor: Supersonic Gas Flow Around Blunt Bodies, Computer Center of the Academy of Sci. USSR Moscow, 1966 (Translated and published by NASA TT F-453, 1967)
- 9) 河村竜馬, 沢田孝士, 関和市: 超音速および極超音速における円柱列の研究, 東京大学航空研究所集報, (I) Vol. 3, No. 6 (A) pp. 283-318, 1963, (II) Vol. 3, No. 7 pp. 619-630, 1963, (III) Vol. 3, No. 8 pp. 707-745, 1963
- 10) 空気力学第二部: 1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-29, 1962
- 11) G. Guderley: Theory of Transonic Flow, Pergamon Press, 1962
- 12) M. Lagally: Die reibungslose Strömung im Aussengebiet zweiter Kreise, Z. f. angew. Math. und Mech., Bd. 9, pp. 299-305, 1929
- 13) R. W. Truitt: Hypersonic Aerodynamics, The Ronald Press Co., New York, 1959
- 14) 内梨寿生: 二つの鈍頭物体まわりの超音速流, 東京大学卒業論文, 昭和43年3月
- 15) 池田元美: 超音速流中の平行2円柱まわりの流れ, 東京大学卒業論文, 昭和44年5月

# 既 刊 報 告

- |       |   |             |  |
|-------|---|-------------|--|
| TR- 1 | 遷音速風洞測定部に関する予備実験<br>Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section  | 1960 年 2 月  | 平 木 一, 石 井 孝 雄<br>大 島 信 彦              |
| TR- 2 | 遷音速風洞用 22.5MW 主送風機<br>I. 模型送風機による性能試験<br>22.5MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel<br>I. Performance Test of the Model Blower           | 1960 年 5 月  | 山 内 正 男, 松 木 正 勝<br>塩 入 淳 平, 富 永 守 之   |
| TR- 3 | 風洞用角度計の試作実験<br>An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test  | 1960 年 8 月  | 小 橋 安 次 郎, 長 洲 秀 夫<br>高 島 一 明, 波 木 井 深 |
| TR- 4 | 回転円板の強度<br>Strength of Rotating Discs   | 1960 年 9 月  | 佐 藤 和 郎, 永 井 文 雄                       |
| TR- 5 | 航空技術研究所 (60cm×60cm) 遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験<br>Design and Development of N.A.L. 60cm×60cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing            | 1960 年 12 月 | 中 井 暎 一, 橋 爪 宏<br>中 村 泰 治              |
| TR- 6 | 高温歪ゲージの温度特性<br>Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage  | 1960 年 12 月 | 竹 中 幸 彦                                |
| TR- 7 | 遷音速風洞の測定部<br>On the Transonic Test Section  | 1961 年 1 月  | 村 崎 寿 満                                |
| TR -8 | 繰返し荷重試験装置の予備試験<br>Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures                                | 1961 年 3 月  | 竹 内 和 之, 飯 田 宗 四 郎                     |
| TR- 9 | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I)<br>—非線形補正理論—<br>Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I)<br>—Non-Linear Correction Theory—                    | 1961 年 3 月  | 細 川 巖                                  |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究<br>Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades  | 1961 年 3 月  | 松 木 正 勝, 高 原 北 雄<br>西 脇 英 夫, 森 田 光 男   |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏<br>Yielding of Rotating Discs of Mild Steel  | 1961 年 4 月  | 佐 藤 和 郎, 永 井 文 雄                       |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について<br>On the Natural Vibration of Thin-Walled Beams of Open Cross Section  | 1961 年 5 月  | 川 井 忠 彦, 塙 武 敏                         |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究<br>Experimental Results of the Interaction between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer                                     | 1961 年 7 月  | 須 郷 道 也, 伝 田 幸 雄                       |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層<br>On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics  | 1961 年 7 月  | 須 郷 道 也, 小 沢 五 郎                       |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・校正<br>Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow                              | 1961 年 8 月  | 石 井 孝 雄, 柳 沢 三 憲                       |
| TR-16 | 放物型偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法<br>On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations | 1961 年 12 月 | 樋 口 一 雄, 三 好 甫                         |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察<br>A Theoretical Comment on the Charge-Beam Method of Measuring Gas Density  | 1961 年 12 月 | 和 田 勇, 細 川 巖<br>三 好 甫                  |

