

UDC 533.6.011.55
533.6.071.8
533.6.08

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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

和田 勇 會 我國 男

1968 年 6 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|--------|--|----------|--|
| 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
塙 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 | 塙 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 Partial 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 勇壯
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 the 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 |

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*

和田 勇**・曾 我 国 勇**

Experimental Study of Low Density Hypersonic Flow by Using the Electron-Beam Densitometry

By Isamu WADA and Kunio SOGA

Hypersonic low density flow has been investigated by using a shock tunnel and electron-beam densitometers. The absorption and fluorescence methods of electron-beam densitometry have been developed for flow measurement in the test section of the shock tunnel. The present paper is summarized from experimental results presented in previous papers.^{9), 10), 11), 12)}

A flat plate with a sharp leading edge is investigated in a hypersonic flow having a Mach number of 6.5 and Reynolds numbers of 16000, 2000, 1000 per centimeter. The induced surface pressures near the leading edge at small Reynolds numbers are significantly smaller than those predicted by the strong and the weak interaction theory.

The hypersonic low-density wakes behind spheres 0.2cm and 0.395cm in radii and a cylinder 0.195cm in diameter are investigated in detail. The radial density distributions across the shock layer and the wake at various distances downstream from the spheres are measured at free-stream Mach numbers of 7.35, 6.9 and Knudsen numbers (based on the radius of the sphere and the diameter of the cylinder) from 0.056 to 0.25. Density distribution along the stagnation stream line ahead of the cylinder are also presented in comparison with Bird's numerical results. The future problem of hypersonic flow in the region of transition from free-molecule flow to continuum flow is discussed.

1. は し が き

高度 50 km から 100 km の高層における大気密度は、海面上における値 ρ_0 の 10^{-3} から 10^{-6} の値に変化する。このような希薄な空気中を高速で飛行するロケットが実用化し、広い範囲のマッハ数、レイノルズ数における資料が要求されるようになった。このような応用的必要性から低密度極超音速流の領域の研究が広く行なわれている^{1)~5)}。

また、このような飛行条件で飛しょう体は連続流から自由分子流に至る広範囲な領域(中間流領域, Transition flow regime)を通過する。このような流れの性質をクヌーセン数(大気の平均自由行程と物体の代表的長さとの比)によって区分するのが普通である。この値は流れのマッハ数とレイノルズ数の関数でもあ

り、この領域で 0.01 から 10 の値となる。

この中間流領域についての理論的研究も進められつつある^{29), 30)}。とくに連続的取扱いから、近似的試みが行なわれ、流れの定性的説明に役立って来たが、問題の複雑さのためにまだ十分に満足できる結果がえられていない。また、一方では分子間衝突を無視できる希薄な状態の流れの記述は、気体分子の物体表面との干渉問題を除き成功している。これに引き続いて、分子間衝突を考慮して、中間流領域への理論の拡張が試みられている。このような理論的研究と並行して、中間流領域の実験が各国で行なわれ、可能な実験方法を広く検討し、その成果がえられつつある^{1)~5)}。

さきに二段膜衝撃波風洞を低圧で作動した場合における測定部内の極超音速流の成立過程を試作した電子線密度測定装置の吸収法を用いて調査し、流れの自由流条件を決定した(TR-37 T, 文献 6)。さらに、流れの中におかれた鋭い前縁の平板上の衝撃波と境界層の干渉による誘導圧力におよぼす希薄効果を調べた^{7), 8), 9)}。

* 昭和43年 5月16日受付

** 空気力学第一部

本報では、引き続き改良を行なってきた電子線密度測定装置と使用した二段膜衝撃波風洞の概要とその性能について第2章にのべ、それらの装置を使って行なった中間流領域の極超音速流にかんする実験結果について第3章に紹介する。

3(a)には前に報告した平板の圧力分布^{8),9)}と同じ領域での実験が、米国において低密度風洞を使用して行なわれたので、平板温度の補正をして両者を比較し、その希薄効果についてのべる。3(b)ではすでに文献6)などに報告したと同じ吸収法の原理を用いて、流れの密度分布を測定するのに便利のように、衝撃波風洞の一樣流の維持時間の数ミリ秒以内に多点の測定を試み、球の前方衝撃波前後の密度変化の測定を行なった。3(c)では、けい光法(電子線密度測定法の一つ)を衝撃波風洞内の流れの測定に応用したので、吸収法を用いた場合よりも、さらに低密度の実験が行なえるようになった。球、円柱を用いて、クヌーセン数が0.25までの実験を行なうことができるようになったので、その結果について報告する。このような連続流と中間流との境界領域においては、本報で報告する密度分布の測定が重要な基本的物理量を与え、理論との比較にも便利であることを示している^{10),11),12)}。

記 号

P : 圧力	[kg/cm ² or mmHg]
T : 温度	[°K]
ρ : 密度	[kg sec ² /m ⁴]
D : 直径	[cm]
M : マッハ数	
Re : レイノルズ数	
Kn : クヌーセン数	
λ : 平均自由行路	[cm]
c : 粘性係数温度間の係数	
ψ : 極超音速干渉パラメータ	
$\tilde{\psi}$: 温度補正した極超音速干渉パラメータ	
x, y : 流れの方向に平行あるいは垂直な座標	[cm]

添 字

b : 模型表面の値
s : 風洞よどみ点における値
o : 標準状態の値
∞ : 自由流における値
x : 前縁からの x 方向距離を基準長とした値
$\frac{D}{2}$, D : 半径, 直径を基準長とした値
2 : 衝撃波風洞高圧室初期設定値
1 : 衝撃波風洞中圧室初期設定値
vac : 衝撃波風洞真空槽初期設定値

2. 装 置

2.1 二段膜極超音速衝撃波風洞

この種の極超音速衝撃波風洞内に発生する流れについては、多くの著者によって研究が続けられ、すでに総合的な報告がいくつか行なわれている^{13),14)}。本実験に使用した衝撃波風洞の初期のものについては著者の一人がすでに紹介したので参照されたい⁶⁾。ここでは真空槽、メカニカル・ブースタ・ポンプなどを増設した風洞の諸元を図2.1に示している。わが国においても、この種の二段膜極超音速衝撃波風洞内の流れの成立過程について光学的方法、X線吸収法などを用いて調査している^{15),16)}。本報では前報で報告した結果に引き続き、次節で紹介する電子線密度測定法(吸収法, けい光法)を衝撃波風洞測定部の流れの測定に利用し、この衝撃波風洞を低圧で作動して、比較的マッハ数の大きくない($M=6\sim 8$)低密度極超音速流の領域での実験を可能としている。本実験に使用した衝撃波風洞の高圧室, 中圧室, 測定部・真空槽各部の初期設定圧力と、その初期圧力条件における測定部の自由流の状態を表1.1にまとめて示している。この表に示した二次元ノズルを使用した場合と軸対称ノズルを使用した場合の流れのマッハ数を決定した方法は多少異なっている。軸対称ノズルの場合には、中間流領域の希薄気流の実験のために、各部の初期設定圧力をとくに低く選んでいるので、二次元ノズルの場合のよ

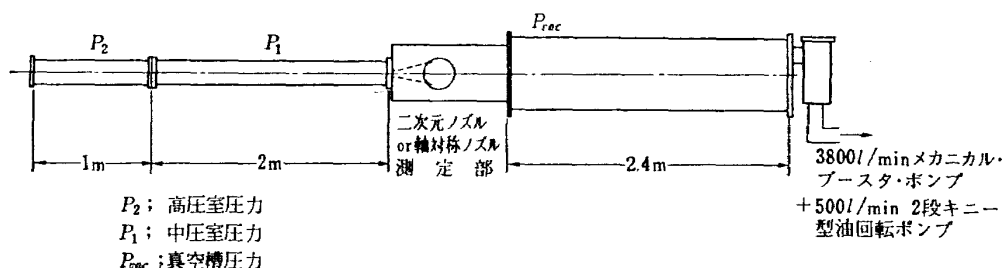


図 2.1 衝撃波風洞概略図

表 1.1 衝撃波風洞の運転条件と自由流条件

	高圧室圧力, P_2		低圧室圧力, P_1		真空槽圧力 P_{vac} mmHg	よどみ点 圧力 P_s mmHg	よどみ点 温度 T_s °K (推定値)	$(\rho_\infty/\rho_0)_{mean}$	M_∞	Re_∞/cm
	kg/cm ²	mmHg	kg/cm ²	mmHg						
二 次 元 ノ ズ ル	12		1		2.0					
	6			380	1.0			7.2×10^{-3}	6.5	2.37×10^4
	4			254	0.7			4.7×10^{-3}	6.5	1.6×10^4
		380		31.7	0.08			5.7×10^{-4}	6.5	2×10^3
		190		15.8	0.03			2.8×10^{-4}	6.5	1×10^3
軸 対 称 ノ ズ ル		190		15.8		203	510	2.7×10^{-4}	7.7	1.21×10^3
		126.7		10.6		71.1	510	1.2×10^{-4}	7.35	5×10^2
		142.0		3.55		42.4	650	6.3×10^{-5}	6.9	2.1×10^2

うに、チタン酸バリウム圧力計を用いて検討した衝撃波管理論による結果(文献6)参照)からの外そうはむずかしい。したがって、半導体ストレイン・ゲージ圧力計(KYOWA, MPC-10SA)を用いて風洞よどみ点圧力の測定を行ない、入射衝撃波および反射衝撃波による圧力変化から風洞よどみ点温度を決定した。なお、本報で使用した風洞よどみ点圧力の範囲は半導体ストレイン・ゲージ型圧力計の限界である。この風洞よどみ点圧力と電子線密度測定法による測定部の自由流密度(二次元ノズルの場合は吸収法, 軸対称ノズルの場合はけい光法)との各測定値から流れのマッハ数を決定している。二次元ノズルを用いた実験範囲では、ほぼ面積比によるマッハ数とみなすことができるが、軸対称ノズルを用いた低密度領域では図2.14に

示す密度分布から明らかなように等エントロピ流の部分が小さく、表1.1に示したように低密度流ほどマッハ数は小さい値となる。

図2.2は面積比75の二次元ノズルを取り付けた場合の衝撃波風洞を示し、電子線発生装置と電子線強度測定装置を風洞測定部の両側壁に取り付け、吸収法による測定を行なっている写真である。また、光学的測定も併用できるように、マッハ・ツェンダー干渉計、シュリーレン装置も設置してある(文献6)参照。

図2.6は同じ二次元ノズルの測定部側壁に一樣流の持続時間内に多点の密度を測定するための電子線発生装置を取り付けた状態を示す写真である。この装置は後に述べるように、陰極線管を用い気体中を通過する電子線を走査して、測定部の反対側側壁に取り付けたフ

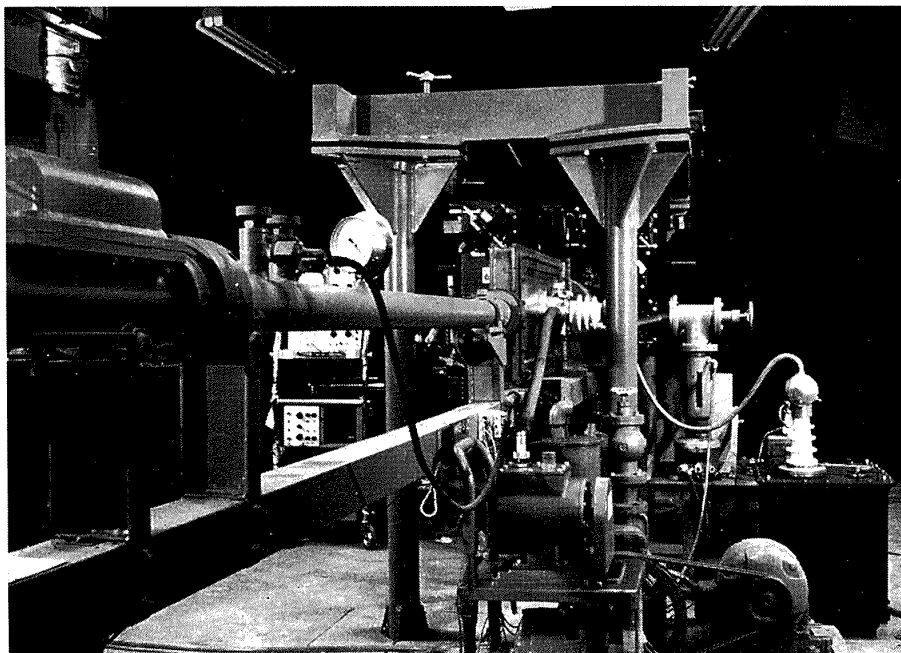


図 2.2 吸収法電子線密度測定装置を取り付けた衝撃波風洞

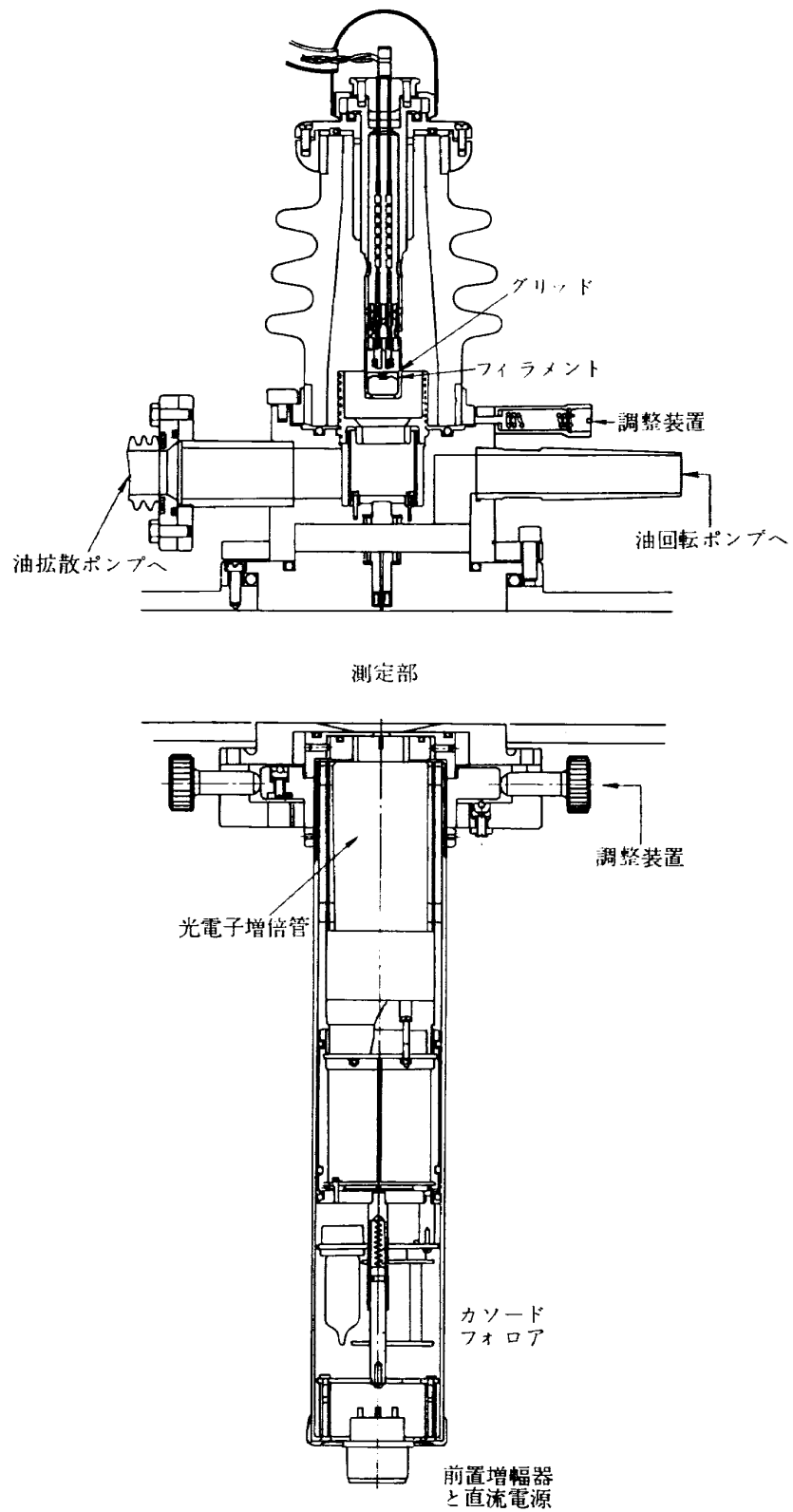


図 2.3 吸収法電子線密度測定装置

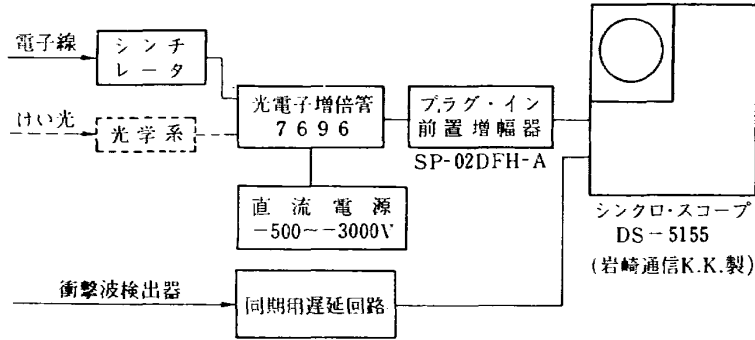


図 2.4 電子線強度測定用ブロック図
(..... は 2 (c) 参照)

フィルム上の濃度から多点の測定を行なうことができる。

図 2.9 は面積比約 190 の噴流型円錐状ノズルを取り付けた場合の風胴を示している。前に述べた電子線発生装置とその反対側に電子線調整用のファラデ・ケージを、上部壁に電子線により励起された気体分子の発光量を測定するためのレンズ系と光電子増倍管を内蔵した装置が取り付けられている。とくに、この方法は上述の二つの例と異なって、けい光法を用いたものでさらに低密度領域の実験を行なうことができる。

この衝撃波風胴は低圧で作動するため、弱い衝撃波でも容易に膜が破れるように、第 2 段の膜には常に乾燥したオブラートを使用し、第 1 段の膜には通常のとおりセロファン膜を使用している。

2.2 電子線密度測定装置

電子線による気体の状態量の測定は多くの人々によって開発されつつあり、希薄気体の流れの研究にとくに貢献している^{6), 17), 31)~47)}。

この報告では気体密度を決定する方法として衝撃波風胴の測定に応用し、気体分子による電子線の散乱減衰を利用した吸収法と電子線によって励起した気体分子の発光を利用したけい光法とを併用して、それぞれの低密度極超音速流領域での実験に使用している。

(a) 吸収法

装置の写真を衝撃波風胴とともに図 2.2 に、概略図を図 2.3 に示したが、この場合の詳細については文献^{6), 7), 8)}にも報告したので、ここでは簡単に紹介する。また、電子線の測定回路のブロック図を図 2.4 に示したが、光電子増倍管の出力を衝撃波風胴と遅延回路を通して同期させたシンクロ・スコープで記録する。この遅延回路は市販のパルス・カウンタ式のものを使用している。(2 (a) にのべるけい光法における光電子増倍管出力も同様に記録する。)吸収法による校正結果の一例を図 2.5 に示したが、この結果は被測定気

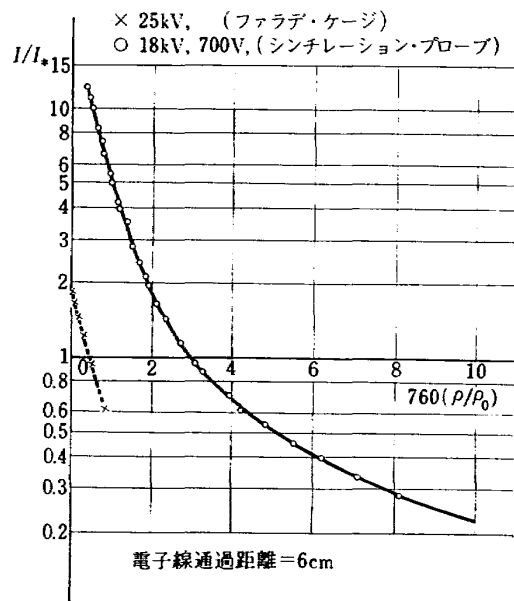


図 2.5 吸収法校正結果

(I : 光電子増倍管出力 添字 * は基準値)

体の層の厚みは 6 cm の場合のものである。常温で圧力が約 10 mmHg から 0.2 mmHg までの間の空気密度の測定が行なえる*。本図の上部に付した数値は、本実験に使用した電子線加速電圧，光電子増倍管用直流電圧，電子線集束用グリッド・バイアス抵抗値を示す。この場合の電子線強度の測定は、シンチレータを置き、その後方に光電子増倍管をおいておこなっているが、約 1 mmHg 以下の密度*の測定ではファラデ・ケージを用いて、高感度前置増幅器付シンクロ・スコープを併用すれば、その測定が可能であることを示している⁸⁾。