TR-18	前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade	1961 年 11 月	松木正勝
TR-19	高速翼車の回転強度 Strength of High-Speed Rotor	1961 年 12 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-20	Blasius 型微分方程式の両側無限遠境界値問題の数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation	1962 年 1 月	樋口一雄, 戸川隼人
TR-21	遷音速における二次元操縦面の研究 (I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I)	1962 年 1 月	神谷信彦
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section	1962 年 2 月	川井忠彦, 戸川隼人 林 洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題のモンテカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differential Equations	1962 年 2 月	樋口一雄, 高橋利之 鳥海良三
TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N.A.L.	1962 年 2 月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造 Design and Construction of the 2m × 2m Transonic Wind Tunnel at the National Aeronautical Laboratory	1962 年 3 月	航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962 年 3 月	河崎俊夫, 岡部祐二郎 尾形吉和, 安藤 尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962 年 7 月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962 年 8 月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m × 1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962 年 10 月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962 年 10 月	川井忠彦, 埴 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定とその微小振り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under Thermal Stress	1962 年 11 月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962 年 11 月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Wing Structures	1962 年 12 月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一

TR-34	高速軸流圧縮機の研究 (I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963 年 1 月	松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究 (II) —単段試験装置の設計と全体性能— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II) —Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor—	1963 年 1 月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃相 西脇英夫, 岩部柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel	1963 年 1 月	和田 勇, 松崎利一
TR-37T	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	Jan. 1963	Isamu WADA
TR-38	鑄鉄のような脆性材料からなる円板の回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material Like Cast Iron	1963 年 1 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究 (第 1 報) —その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察— A Study of High Intensity Combustor (I) —Its Qualitative Analysis—	1963 年 2 月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TR-40	胴体内圧繰返し荷重試験装置について Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures	1963 年 2 月	竹内和之, 川島矩郎 野原利雄
TR-41	輻射熱量計の較正 Calibration of Radiometer	1963 年 2 月	竹中幸彦, 江川幸一 小川鉦一
TR-42	非定常境界層の相似解とその安定 A Similar Solution of Unsteady Laminar Boundary Layer and Its Stability Characteristics	1963 年 7 月	小橋安次郎, 恩地 瑛
TR-43	超音速における操縦面の効きについて On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow	1963 年 2 月	河崎俊夫
TR-44	高速翼列の実験について (流入角の大きい減速翼列の予備実験) Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance	1963 年 2 月	近藤 博, 蓑田光弘 坂口 一, 山崎紀雄
TR-45	固有値問題 ( $\sum \lambda^k A_k$ ) $x=0$ の数値解法 A Numerical Method for the Eigenvalue Problem ( $\sum \lambda^k A_k$ ) $x=0$	1963 年 4 月	戸川隼人
TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法 On the Vibration Analysis of Aircraft Wings	1963 年 6 月	川井忠彦, 泉 日出夫 戸川隼人, 林 洋一
TR-47	鑄鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響 Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron	1963 年 7 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963 年 8 月	林 二 識
TR-49	高速軸流圧縮機の研究 (III) —翼の厚さの影響— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (III) —Effects of Blade Thickness—	1963 年 9 月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃相 西脇英夫, 岩部柱相

TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equations by Boundary Contraction	1963 年 9 月	樋口一雄, 能美 力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unstable System	1963 年 9 月	武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pebble-Bed Heater	1963 年 10 月	林 二 誠
TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第1報) 一壁温が時間と流向距離のみによる場合— Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963 年 10 月	林 二 誠
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963 年 10 月	三 好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor which Has a Boss	1963 年 11 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定 (第1報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963 年 11 月	中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of an Oscillating Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	Jan. 1964	Takao ISHII Mitsunori YANAGIZAWA
TR-58	高度 500 フィートないし 10,000 フィートにおける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964 年 1 月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその性能 The Magnetic Tape Data Reduction System and Its Performance	1964 年 1 月	田畑浄治, 中 正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings of Variable Thicknesses	1964 年 1 月	塙 武敏, 越出慎一 戸川隼人, 川井忠彦
TR-61	後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964 年 2 月	中井映一, 小原 瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of the End-plates at Supersonic Speeds	1964 年 2 月	尾形吉和
TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow	1964 年 2 月	小橋安次郎, 遠藤 浩 北村清美
TR-64	航空力学における磁歪計器の応用 Some Developments of the Magnetostriction Type Measuring Instruments for the Study of Aircraft Dynamics	1964 年 3 月	幸尾治朗
TR-65	非定常境界層の安定に関する実験 An Experimental Investigation of Stability Characteristics of Unsteady Laminar Boundary Layer	1964 年 7 月	小橋安次郎, 恩地 瑛