(b) 多点測定

(a)にのべた吸収法を流れの密度分布あるいは軸対称物体まわりの流れの密度の測定に応用するためには多

* 以後 ~ mmHg の密度という場合は常温でその値の圧力における密度の略である。

点の測定を必要とし、多くの労力を必要とする。衝撃波風洞の流れの持続時間内に多点の測定を行なう試みを行なった装置の写真を図 2.6 に示した。また、図 2.7 に概略図を示す。油拡散ポンプで排気した高真空部に内蔵したブラウン管用電子銃のタングステン・フィラメントから発生した電子線を中間室に設けた 2 対

の電極に 2 kc および 20 kc の鋸歯状電圧(約±75V)をかけ、互いに垂直方向に走査し多点の測定を行なった。それらの各測定位置は中間室と測定部との間に置いた 500 μ 間隔で、200 μ 直径の穴が格子状に並んだ 5 mm 直径のモリブテン板(カラー・テレビ用遮蔽板類似のもの)の窓をおき決定している。また、この各

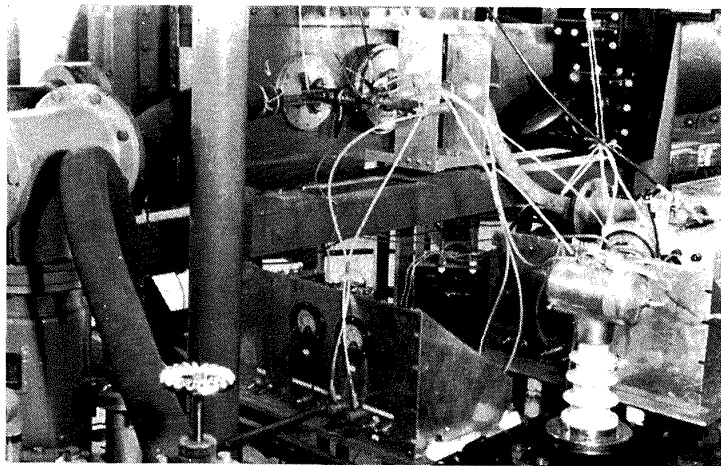


図 2.6 多点測定のためのブラウン管用銃とその付属装置

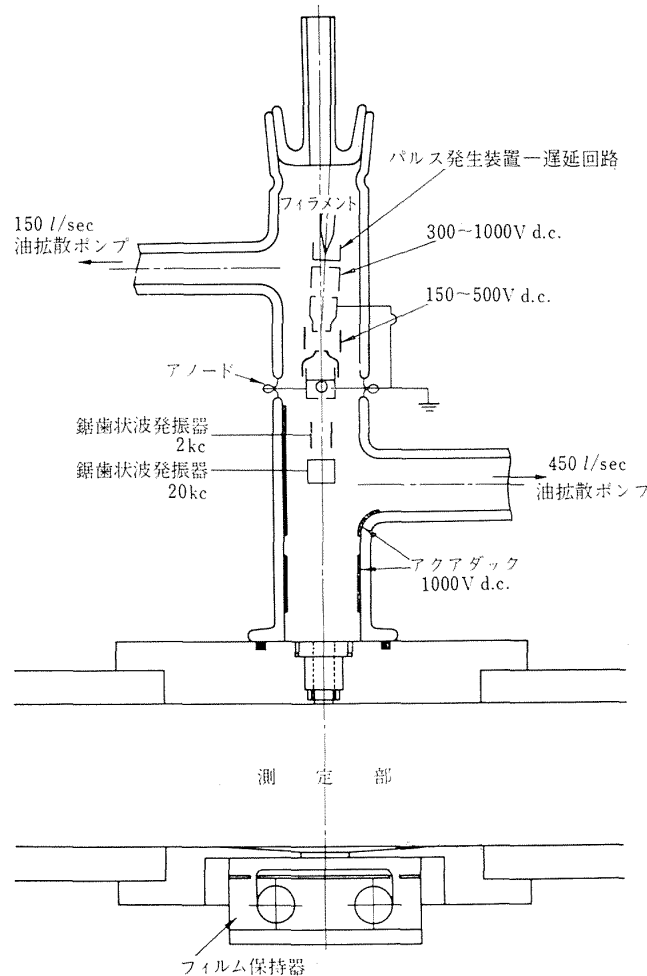


図 2.7 多点測定用吸収法電子線密度測定器

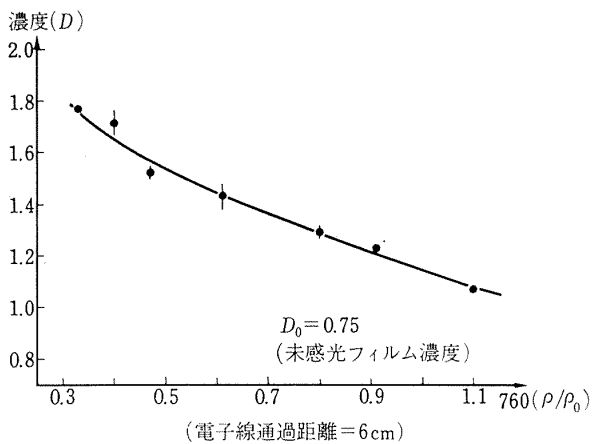


図 2.8 較正結果; フィルム濃度 (D) と空気密度との関係

穴は電子線の絞りの役割を果している。測定部の反対側壁においたフィルムに到達した電子の数（電子線強度）に対応した濃淡がフィルム面に各穴の位置に対してあらわれる。この各点の濃度は図 2.8 に示したように通過した空気層の密度に対応する。フィルムには Fine Grain Positive Film を使用した。また電子銃軸は少し傾け、加熱されたフィラメントからの光が各穴を通してフィルムに到達しないように改良してある²⁾。この傾きは走査用電極の初期直流電圧により補正する。本実験で使用したフィラメント電圧は 16 Vdc、電子線加速電圧 11 kVdc で、各点から投射される電

子線は相互に平行となるように中間室内壁にアクアダックを塗り、 $-1,000$ Vdc の電位を与えたが完全な平行ビームとすることはできず、僅かに放射状となった。しかし、測定結果の整理の際に座標補正を行なった。

(c) けい光法

2 (a), 2 (b) で用いた吸収法よりも、さらに低い密度における実験を行なうために、図 2.9 に示したような装置を使用した。この方法は図 2.11 の較正結果が示しているように、 0.2 ないし 0.1 mmHg 以下の空気密度の測定が可能である。また、吸収法は電子線の通過した軌跡に沿う密度の積分値に対応するものであるが、この方法は以下のべるように測定点を流れの任意の位置に設定できるので、図 2.11 に示した低密度領域の軸対称の流れの実験にも適している。このような密度の範囲となると、電子線の減衰は無視できるほど小さく、吸収法は使用できないが、電子線によって励起された気体分子の発光は各点における気体密度に対応する。また、吸収法ではけい光法のような気体の温度による補正が必要でなかったが、それは気体分子の熱運動による速度が電子の速度に比べて、非常に小さく気体の温度により両者の相互作用はあまり影響をうけないとみなされる。勿論本けい光法でも電子線により励起される分子数は気体温度に関係しないとみなすことができるが、けい光法では励起気体分子と励起さ

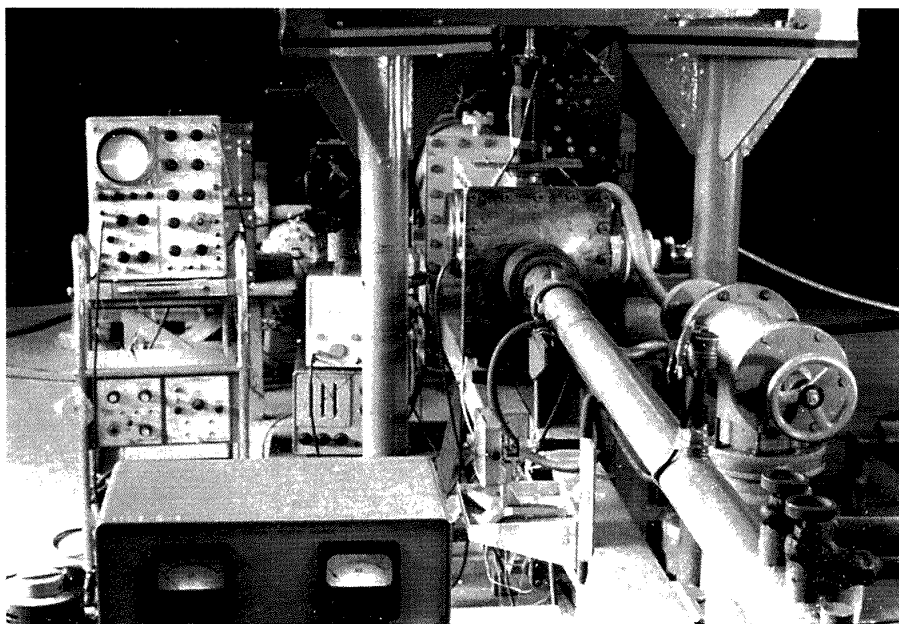


図 2.9 けい光法電子線密度測定装置を取り付けた衝撃波風洞

* 陰極管用電子銃を用いた電子線発生装置の製作は東京芝浦電気中央研究所主任研究員木内雄二博士の協力による。

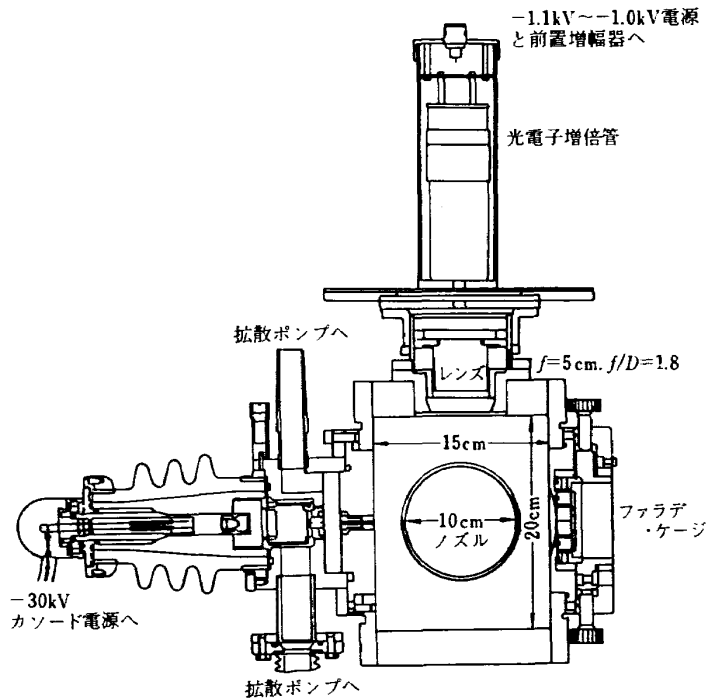


図 2.10 測定部に取り付けたけい光法電子線密度測定装置

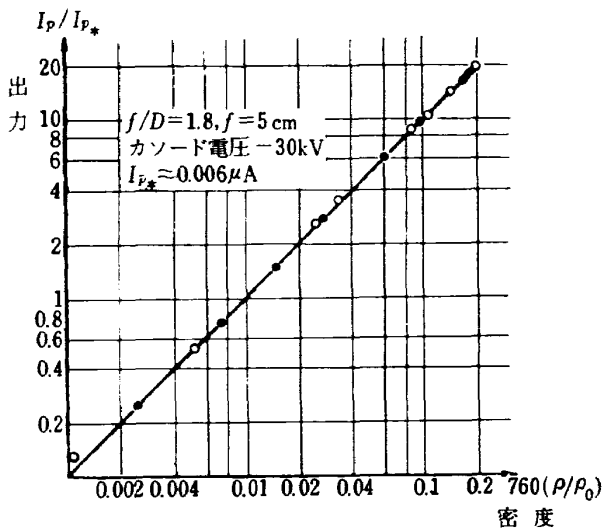


図 2.11 けい光法の較正結果

(I_p , 光電子増倍管出力, 添字 * は基準値)