- TR-66 変分法による平板翼の撓み, 振動解における自然境界条件の数値的吟味 (片持平板翼の場合)  
Numerical Examination on the Fulfilment of Natural Boundary Conditions by the Approximate Solutions for Bending and Vibration of Thin Elastic Plates based on the Rayleigh-Ritz's Procedure (in Case of Cantilevered Wing Plates) 1964 年 6 月 川井忠彦, 堀武敏  
越出慎一, 戸川隼人  
落合 薫
- TR-67 プラズマ発生装置の諸特性  
Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma Generator 1964 年 4 月 井上建二, 野村茂昭
- TR-68 回転翼の線形理論 (I) —揚力面理論—  
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (I)—Lifting Surface Theory— 1964 年 6 月 市川輝雄
- TR-69 高速軸流タービンの研究 (I)  
—(タービンノズル円環翼列の研究)—  
An Investigation of the High Speed Axial Flow Turbine (I)  
—An Investigation of the Annular Turbine nozzle Cascade— 1964 年 7 月 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸  
森田光男
- TR-70 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性  
Design, Construction and Characteristics of Flight Simulator at National Aerospace Laboratory 1965 年 1 月 松浦陽恵, 樋口一雄  
池谷光栄, 堀川勇壮  
村上力, 百名盛之典  
三好範子, 岡部正典
- TR-71 塑性の三方向せん断理論  
塑性変形による異方性  
塑性流動に及ぼす中間主応力の影響  
応力状態と塑性変形の形  
Three-Shear Theory of Plasticity  
Anisotropy Due to Plastic Deformation  
Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow  
Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation 1964 年 7 月 中西不二夫, 佐藤和郎
- TR-71T Three Shear Theory of Plasticity  
Anisotropy Due to Plastic Deformation  
Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow  
Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation  
Internal Shearing Resistances in the Three Shear Theory of Plasticity Sep. 1964 Fujio NAKANISHI  
Yasuo SATO
- TR-72 補助翼バズに関する一実験  
Some Experiments on Control-Surface Buzz 1965 年 1 月 中村泰治, 田辺義一
- TR-72T Some Experiments on Control-Surface Buzz Nov. 1964 Yasuharu NAKAMURA  
Yoshikazu TANABE
- TR-73 軸対称凝み点付近の溶融層の安定性  
Stability of the Melted Layer near the Axisymmetric Stagnation Point 1964 年 11 月 相原康彦
- TR-74 遷音速パネルフラッタの研究  
The Experimental and Theoretical Studies of Transonic Panel Flutter 1964 年 11 月 石井孝雄, 柳沢三憲
- TR-75 統計流体力学の初期値問題について  
—Hopf 特性関数方程式の一般解—  
On the Initial-Values Problem in Statistical Hydromechanics  
—A General Solution of the Hopf Characteristic Functional Equation— 1964 年 12 月 細川 巖
- TR-76 高速軸流圧縮機の研究 (IV)  
—NACA 65 系翼型を修正した近似二重円弧翼形の動翼相対入口マッハ数 1.5 までの回転翼列試験— 1965 年 1 月 大山耕一, 松木正勝  
西脇英夫, 岩部柱相  
片山泰治

An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor(N)  
—Rotor Performance at Relative Inlet Mach Numbers up to 1.5 of NACA 65—Series Compressor Blades Modified Approximately to Double Circular-Arc Blades—

- |       |   |                                |
|-------|---|--------------------------------|
| TR-77 | Galerkin 法の収束性について<br>On the Convergence of Galerkin's Method   | 1965 年 1 月 島海良三                |
| TR-78 | 二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値解法<br>Characteristic Method for the Numerical Solution of Two-Dimensional Quasi-linear Hyperbolic Systems   | 1965 年 1 月 三好 甫                |
| TR-79 | 引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大振幅振動の影響について<br>Influence of Large Amplitude on Flexural Vibrations of Rectangular Elastic Plates under Initial Tension or Compression   | 1965 年 1 月 田寺木一, 古関昌次<br>泉 日出夫 |
| TR-80 | 変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数値的影響<br>—薄肉開断面片持梁の純捩り振動の例—<br>Numerical Effect of Constraints Calculus of the Direct Variational Method<br>—In Case of Pure Torsional Vibration of Thin Walled Beams of Open Cross Section— | 1965 年 1 月 塙 武敏, 越出慎一          |
| TR-81 | FRP コーティングの断熱特性<br>Thermal Insulation Characteristics of FRP Coating  | 1965 年 1 月 竹中幸彦, 江川幸一<br>小川 鑑一 |
| TR-82 | 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法<br>A Simple Method of Calculating the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressor  | 1965 年 2 月 松木正勝, 藤井昭一          |
| TR-83 | 亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス (I) —非圧縮流理論—<br>Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic Flow(I)—Incompressible Flow Case—  | 1965 年 2 月 石井孝雄                |
| TR-84 | 遷音速タービン翼列二次元試験(II)<br>Experimental Investigation on Transonic Turbine Cascades(II)  | 1965 年 3 月 近藤 博, 養田光弘<br>山崎紀雄  |
| TR-85 | 回転翼の線形理論(II)<br>—揚力線理論—<br>Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades(II)<br>—Lifting-Line Theory—   | 1965 年 3 月 市川輝雄                |
| TR-86 | 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法<br>A Method for Predicting the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressors Operating in the Transonic Flow   | 1965 年 5 月 松木正勝, 藤井昭一<br>五味光男  |
| TR-87 | 亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス (II) 圧縮流理論(III) 実験的研究<br>Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic (II) Compressible Flow Case(III) Experimental Study                         | 1965 年 6 月 石井孝雄                |
| TR-88 | 尾翼, 胴体結合構造物の地上振動試験結果に関する定性的な吟味<br>Qualitative Examinations on the Results of Ground Vibration Tests of Tail Wing-Fuselage Combination Structure   | 1965 年 6 月 塙 武敏, 越出慎一          |
| TR-89 | 垂直突風および航空機の突風応答に関する実験的研究<br>An Experimental Investigation on Vertical Gusts and the Airplane Response   | 1965 年 6 月 小野幸一, 山根皓三郎         |

TR-90	ヒステリシス・ループの形、繰返しによる形の変化および繰返し後の塑性流動応力の上昇(第1報実験, 第2報ねじりの場合の理論) The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its Deformation Due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion)	1965 年 7 月	中西不二夫, 佐藤和郎 永井文雄
TR-91	固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ば(I) Flame Propagation into the Gap of Solid Propellant Grain(I)	1965 年 7 月	五代富文
TR-92	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(I) —迎角0のとき— An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles(I) —Linearized Flow with Axial Symmetry—	1965 年 8 月	谷 喬
TR-93	遷音速動安定試験 Dynamic Testing at Transonic Speed	1965 年 10 月	小橋安次郎, 河野長正 西 武徳
TR-94	翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ半無限の後退翼 On the Camber Lines of Semi-Infinite Swept-back Wings which Give Uniform Spanwise Load Distribution	1965 年 10 月	河崎俊夫
TR-95	飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察 A Few Comments on the Longitudinal Handling Qualities of Airplanes	1965 年 11 月	荒木 浩
TR-96T	A Generalized Functional Formalism for Turbulence	Dec. 1965	Iwao Hosokawa
TR-97	圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論(I) —軸対称流れ— A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines(I) —Non-Swirling Fluids in Ducts—	1965 年 12 月	藤井昭一
TR-98	後退角45°, アスペクト比4.0の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の影響の実験的研究 Some Effects of Taper Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Sweptback Angle of 45° and an Aspect Ratio 4.0	1965 年 12 月	中井暎一, 高木俊朗 安藤泰勝
TR-99	計器のよみやすさに関する研究 A Study of Dial Legibility	1966 年 2 月	三好範子, 岡部正典 石川澄子
TR-100	回転翼の線形理論(III) —揚力線の方程式の解法— Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades(III) —Method for Solving Lifting-Line Equations—	1966 年 2 月	市川輝雄
TR-101	航空機の着氷気象条件について(I) Meteorological Conditions on Aircraft Icing (I)	1966 年 2 月	古関昌次, 田寺木一 泉 日出夫, 太田幹雄 峰岸正勝
TR-102	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(II) —迎角のあるとき— An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles(II) —Linearized Flow with Attack Angle—	1966 年 3 月	谷 喬
TR-103T	Basic Considerations for Treating Non-Equilibrium Fluids —A Functional Approach to Non-Equilibrium Statistical Mechanics—	Mar 1966	Iwao Hosokawa
TR-104	翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ三次元後退翼のそり	1966 年 4 月	河崎俊夫, 海老原正夫