れていない気体分子の熱運動による衝突のための発光の減少があり, その補正が必要となる。

したがって, その発光量は

$$I = nhc\nu_{nm} / [1 + 2n\sigma^2 \sqrt{4\pi RT} / A_{nm}]$$

n : 数密度 h : プランク常数

c : 光速 ν_{nm} : 波数

σ : 気体分子の衝突半径 R : 気体常数

A_{nm} : アインシュタインの遷移確率

添字 n, m はエネルギー準位を示す。

分母の第2項は分子間衝突のため, 発光せずに失わ

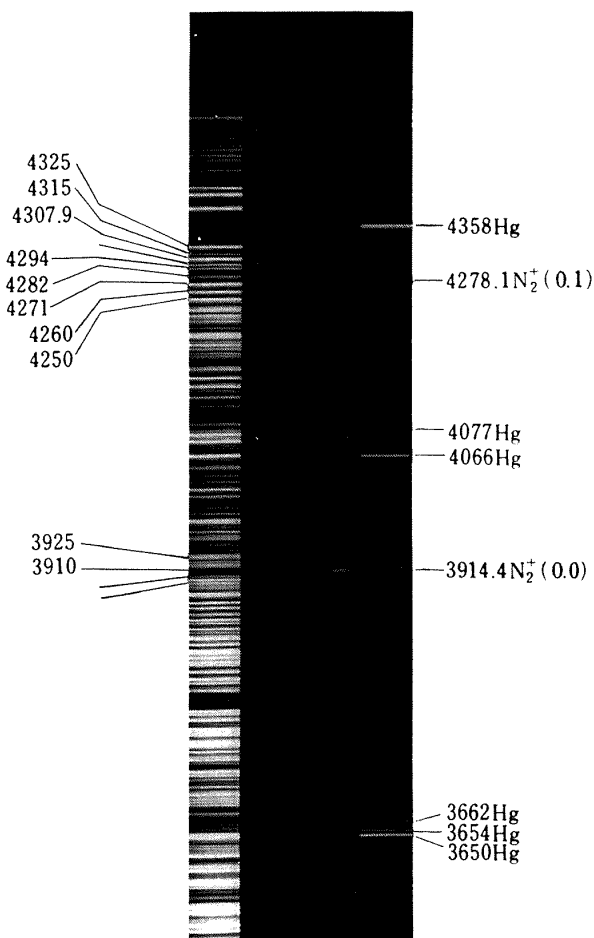
れる励起分子の数であるが, 密度と発光量との関係は図 2.11 に示した通り, その発光量は約 0.2 ないし 0.1 mmHg までほとんど様に密度に比例して増加している。しかし, それ以上に密度が増加すると, 発光量の増加の割合は減少し, 5 mmHg 付近である一定値に近づく。この効果を上式の分母の第3項によるものとして, $2\sigma^2 \sqrt{4\pi RT} / A_{nm} = 6.8 \times 10^{-17}$ の値を選ぶと彼らの実験値と一致すると報告しているが⁽⁴²⁾, これは物理常数から与えられる値より大きな値となっている。それは電子線の減衰を考慮していないためで, 筆者らの 1 mmHg 以下の密度の実験値では物理常数から与えられる 1.7×10^{-17} 以下の値となった。分子間衝突による発光量の減少は常温, 0.1 mmHg の場合で 7%程度となる。したがって, 気体温度が約 700°K から 50°K まで変化しているような本実験の範囲では, 常温で行なった較正結果をそのまま使用しても測定した密度の値には -3% ないし +3.5% 程度の誤差を生ずるに過ぎない。本実験では温度補正を行なわな

い。この装置の配置を図 2.10 に示している。電子線の発生装置としては 2 (a) の場合と同じものを用い, 反対側の側壁にファラデー・ケージを取り付け, 電子線の調整を行なう。電子線の通過した軌跡を示す気体の発光像を上部測定壁に取り付けたレンズ系 (焦点距離 $f=5$ cm, 開絞比 $f/D=1.8$) によってスリット面上に結ばせ, 電子線軌跡の像に沿ってトラバースして, 測

定位置を決定する。したがって、電子線に沿う任意の位置における局所密度の値を直接決定できる。このスリット後方に加速電圧 $-1\text{ kV} \sim -1.1\text{ kV}$ を用いた光電子増倍管をおき、発光量の測定を行なった。光電子増倍管の出力電流は加速電圧 30 kV の電子線を用いて、 $10\mu\text{Hg}$ の空気で $0.006\mu\text{A}$ 程度であった。空気密度に対する較正結果 (図 2.11) は真空管式電圧計を用い、実際の衝撃波風洞の流れの測定には高感度前置増幅器付シンクロ・スコープを使用した (図 2.4)。この両者はあらかじめ比較較正を行なってある。測定点における幾何学的分解能は $0.35\text{ mm} \times 0.20\text{ mm}$ 以下で、前者は電子線の通過するモリブデン絞りの窓の穴の直径から、後者はスリット幅とレンズ系の倍率から決定される。実際の空間的分解能はこれらの値より大きくなるのが予想されるが、空気の場合にはヘリウムの場合のように広がらないとされている。低密度における出力は微小でありノイズを伴うので、実際の流れの測定に 1 Mc の低域濾波器を使用し、数 μHg までの密度も決定できるようになった。

また、空気の発光の構成スペクトルは Gadamer, Muntz らが指摘したように [電子線関係文献 8), 9), 10)]。 $\text{N}_2^+(0, 0)$, 3914 \AA と微弱な $\text{N}_2^+(0, 1)$, 4278 \AA の各バンドから成っている。本実験においても水晶型分光器 (Shimazu QF-60, Quartz) を使用して調査した。その結果を図 2.12 に示した*。

図 2.13 に示したシンクロ・スコープのトレースの結果は衝撃波風洞測定部内の流れの立ち上がりを示し



露出時間 70 min
 空気密度 $0.11=760(\rho/\rho_0)$

図 2.12 電子線により励起した空気分子の発光スペクトル

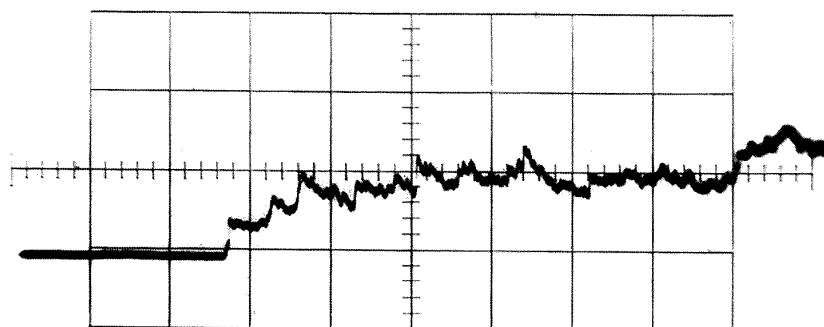


図 2.13 初期衝撃波通過後における一様流の成立過程
 ($300\mu\text{s}/\text{div}$, $5\text{mV}/\text{div}$) フィルタなし

* この結果は空気力学第一部野村茂昭, 渡辺泰夫 両技官の協力による。

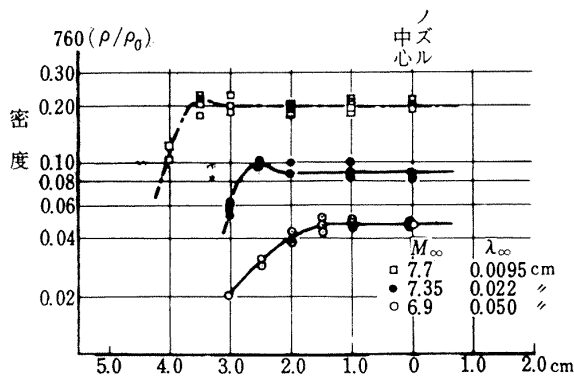


図 2.14 軸対称ノズル測定部の一様流密度分布

たもので、横の時間軸は $300 \mu\text{s}/\text{cm}$ 、縦軸の出力は $5 \text{ mV}/\text{cm}$ である。この場合はノイズを減らす目的のフィルタを使用していない。ノズル出口 1.6 cm の距離における流れに垂直な半径方向の密度分布を図 2.14 に示した。これらの密度の値は初期衝撃波の通過後 0.45 ms から 1.8 ms までの間の平均値である。マッハ数 6.9 、平均自由行路が 0.050 cm の場合のような低密度の実験では、高圧室と中間室との初期圧力比が他の場合と異なるので流れの維持時間は短くなる。したがって 0.45 ms から 1.2 ms までの平均値を用いた。図 2.14 に示した各密度分布の場合における自由流条件は表 1.1 にも示してある。また、次章にのべる球および円柱の実験のために、十分な一様流部分がある。この風洞測定部内部と球の模型を設置した写真を図 2.15 に示している (3 (c) 参照)。