The Camber Distribution of a Spanwise  
Uniformly Loaded Subsonic wing

- |         |   |             |   |
|---------|---|-------------|---|
| TR-105  | パイロットの心理的負担に関する研究(I)<br>—操縦時の脈拍と呼吸の変化—<br>A Psychological Study on the Mental Stress<br>of Pilots(I)<br>—Pulse and Respiratory Rate During<br>Flight—                             | 1966 年 4 月  | 三好 範子, 百名盛之<br>岡部 正典                          |
| TR-106  | 遷音速における操縦面の逆効き<br>On Reversal of Effectiveness of Control Surfaces<br>in Transonic Flow   | 1966 年 5 月  | 神谷 信彦, 瀬川 晋作                                  |
| TR-107  | 円錐型電磁衝撃波管内の流れ<br>Ionized Flow in a Conical Shock Tube   | 1966 年 5 月  | 松崎 利一   |
| TR-90T  | The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its<br>Deformation Due to Stress Repetition and<br>Resulting Increase in Flow Stress (Part 1.<br>Experiment, Part 2. Theory for Torsion) | June 1966   | Fujio NAKANISHI, Yasuo<br>SATO, & Fumio NAGAI |
| TR-108  | 二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験<br>Some High-Speed Tests on Impulse Turbine<br>Cascades  | 1966 年 6 月  | 近藤 博, 蓑田 光弘<br>山崎 紀雄, 古川 昇                    |
| TR-109  | 大型空気エゼクタの研究<br>A Study on the Large-Scale Air Ejector   | 1966 年 7 月  | 藤井 昭一, 五味 光男<br>菅原 昇                          |
| TR-110  | 電磁流体の非粘性境界層<br>Some Investigations on Inviscid Boundary<br>Layer of Magnetohydro-dynamics   | 1966 年 8 月  | 井上 建二   |
| TR-111T | An Asymptotic Solution of the Nonlinear<br>Equations of Motion of an Airplane   | Aug. 1966   | Hiroshi ENDO                                  |
| TR-112  | 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動<br>円盤理論(II)<br>—円周速度のある流れ—<br>A Theoretical Investigation of the Compres-<br>sible Flow Through the Axial Turbo-Ma-<br>chines(II)<br>—Swirling Fluids—     | 1966 年 8 月  | 藤井 昭一   |
| TR-113  | 地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロータに<br>関する実験<br>Experimental Study on the Ground Effect of<br>a Model Helicopter Rotor in Hovering   | 1966 年 8 月  | 幸尾 治朗, 岡 遠一                                   |
| TR-114  | フライングテストベッドの高度制御システムの検<br>討(I)<br>Analytical and Simulation Studies on the<br>Height Control System of the Flying Test<br>Bed (I)   | 1966 年 8 月  | 武田 峻, 甲斐 忠夫                                   |
| TR-115  | NAL-16 ロケットの研究試作および飛しょう実験<br>—D型およびIT型—<br>Single-Stage Solid Propellant Rocket(NAL-16)<br>—Desing and Flight Experiments—  | 1966 年 8 月  | ロケット性能研究室                                     |
| TR-116  | 50cm 極超音速風洞の計画と構造<br>Design and Construction of the 50 cm Hyper-<br>sonic Wind Tunnel at National Aerospace<br>Laboratory   | 1966 年 9 月  | 極超音速風洞建設グループ                                  |
| TR-117  | 弾性振動方程式の差分解に関するエネルギー不等<br>式<br>Energy Inequalities for the Difference Solu-<br>tions of Equations of Elastic Vibration  | 1966 年 10 月 | 三好 甫  |
| TR-118  | 高負荷燃焼器の箱形模型による実験<br>Some Experiments on High Intensity Com-<br>bustor with Partial Models   | 1966 年 10 月 | 大塚 貞吉, 福田 廣<br>相波 哲朗                          |
| TR-119  | 多次元1階準線型双曲方程式の解の存在について<br>On the Existence of Discontinuous Solutions<br>of the Cauchy Problem for Quasi-Linear<br>First-Order Equations  | 1966 年 10 月 | 小島 清史   |