3. 中間流領域における極超音速流

第 2 章で述べたような 2 段膜極超音速衝撃波風洞の

測定に、各目的に応じて試作した種々の電子線密度測定装置を使って、極超音速流における気体の希薄化効果を明らかとした低密度極超音速流の実験結果について述べる。第 2 章の 2 (a), 2 (b), 2 (c) で述べた各装置によって得られた結果をそれぞれ 3 (a), 3 (b), 3 (c) にわけて紹介する。

(a) 鋭い前縁をもつ平板

極超音速流においては衝撃波は物体壁に近づき、その境界層の影響を受けるようになるので、衝撃波と境界層との相互干渉の効果が超音速流の場合と異なって無視できなくなる。両者の干渉の弱い領域と強い領域とにわけて取扱われ、すでに多くの著者によって理論的、実験的結果が報告されている^{19), 20)}。この効果は鋭い前縁をもつ平板上の圧力分布の比較からわかる。また、この効果は極超音速干渉パラメータ $\phi = M_\infty^3 / \sqrt{Re_x}$ を用いて示される。ただしこのレイノルズ数は平板に沿った前縁からの距離 x を基準長さとして決められた値を用い、 $c_\infty \approx 1$ とする。

マッハ数の大きい、たとえば $25, 20, 15$ のような範囲で、極超音速干渉パラメータ ϕ の大きい状態では平板上の圧力分布は上記の強い干渉領域の値からはづれて小さい値となることを Nagamatsu and Sheer が衝撃波風洞による実験結果から予知している²¹⁾。ごく最近になって熱衝撃風洞による実験からも、このような希薄化効果を確認し、希薄パラメータ $M/\sqrt{Re_x}$ によりその効果を示している^{22), 23)}。さらに、この効果は壁上における滑り効果を考慮して、理論的説明が試みられるようになった。このような領域における平板上の流れに関する一連の理論的研究があり、現在なお発展しつつある^{29), 30), 48)~53)}。

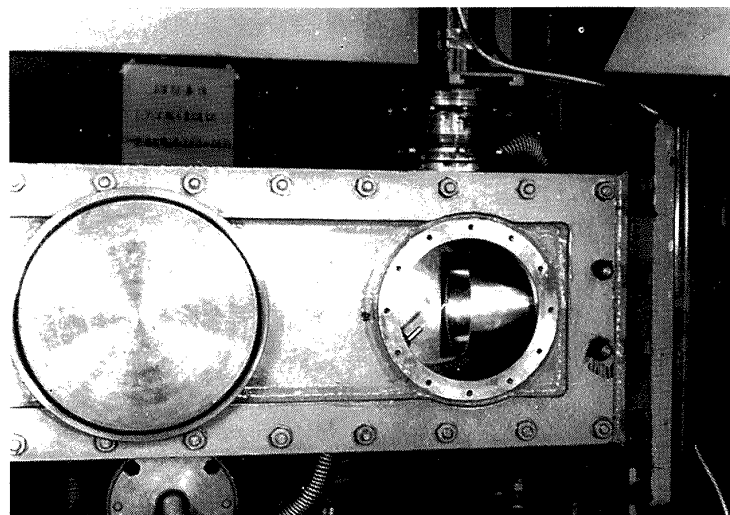


図 2.15 測定部に置かれた球模型

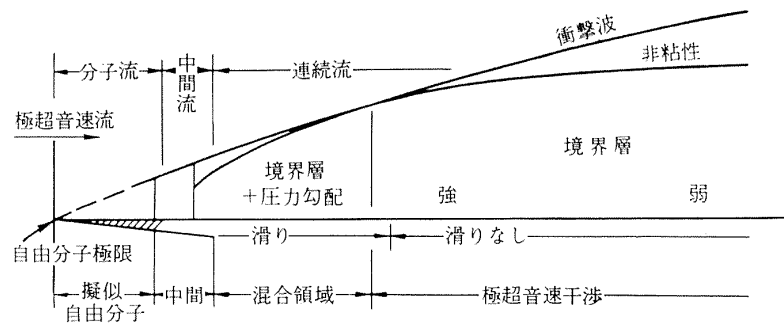


図 3.1 平板上の極超音速希薄流の流れの領域

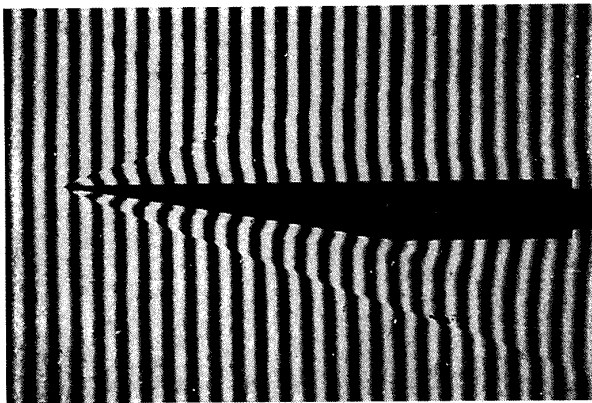


図 3.2 干渉計による平板上の極超音速流の観測
 $M_\infty=6.5, Re/cm=16,000$

ノルズ数が小さい場合にもこれらの値は大きくなり、これらの効果が現われるはずである。図 3.1 に示すように、流れの各領域を一つの平板上の前縁からの距離によって区分することができる。また、参考のために光学的観測の許される範囲での平板上の衝撃波と境界層が干渉している模様を干渉計写真によって図 3.2 に示した。もちろん、本報ではこのような光学的観測のできない低密度領域の実験結果についてのべる。

マッハ数があまり大きくない極超音速条件 ($M_\infty=6\sim 8$) で平板に現われる希薄効果は低密度風洞を用いた当時の実験結果から小さいと考えられていた²³⁾。密度を測定した平板に沿う各位置の気体温度が物体の初期の設定温度にほぼ等しいという仮定を用いて、密度の測定値から圧力を求めた結果はそれまでの実験結果よりもかなり低い値を示し、強い干渉理論から予知される値より低くなったことは著者の一人によって報告されている^{8),9)}。

極超音速干渉パラメータ $M^3/\sqrt{Re_x}$ 、希薄パラメータ $M/\sqrt{Re_x}$ の両者とも、マッハ数が大きいか、低密度流でレイノルズ数が小さいかによって大きな値となる。したがって、前縁からの距離 x が小さく、レイ

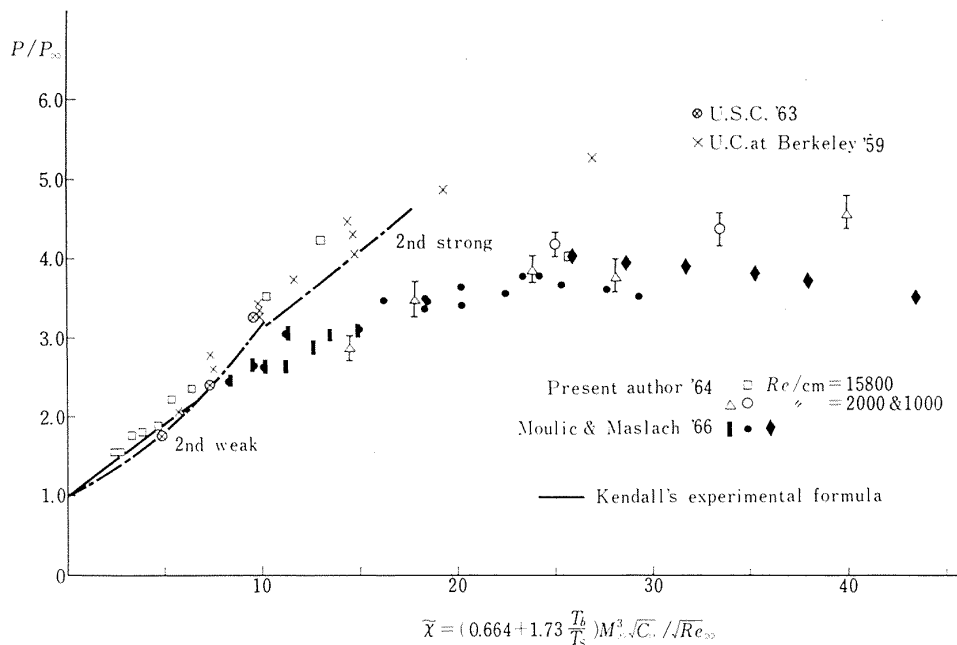


図 3.3 温度補正した極超音速干渉パラメータと平板上の誘導圧力との関係

このような効果は引き続き、バークレのカリフォルニア大学と AEDC の低密度風洞を用いて、それぞれ圧力孔を改良して行なった再実験の結果からもすでに確認されている^{25), 26)}。

ここでは文献 8), 9) に報告したこの実験結果を流れのマッハ数がほぼ等しい条件で行なわれたバークレのカリフォルニア大学の結果と比較している。両者の模型温度 (T_b) と流れの温度条件 (T_s) の違いを補正するために、横軸に $\tilde{\phi} = \{0.664 + 1.74(T_b/T_s)\}\phi$ を用いた。 $\tilde{\phi}$ の小さい領域では一致しており、 $\tilde{\phi}$ の大きいところでは多少の相異はあるが、定性的に一致している。また、参考のために、訂正されない前のカリフォルニア大学の風洞実験結果と南カリフォルニア大学での実験結果も併せて示している。

ただし、2.2(c), 3(c) でのべるけい光法で測定できる密度領域では壁の滑り効果が増すために、一定温度というような簡単な仮定を使用することはできない^{28), 30)}。しかし、著者が指摘したように流れの密度分

布の測定を行なうことが、中間流における理論との比較に重要な役割をなす (3 (c) 参照)^{29), 30)}。

(b) 鈍頭軸対称物体

すでに 2 (a) の装置を用いて、鈍頭軸対称物体の例として流れに平行におかれた円柱のまわりの密度分布を測定したが^{7), 8)}、非常に多くの時間と労力を必要と