TR-120 航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討 Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bet	1966 年 11 月 武田 峻, 堀川 勇壮 小川 敏雄, 森 幹彦
TR-121 パルスレシオ変調回路およびその修正回路について Some Circuits for Pulse Ratio Modulation and their Modified Circuits	1966 年 11 月 村上 力
TR-122 失速が起こるような高い迎角で, 調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論 Semi-Empirical Theory to Estimate the Airforces Acting on the Harmonically Oscillating Two-Dimensional Wing at High Angle of Attack Where Separation Can Occur	1966 年 12 月 磯貝 紘二
TR-123 姿勢制御用空気ジェットノズルの研究 Design and Experimental Study of Air Jet Nozzles for the Attitude Control of VTOL Aircraft	1966 年 12 月 滝沢 直人, 西村 博史 藤枝 郭俊, 田辺 義一 渋谷 昭義
TR-124 FM 多重テレメータの動特性 Dynamic Characteristics of FM Multichannel Telemetry System	1966 年 12 月 新田 慶治, 桜井 善雄 松崎 良継
TR-125T Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces	Jan. 1967 Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA
TR-126 高負荷燃焼器の箱形模型による実験(II) Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models(II)	1967 年 2 月 大塚 貞吉, 福田 廣 相波 哲朗
TR-127 周波数変換による微小回転角の計測 Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique	1967 年 3 月 大月 正男, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TR-128 輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法 Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials	1967 年 3 月 小川 鑣一
TR-129 金属箔による円管流の熱絶縁 Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow	1967 年 3 月 井上 建二
TR-130T An Experimental Study of the Melting Phenomena in the Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials	Mar. 1967 Yasuhiko AIHARA
TR-131 風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法 An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with Its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching	1967 年 4 月 毛利 浩
TR-132 軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力(近似解) Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels	1967 年 4 月 築地 恒夫
TR-133 解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定 Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow	1967 年 4 月 野村 茂昭
TR-134 高速単段軸流圧縮機の研究 —二重円弧翼の性能— The Aerodynamic Performance of a Single-Stage Axial-Flow Compressor with Double-Circular-Arc Blades	1967 年 5 月 藤井 昭一, 西脇 英夫 吉田 晃, 五味 光男 武田 克巳, 菅原 昇

- TR-135 同軸型電磁衝撃波管の作動機構  
Driving Mechanism of an Electric Shock Tube  
with a Coaxial Gun 1967 年 5 月 松崎利一
- TR-136 Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフィス  
型圧力管  
Experimental Study of an Orifice-Type Pressure  
Probe in Nearly-Free-Molecule Flow 1967 年 5 月 恩地 瑛, 山本稀義
- TR-137 梁, 板結合構造物の振動(I)  
On the Natural Vibration of Plate-Beam  
Combination Structures(I) 1967 年 6 月 越出 慎一, 林 洋一  
堀 武敏
- TR-138 変厚片持板の静撓みについて  
Deflection Analysis of Variable Thickness  
Cantilever Plate 1967 年 7 月 堀 武敏, 越出 慎一
- TR-139 多発動機付ヘリコプタの片発停止時における最適  
着陸操作—前進速度 0 の場合—  
Optimal Vertical Descent Procedure with Par-  
tial Power of Multi-Engined Helicopters  
—The case of Rejected Take-Off— 1967 年 8 月 古茂田真幸
- TR-140 流線法によるダクト流れ  
Streamline-Curvature Approach to Duct-Flow  
Problems 1967 年 9 月 藤井昭一, 宇野威信
- TR-141 マトリクス内力法による半張殻構造の応力解析に  
ついて  
Semi-Monocoque Structures Solved Numerically  
by the Matrix Force Method 1967 年 10 月 川島矩郎
- TR-142 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験  
Experimental Studies on Some On-Off Attitude  
Control Systems Using a Dynamic Model 1967 年 10 月 樋口一雄, 堀川勇壮  
村上 力, 小川敏雄  
真柳光美
- TR-143 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究  
Experimental Studies on the Primary Zone  
of High-Intensity Combustors 1967 年 10 月 大塚 貞吉, 鈴木邦男  
相波 哲朗, 石井浅五郎  
広瀬 健樹
- TR-144 円管流の非定常熱伝達  
—第 2 報 薄い壁の場合—  
Transient Heat Transfer through a Thin  
Circular Pipe Due to Unsteady Flow in the  
Pipe 1967 年 11 月 林 二識, 井上建二
- TR-145 ロケット用耐熱材料の研究  
Study on Heat Insulation Materials for Rocket 1967 年 11 月 古田敏康
- TR-146 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研  
究  
Study on the Miniature Type High Sensitivity  
Accelerometer Using Semiconductor Strain  
Gages 1967 年 11 月 田畑 浄治, 大坪孔治  
滝沢 実
- TR-147 固体ロケット・モータのノズルにおける熱伝達の  
実験的研究  
—プロペラント内へ添加されたアルミニウムの  
影響—  
An Experimental Investigation of Heat Transfer  
in the Nozzle of High-Aluminized Solid  
Rocket 1968 年 2 月 五代 富文, 湯沢克宣  
伊藤克弥, 西村久男
- TR-148 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察  
—失速フラッタの研究(I)—  
Optical Observation of the Separated Flow  
around an Oscillating Aerofoil at High Mean  
Angles of Attack with Special Reference to  
Stall Flutter 1968 年 2 月 中村 泰治, 磯貝 紘二  
江尻 宏
- TR-149 よどみ点におけるグラファイトのアブレーション  
の実験的研究  
An Experimental Study of the Ablation of  
Graphite in the Stagnation Region 1968 年 2 月 相原康彦, 野村茂昭  
渡辺泰夫