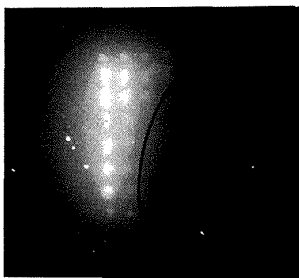


図 3.4 測定例

$\rho_\infty/\rho_0 = 0.00115$
 $Re/cm = 4,0000, D = 0.8\text{ cm}$

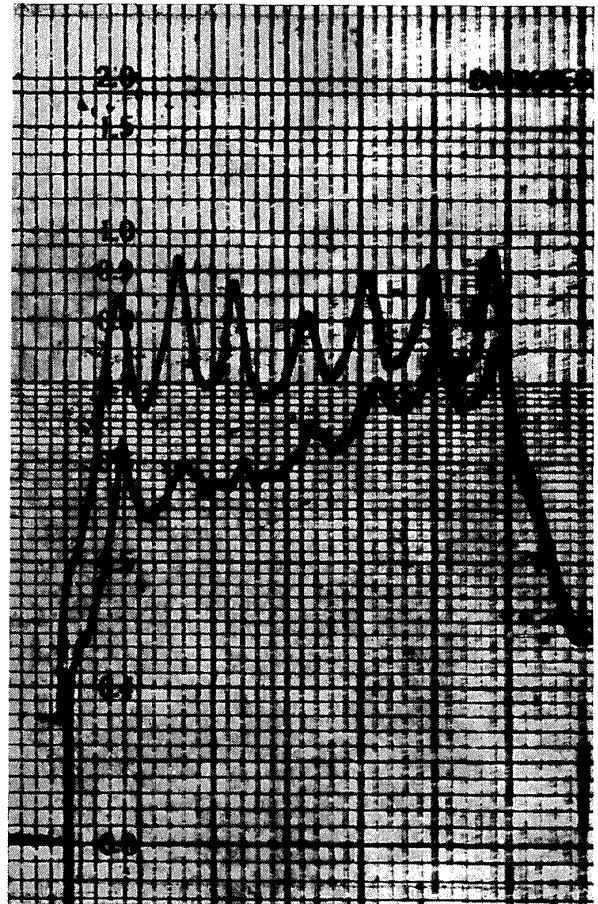


図 3.5 衝撃波前後の密度分布に対応した濃度分布

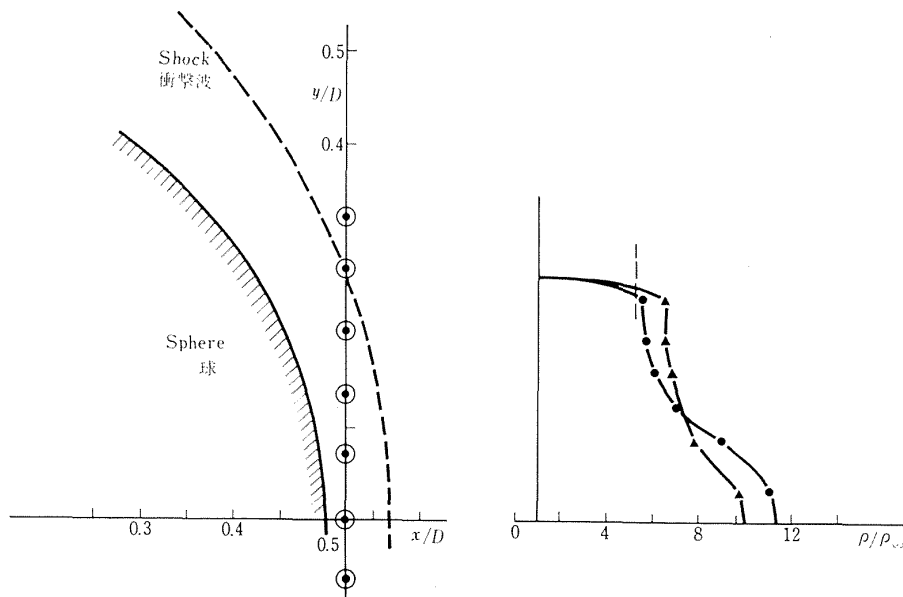


図 3.6 球前方の測定位置とその密度分布

する。ここでのべる結果は 2.2 (b) で報告した装置を使って、吸収法をさらに効果的に軸対称物体の流れの実験に応用できることを示した予備実験の結果である。

球前方に生じた衝撃波前後を通過した電子線の強度に対応するフィルムに写された濃度を図 3.4 に示した。電子線の散乱のために球の表面位置はぼけているので、別に図示した。流れの方向に垂直な方向に並んだ窓の穴から出た電子線の減衰の度合を知るために、フィルムの濃度分布を光濃度計 (RIGAKU MP-III) を用いて測定した。その結果を図 3.5 に示している。図の上側のトレースは衝撃波前方の一樣流の各点の位置を通過した値を示し、下側のトレースは衝撃波後方の各位置を通過した値を示している。両者のトレースともピークの位置が電子線の中心位置に対応する。2 (b) で示したフィルム濃度と空気密度との対応 (図 2.8) から、図 3.6 左に図示した各座標 (y/D) の値をよみ、軸対称流であることから各位置における密度の

値を決定した。同図右に球のよどみ点付近の半径方向 (軸対称) 密度分布の測定結果を示している。二つのデータはその再現性をよく示している^{9),10)}。

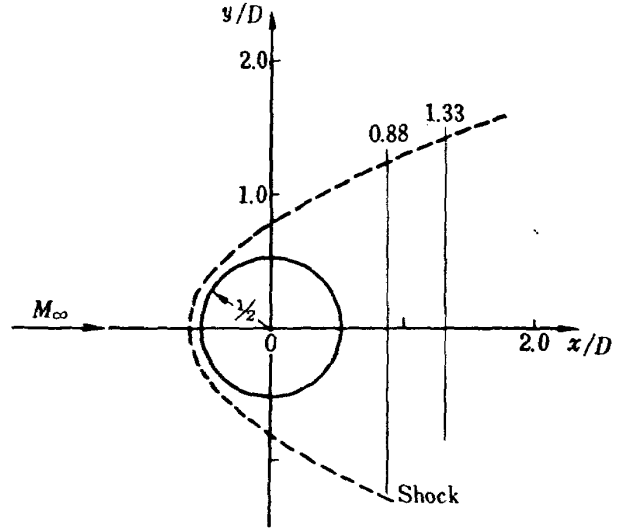


図 3.7 測定位置

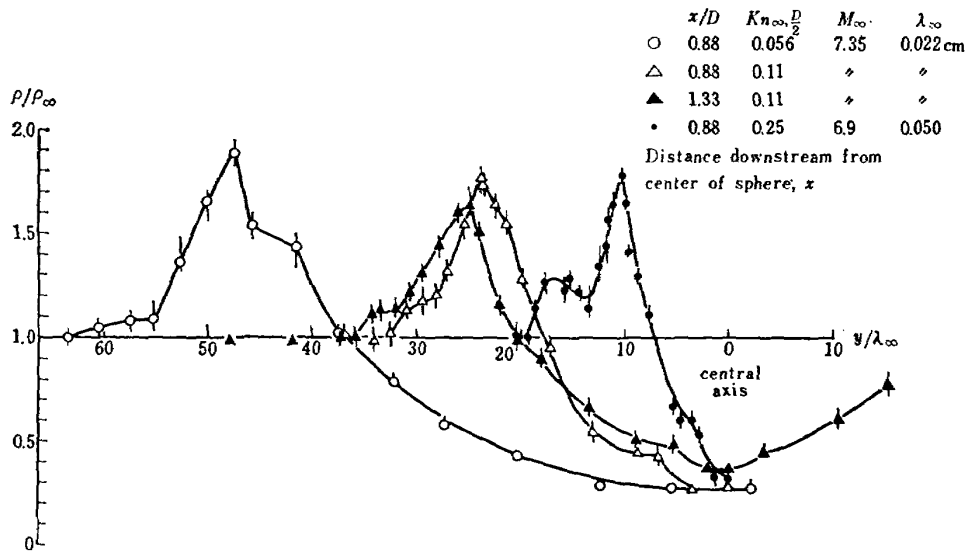


図 3.8 前図に示した各位置での後流内密度分布

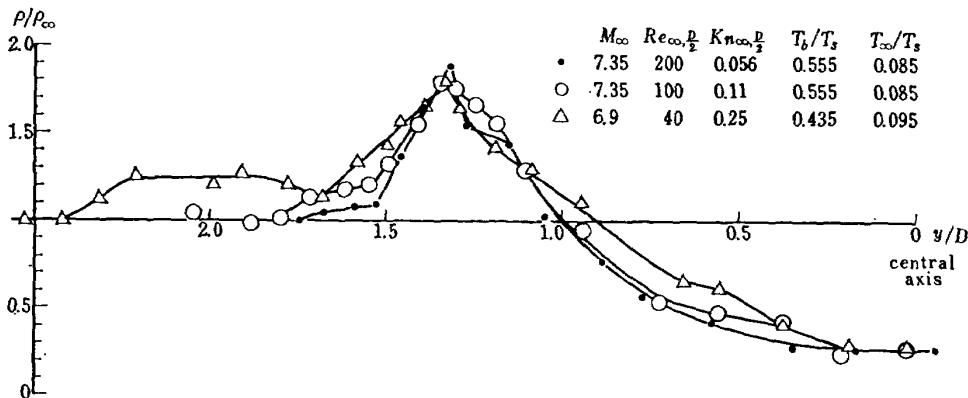


図 3.9 球後方 $0.99D$ における後流および衝撃波層内の密度分布

(c) 球, 円柱 (けい光法による)

最近, 中間流領域の理論的研究が分子論的取扱い²⁹⁾, あるいは連続流の考えから行なわれているが³⁰⁾, いずれも流れの密度分布が比較のための基本的物理量として選ばれている。このことについては筆者の一人がすでに指摘しているが⁵⁾, 平板の例について数値的に解き, 著者の実験結果 (文献 4) 参照) との比較も行なわれている³⁰⁾。

けい光法が低密度領域 (0.2~0.01 mmHg) の流れの局部密度の直接測定を行なうことができ, 軸対称ノズル出口における極超音速流の密度分布を測定した結果をすでに図 2.14 に示した。同図に示した一様流の範囲内に半径数 mm の球あるいは円柱模型をおき, 比較的クヌーセン数の大きい場合の物体のまわりの極超音速流の実験を行なうことができる。ここでは球のまわりの密度分布と理論との比較のためにおこなった

円柱まわりの密度分布の測定した結果を報告する。

半径 2 mm, 3.95 mm の球の後流の密度分布を球の中心より 0.88 D, 1.33 D の位置で流れに垂直な方向に沿って測定した (図 3.7)。その実験結果を図 3.8 と図 3.9 にそれぞれ示した。

前者は横軸に測定点の y 座標を自由流の平均自由行路でわたった無次元座標で示し, 後流位置 0.88 D と 1.33 D における分布をそのまま示している。衝撃波層の変化の様子はいずれの場合も非常によく類似している。後者は球の直径でわたった無次元座標で示しているので, 直径の違いによらずにクヌーセン数の変化による流れの場の変化を表わしている。なお, この分布は球中心より 0.88 D の位置におけるもので, 自由流条件と球の半径を基準としたクヌーセン数 $Kn_{\infty, D}$ は 0.056, 0.11, 0.25 の場合の結果である。球表面の影響をうけると思われる部分は多少の違いがあるが, ほ

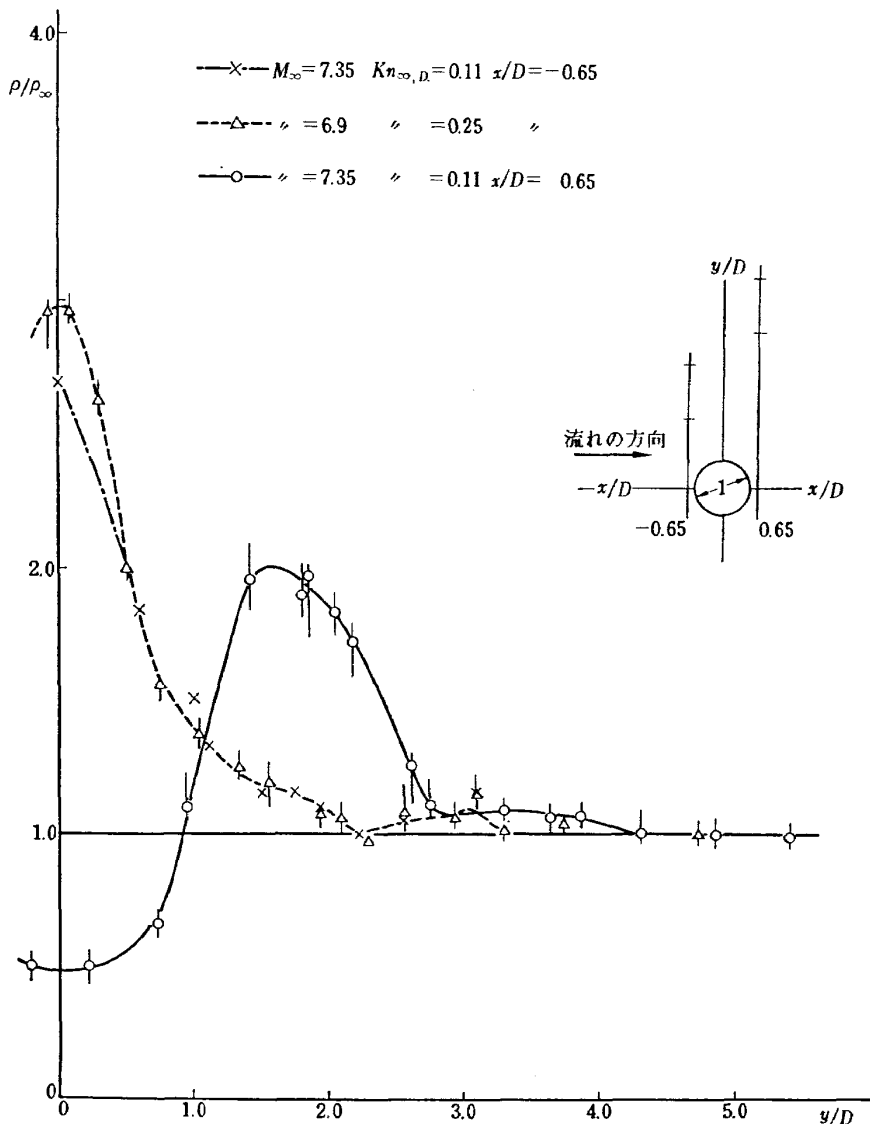


図 3.10 円柱まわりの密度分布

とんど変わっていない。その外側にクヌーセン数が増加するとともに広がる領域がある。このような流れについては物体の温度条件を考慮して、つぎのクヌーセン数を使用するのが妥当とされている^{4),5),20)}。

$$K_n = \frac{4}{\sqrt{\pi\gamma}} \left(\frac{T_b}{T_\infty} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{K_{n\infty}}{M_\infty}$$

そのため、各実験条件に物体温度と自由流温度との比、マッハ数を併せて記録してある。

このような領域での球、円柱後流でのインパクト圧力の分布の測定が Chuan と Yang によっておこなわれているが³¹⁾、インパクト圧力などは未だ基本的物理量との対応関係が確立されていないので、定性的変化の様態を示しているにすぎない。なお、第 3.8 図には数回の実験の平均値とその際のデータの分布も併せて示している。図 3.9 では図の複雑さを避けるために平均値のみを示したが、両図とも本実験における幾何学的分解能の大きさをプロットしている。

図 3.10 には円柱前後に上流側、下流側 $0.65D$ の位置における流れに垂直な方向 (y 方向) の密度分布

の測定結果を示した。なお、この円柱の直径は 1.95 mm である。

希薄な極超音速流中における鈍頭物体の例として、球のよどみ点流線に沿う流れの状態の変化は連続流体的取扱いから、Levinsky & Yoshihara³²⁾ および Kao^{33),34)} があり、また、円柱の場合については、前にのべた Bird がモンテ・カルロ法を用い、1000個の分子について考慮した分子論的数値計算の結果がある²⁹⁾。中間流領域における理論と実験の比較は、従来実験の行なわれた表面熱伝達あるいは抗力係数が用いられる。前者は表面熱伝達の実験結果と一致し^{33),34)}、後者は抗力係数の実験結果とよい一致を示している。したがって、ここでは図 3.11 に円柱よどみ点流線に沿う密度分布の測定結果を示し、Birdの数値計算の結果との比較を行ない、理論との比較に流れの密度分布が重要なことを示している (3 (a) 参照)。もちろん、両者は温度条件が異なるので、完全な比較を行なうに至っていない。また、この測定した密度分布の示す円柱前方の衝撃波層の形状は電磁衝撃波管内におかれた

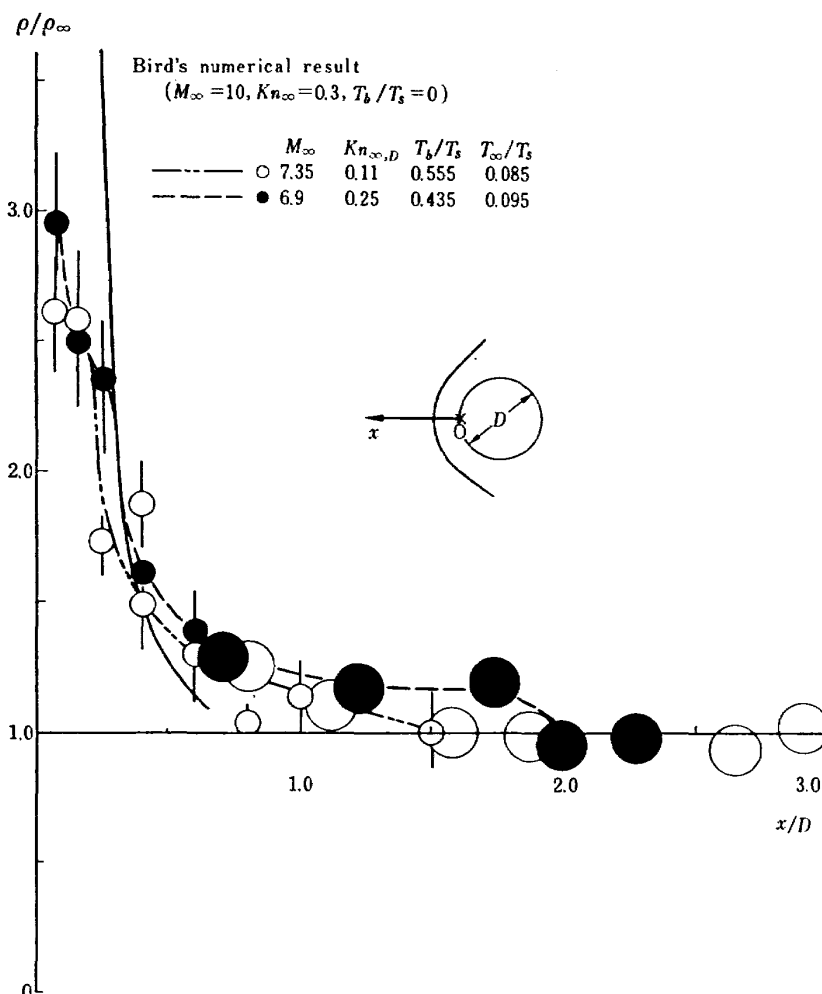


図 3.10 円柱前方のよどみ点流線に沿う密度分布

円柱前方の発光した衝撃波層内の観測結果と類似している¹²⁾。同図に示したように、クヌーセン数のあまり大きくない中間流領域の研究のために、流れの密度分布の測定が重要な役割をもってくる。なお、同図の測定値は本測定における幾何学的分解能の大きさで示されている (2 (c) 参照)。

4. む す び

文献 4), 6), 7) で、すでに報告したように、2 段階膜極超音速衝撃波風洞の測定に電子線密度測定法を使用して、低密度極超音速流の実験が可能となった。本報で報告したけい光法に拡張した一連の実験から、さらに希薄な条件における実験が可能となり、クヌーセン数 0.25 までの実験を行なうことができた。その結果、つぎのように結論できる。

- (1) 連続流から中間流への境界領域の極超音速流の研究のためには、流れの密度分布の測定が重要で、このような領域における平板、円柱、球まわりの流れの密度分布の様相を明らかとした。

鋭い前縁をもつ平板上の誘導圧力は極超音速干渉パラメータが大きいところでは強い干渉理論の値より小さくなり、ある最大値よりさらに減少する傾向が明らかとされていたが、干渉パラメータは図 3.3 で示したようにあまり大きくないが、希薄パラメータが上記の場合と同程度となると (マッハ数が 6~8 程度) 強い干渉領域がはっきりとあらわれないで、弱い干渉領域からそのまま希薄効果が同様にあらわれ、低い圧力の値を示している。このような効果は極く最近になって、 $M_\infty=1.5$ の超音速領域でもあらわれることが B.G.K. モデルを使って確かめられた⁶³⁾。

球後方の流れの密度分布は定性的にクヌーセン数 K_n が大きくなると衝撃波層が広がるが、後流部分はあまり大きな変化を示さないことがわかった。

本報で報告した円柱よどみ点流線に沿う密度分布と Bird の Boltzmann 方程式の数値計算結果との比較 (図 3.11), Butler による連続流の Navier-Stokes 方程式の数値解法による平板境界層の y 方向密度分布と筆者の実験結果⁴⁾との比較³⁰⁾ は各種理論の検討に極めて重要なものとなる。

- (2) 電子線法によって測定できる領域は、未だ理論的にも、実験的にも研究が行なわれている領域であり、シャドウ写真のような流れの観測も行なうことができ、連続式低密度風洞に使用して、流れ