TR-150 強化プラスチックの熱的物性値について (輻射加熱による測定) The Measurement of Thermal Properties of Reinforced Plastics at Temperatures up to 150°C (Infra-red Radiation Method)	1968 年 2 月 小川 鑛一, 野口 義男
TR-151 空気力学的加熱の少ない極超音速飛しょう体 Minimum Heat Transfer Body at Hypersonic Speeds	1968 年 3 月 相原 康彦
TR-152 二次元二重円弧翼列の遷音速実験 High Speed Tests of Compressor Cascades With Double Circular Arc Blade Sections	1968 年 3 月 近藤 博, 蓑田 光弘 山崎 紀雄, 古川 昇
TR-153 アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高温気 流の研究 Study of High Temperature Flow around Body Using an Arc-Driven Shock Tube	1968 年 4 月 松崎 利一, 上瀬 千春
TR-154 フライングテストベッドの計画 ー本体のシステムデザインー System Design of Flying Test Bed for VTOL Aircraft at National Aerospace Laboratory	1968 年 5 月 新型航空機部
TR-155 遷音速における Control-Surface Buzz に関する 研究 An Investigation on Control-Surface Buzz at Transonic Speeds	1968 年 5 月 中村 泰治
TR-156 二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合におよ ぼす曲率の研究 Effects of Curvature on the Similar Structure and Turbulent Mixing of Two-dimensional Curved Jets	1968 年 5 月 遠藤 浩
TR-157 電子線密度測定法による低密度極超音速流の実験 的研究 Experimental Study of Low Density Hypersonic Flow by Using Electron-Beam Densitometry	1968 年 6 月 和田 勇, 曾 我国 男
TR-158 局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に対す る近似について On Approximations for Nonlinear Cauchy Problems in Locally Convex Spaces	1968 年 6 月 小島 清史
TR-159 T型結合板の振動 The Vibration of T-Shape Plates Structure	1968 年 7 月 塙 武敏, 築地 恒夫 越出 慎一
TR-160 梁, 板結合構造物の振動 (II) On the Natural Vibration of Plate-Beam Com- bination Structures (II)	1968 年 8 月 塙 武敏, 築地 恒夫 多田 保夫, 越出 慎一 林 洋一, 日下 和夫
TR-161 宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法 An Optimal Explicit Guidance Equation for Space Vehicle	1968 年 8 月 新田 慶治, 松島 弘一 大坪 孔治, 志 甫 徹
TR-162 よどみ点領域での非定常空力加熱の測定 Measurements of Unsteady Aerodynamic Heat- ing at Stagnation Region	1968 年 9 月 野村 茂昭
TR-163 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する考 察 Investigation on the Stability and Control Characteristics of a Twin-propeller STOL Airplane	1968 年 9 月 別府 護郎
TR-164 熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外板の 温度上昇とその電気抵抗アナログ回路 Investigation of the Streamwise Heat Conduction Effect on the Transient Aerodynamic Heating of Thin-skinned Bodies by the Resistance Net- work Analog Method	1968 年 10 月 小川 鑛一
TR-165 有限要素法による箱型梁の解析 Applications of the Finite Element Method to Box Beams	1968 年 11 月 三本木 茂夫