の温度測定も試みられ、今後とも中間領域の希薄気流の資料をうる方法として開発されることが期待される (電子線法に関する文献 35)~47))。

本研究をはじめに当って、東京大学玉木教授に公私ともに御指導いただいたこと、また長期間にわたって本研究の推進にご助力下さった空気力学第一部平木部長に感謝するとともに、衝撃波研究室松崎利一、清水邦夫、上瀬千春技官の協力のあったことを付記して感謝の意を表わす。

文 献

- 1) Rarefied Gas Dynamics, ed. by F.M. Devienne (1960) Pergamon Press, New York.
- 2) Rarefied Gas Dynamics, ed. by L. Talbot (1962) Academic Press, New York.
- 3) Rarefied Gas Dynamics, ed. by J.A. Laurmann (1964) Academic Press, New York.
- 4) Rarefied Gas Dynamics, ed. by J.H. de Leeuw (1966) Academic Press, New York.
- 5) Rarefied Gas Dynamics, ed. by C.L. Brundin (1967) Academic Press, New York.
- 6) I. Wada; Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer, NAL TR-37T (January, 1963)
- 7) I. Wada and K. Soga; Studies of the Hypersonic Flow around Two-dimensional and Axisymmetric Bodies by Using an Electron-Beam Densitometer, Proc. of 5th Int. Sym. on Space Tech. and Sci. (1963) pp. 251-258.
- 8) I. Wada; Experimental Study of Low Pressure Hypersonic Flow by Using an Electron-Beam Densitometer, 4) に同じ, (1965) pp. 535-547.
- 9) 和田 勇; 低密度気流の実験, 日本航空学会誌, 13 巻 139 号 (昭和40年 8 月) pp. 40-42.
- 10) I. Wada and K. Soga; Experimental Study of Low Density Hypersonic Flow by the Electron-Beam Techniques, Proc. of 6th Int. Sym. on Space Tech. and Sci. (1965) pp. 141-146.
- 11) I. Wada; Experimental Study of Hypersonic Low Density Flow by Using the Electron Beam Fluorescence Method, 5) に同じ. pp. 1193-1204.
- 12) I. Wada and R. Matsuzaki; Preliminary Experiment of Transition Regime Flow around Cylinders, 7th Int. Sym. on Space Tech. and Sci. (1967)
- 13) I.I. Glass and J.G. Hall; Shock Tubes, UTIA Review, No. 12 (May 1958) and NAVORD Rept. 1488, Vol. 6 (1959)
- 14) H. Oertel; Stossrohre (1966) Springer-Verlag, Wien and New York.

- 15) F. Tamaki and C.S. Kim; Studies on the Hypersonic Flow Using a Double-Diaphragm Shock Tube, *Jour. Phys. Soc. of Japan*, Vol. 12, No. 5 (1957/5) pp. 550-555.
- 16) F. Tamaki and C.S. Kim; Flash X-Ray Radiography for the Density Measurement in a Hypersonic Air Flow, *Jour. Phys. Soc. of Japan*, Vol. 14, No. 5 (1959/5) pp. 664-669.
- 17) 和田 勇; 電子線による密度測定法, *日本航空学会誌*, 11巻117号 (昭和38年10月) pp. 28-32.
- 18) I. Wada and K. Soga; 6) に同じ.
- 19) W.D. Hayes and R.F. Probstein; *Hypersonic Flow Theory* (1959) Academic Press, New York.
- 20) R.N. Cox and L.F. Crabtree; *Elements of Hypersonic Aerodynamics* (1965) The English Univ. Press Ltd., London.
- 21) H.T. Nagamatsu and R.E. Sheer, Jr.; Hypersonic Shock Wave-Boundary Layer Interaction and Leading Edge Slip, *Am. Rocket Soc. J.*, Vol. 30, No. 5 (1960/5) pp. 454-462.
- 22) H. E. Deskins; Correlation of Flat-Plate Pressures Using the Rarefaction Parameter $M_\infty C_\infty^{1/2} / Re_\infty^{1/2}$, *AIAA J.*, Vol. 2, No. 3 (1964/3) pp. 573-574.
- 23) R. J. Vidal and J. A. Bartz; *Experimental Studies of Low-Density Effects in Hypersonic Wedge Flows*, 4) に同じ, pp. 467-486.
- 24) R.L. Chuan and S.A. Waiter; *Experimental Study of Hypersonic Rarefied Flow near the Leading Edge of a Thin Flat Plate*, 3) に同じ, pp. 328-342.
- 25) I.E. Vas and J. Allegre; *The N-4 Hypersonic Low Density Facility and Some Preliminary Results on Sharp Flat Plate*, 5) に同じ, pp. 1015-1030.
- 26) E.S. Moulic and G.J. Maslach; *Induced Pressure Measurements on a Sharp-Edged Insulated Flat Plate in Low Density Hypersonic Flow*, 5) に同じ, pp. 971-992.
- 27) M. Becker and D.E. Boylan; *Experimental Flow Field Investigations near the Sharp Leading Edge of a Cooled Flat Plate in a Hypervelocity, Low Density Flow*, 5) に同じ, pp. 993-1014.
- 28) P.J. Harbour and J.H. Lewis; *Preliminary Measurements of the Hypersonic Rarefied Flow Field on a Sharp Flat Plate Using an Electron Beam Probe*, 5) に同じ, pp. 1031-1046.
- 29) G.A. Bird; *Aerodynamic Properties of Some Simple Bodies in the Hypersonic Transition Regime*, *AIAA J.*, Vol. 4, No. 1 (1966/1) pp. 55-60.
- 30) T.D. Butler; *Numerical Solutions of Hypersonic Sharp-Leading-Edge Flows*, *Phys. Fluids*, Vol. 10, No. 6 (1967/6) pp. 1205-1215.
- 31) R. L. Chuan and H. T. Yang; *Hypersonic Low Density Wake*, *Phys. Fluids*, Vol. 8, No. 1 (1965/1) pp. 44-55.
- 32) E.S. Levinsky and H. Yoshihara; *Rarefied Hypersonic Flow over a Sphere*; *Hypersonic Flow Research*, ed. by F.R. Riddell (1962) Academic Press, New York.
- 33) H.C. Kao; *Hypersonic Viscous Flow Near the Stagnation Streamline of a Blunt Body*; I. A Test of Local Similarity, *AIAA J.* Vol. 2, No. 11 (1964/11) pp. 1892-1897.
- 34) H. C. Kao; *Hypersonic Viscous Flow Near the Stagnation Streamline of a Blunt Body*; II. Third Order Boundary-Layer Theory and Comparison with Other Methods, Vol. 2, No. 11 (1964/11) pp. 1898-1906.
- 35) V.E. Schopper and B. Schumacher; *Messung von Gasdichten mit Korpuskularstrahlsonden*, *Z. Naturforsch.*, 6a (1951) pp. 700-705.
- 36) A. E. Grün, E. Schopper and B. Schumacher; *Electron Shadowgraphs and Afterglow Pictures of Gas Jets at Low Densities*, *Jour. Appl. Phys.*, Vol. 24, No. 12 (1953/12) pp. 1527-1528.
- 37) 和田 勇; 17) に同じ.
- 38) F.C. Hurlbut; 1) に同じ.
- 39) B. W. Schumacher and E. O. Gadamer; *Electron Beam Fluorescence Probe for Measuring the Local Gas Density in a Wide Field of Observation*, *Can. Jour. Phys.*, Vol. 36, No. 6 (1958/6) pp. 659-671.
- 40) D. Venable and D.E. Kaplan; *Electron Beam Method of Determining Density Profiles across Shock Waves in Gases at Low Densities*, *Jour. Appl. Phys.*, Vol. 26, No. 5 (1965/5) pp. 639-640.
- 41) R.E. Duff; *Shock-Tube Performance at Low Initial Pressure*, *Phys. Fluids*, Vol. 2, No. 2 (1959/3-4) pp. 207-216.
- 42) E.O. Gadamer; *Measurement of the Density Distribution in a Rarefied Gas Flow Using the Fluorescence Induced by a Thin Electron Beam*, *UTIA Rept.*, No. 80 (March, 1962).
- 43) E. P. Muntz; *Measurement of Rotational Temperature, Vibrational Temperature, and Molecule Concentration in Non-radiating Flows of Low Density Nitrogen*, *UTIA Rept.* No. 71 (April, 1961).
- 44) E. P. Muntz and D. J. Marsden; *Electron Excitation Applied to the Experimental Investigation of Rarefied Gas Flows*, 3) に同じ, pp. 497-526.
- 45) E. P. Muntz; *The Direct Measurement of*

- Velocity Distribution Functions, 4) に同じ,
pp. 128-150.
- 46) D.E. Rothe; Electron Beam Studies of the Diffusive Separation of Helium-Argon Mixtures, *Phys. Fluids*, Vol. 6, No. 9 (1966/6) pp. 1643-1658.
 - 47) H. Oguchi, H. Honma and K. Funabiki; Experimental Studies in a Low Density Gun Tunnel Stream, *Inst. Space and Aero. Sci., Univ. of Tokyo, Rept. No. 394* (January, 1965).
 - 48) S. A. Schaaf, F. C. Hurlbut, L. Talbot and J. Aroesty; Viscous Interaction Experiments at Low Reynolds Numbers, *Am. Rocket Soc. J.*, Vol. 29, No. 7 (1959/7) pp. 527-528.
 - 49) H. Oguchi; The Sharp Leading Edge Problem in Hypersonic Flow, 2) に同じ, pp. 501-524.
 - 50) H. Oguchi; Leading Edge Slip Effects in Rarefied Hypersonic Flow, 3) に同じ, pp. 181-193.
 - 51) Y. S. Pan and R. F. Probst; Rarefied Flow Transition at a Leading Edge, In *Fundamental Phenomena in Hypersonic Flow*, ed. by J. G. Hall, Cornell Univ. Press, Ithaca, N.Y. (1966) pp. 259-306.
 - 52) W. L. Chow; Hypersonic Rarefied Flow Past the Sharp Leading Edge of a Flat Plate, *AIAA J.* Vol. 5, No. 9 (1967/9) pp. 1549-1557.
 - 53) A. B. Huang and D. L. Hartley; Kinetic Theory of The Sharp Leading Edge Problem; I. Supersonic Flow, presented at the 18th International Astronautical Congress, Belgrade, Yugoslavia, (September 24-29, 1967) (Private Communication).

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	小川鉦一, 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, 藪田光弘 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 一本体のシステムデザイナー 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4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

航空宇宙技術研究所報告157号

昭和43年6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)

印刷所 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