TR-166	ジンバルエンジン駆動用バルブの基礎的解析 Fundamental Analyses of Gimbal-Engine Positioning Hydraulic Control System Made Use of DPF Servovalve	1968 年 11 月	輿石 肇, 畑山茂樹
TR-167	アブレーションによる空力加熱の減少の測定 Measurements of Heat Transfer Reduction by Ablation	1968 年 11 月	野村茂昭
TR-168	角度測定周波数測定併用のトラッキングシステムの計算処理に関する研究 On the Orbit Determination Procedures for the Doppler Frequency Measurement with Angular Measurement Tracking System	1968 年 11 月	鳥海良三, 松本一夫 樋口一雄, 戸川隼人 木村武雄
TR-169	VTOL 機操縦研究設備 Design and Construction of VTOL Flight Simulator System	1968 年 11 月	樋口一雄, 百名盛之 三好範子, 岡部正典 山本六郎, 川原弘靖
TR-170	STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する研究 (I) 姿勢制御方式の解析 System Studies on Automatic Longitudinal Stabilization Control Systems for STOL Aircraft. Part 1 Automatic Attitude Control Systems.	1968 年 12 月	堀川勇壮, 森 幹彦
TR-171	T Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-172	高速における円錐体および三角翼の動安定微係数の測定 Measurement of Dynamic Stability Derivatives Cones and Delta-Wings at High Speed	1969 年 2 月	柳沢三憲
TR-173	T Coupling Effect of Radiative Heat on Convective Heat Transfer	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-174	Navier-Stokes 方程式に対する差分法 Difference Method for Navier-Stokes Equation	1969 年 4 月	三好 甫
TR-175	低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について —失速フラッタの研究(II)— Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers	1969 年 6 月	中村泰治, 磯貝紘二 江尻 宏
TR-176	軸流回転機の翼の振動について (I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布 On the Vibration of Axial-flow Turbomachine Blades (I) Natural Frequency, Modes and Vibratory Stress Distribution	1969 年 7 月	宮地敏雄, 星谷昌二 祖父江 靖, 網干三郎 岩部柱相, 武田克巳
TR-177	固体ロケットモータの推力大きさ制御の研究 —特性と小型モータによる実験— Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors —Characteristics Analysis and Small Motor Test—	1969 年 7 月	五代富文, 湯沢克宜 伊藤克弥, 西村久雄
TR-178	測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリクスに対する必要条件 Necessary Conditions for the Optimal Weighting Matrices of Quadratic Performance Index to Maximize the Measure of the Controllable Set	1969 年 7 月	川幡長勝
TR-179	テフロン非定常アブレーションの測定 Measurements of Transient Ablation of Teflon	1969 年 8 月	野村茂昭
TR-180	鈴鹿山脈付近における乱気流の観測 Measurement and Analysis of Atmospheric Turbulence over the Suzuka Mountain Range	1969 年 8 月	竹内和之, 小野幸一 山根睦三郎, 岡 遠一 外崎得雄

TR-181 振動翼における表面非定常圧力の測定 —失速フラッタの研究 (III)— Unsteady Surface Pressure on an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter	1969 年 8 月	中村泰治, 磯貝紘二 江尻 宏
TR-182 点束縛のある板の振動について On the Natural Vibration of Plates Restrained at Several Points	1969 年 9 月	塙 武敏, 多田保夫 泉 日出夫, 越出慎一
TR-183 軸流圧縮機動翼取付部の強度についての実験的研究 —隙間のあるピン接合部— Experimental Investigation of Strength of Axial Flow Compressor Blade Root —Pin Joint Lug having Clearance between Pin and Pin Hole—	1969 年 9 月	池田為治, 山岸 崇
TR-184T An Improved Method of Designing and Cal- culating the Minimal Wave Drag Configura- tion by Supersonic and Moment-of-Area Rules	1969 年 10 月	Kenneth K. Yoshikawa
TR-185 FRP ロケットノーズコンの赤外線輻射による加 熱実験 Thermal Characteristics of FRP Rocket Nosecone	1969 年 11 月	小川 鑛一, 遠藤 修司
TR-186 ロケット搭載用伝送線路型アンテナの解析 The Analysis on Transmission-line Rocket Antennas	1969 年 12 月	田畑 浄治, 桜井善雄 三浦雅男, 松崎良継 塚本 憲男
TR-187 ホール効果を用いた地磁気式姿勢計の研究 A Magnetic Attitude Measuring Instrument Ap- plying the the Hall Effect	1969 年 12 月	木村 茂, 田畑 浄治 松崎良継
TR-188 浮動型 1 自由度積分ジャイロの不等弾性誤差 Analysis of Anisoelastic Errors of a Floating Single-Degree-of-Freedom Integrating Gyro	1970 年 1 月	大月 正男, 新宮博公 田畑 浄治, 鈴木孝雄 円居 繁治
TR-189 誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリッド シミュレーション The Hybrid Simulation of Guided and Control- led Flight of Rocket	1970 年 1 月	興 谷 肇, 中正 夫 森 英彦, 大石 晃 冠 昭夫, 本間 幸造

---

## 航空宇宙技術研究所報告190号

昭和45年2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)44-9171(代表) 182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---

