1 m sec 当たりの和 x およびはじめから燃焼室内にある酸素量 y があると考え、少なくとも点火おくれの間は点火薬は均一に燃焼しつつ、推進面からも一様に気化しているという仮定をおくと、

$$\left\{ 26x + y \left(77x + \frac{y}{15.2} \right) \right\}^{1.7} = \frac{77}{26}$$

が成立する。なおここでは真空点火での τ の上限値を求める意味で上記 5 mmHg 下の実験を ~ 50 mmHg [点火おくれ末期の零雰囲気] で行なわれたものと仮

第8図 点火おくれ
a) 大気圧点火, b) 真空点火

定して上式を導いた。

これから、 x と y との相対値が決定されるので真空点火すなわち $y=0$ の場合の時間おくれが $\tau(1/10)=80$ m sec と一応計算される。この結果は単に一例として $\tau(1/10)$ をとった場合の値にすぎないが、少なくとも点火器の持続時間がこの程度（この間は燃焼室内が1気圧程度に保たれるに十分な気体の生成が点火器よりなければならない）であれば、真空点火も可能であると結論できる。それゆえ、単位時間あたりの発熱量が十分あることも必要であるが持続時間の長い点火器、例えば点火モータの方が瞬発型の点火器よりも真空点火には適しているであろう²⁾。

本文は東大宇宙航空研究所の多数の研究室および日産自動車宇宙航空事業部の協力によって得た実験結果を筆者らがまとめたもので、この機会に、これらの方々に厚く感謝する。

文 献

- 1) 倉谷健治: 地上燃焼試験報告, 宇宙研報告, Vol. 3, No. 1(B), (1977), p. 166.
- 2) McALEVY, R.F. III, COWAN, P.L., SUMMERFIELD, M.: The mechanism of ignition of composite solid propellants by hot gases, Solid propellant rocket research, ed. by SUMMERFIELD, M, Academic Press, New York, (1960), p. 623.
- 3) SCOUT にも同様な配慮がみられる。WHITNEY, C.K., et al.: Scout motor performance analysis and prediction study, NASA, CR-336, (1965).

真空中におけるロケット排煙の実験*

小林 康徳**・大島 耕一**・菅谷 勝誉**

An Experimental Investigation on Rocket Plumes Expanding into Vacuum

Yasunori KOBAYASHI, Koichi OSHIMA and Katsutaka SUGAYA

Abstract

An experimental investigation was carried out on carbon-dioxide free jet expanding into low density atmosphere from conical nozzles, which is closely related to the phenomena of interference of the rocket plumes with the vehicle. The plumes have the pressure ratios of 10^3 to 10^5 and Mach number 2.5 to 7, and are expanded into sufficiently low pressure atmospheres cryo-pumped by liquid nitrogen to 10^{-5} Torr. A new measuring technique named "freeze up method" is presented,

which is to condense the flowing gas molecules colliding on the cooled metal thin plate set parallel to the flow direction and to visualize them on the plate. The measured contours of the jet plumes showed fair agreement with the LATVALA's simplified analytical prediction. Density distribution near the nozzle exit was also measured by LANGMUIR probe.

要 約

ロケットが高空で噴き出す排煙がロケット本体などに及ぼす影響は重要な問題であるが、この論文では、ロケット噴流の基本的な構造を知るために炭酸ガスを

* 昭和43年5月20日原稿受理

** 東京大学宇宙航空研究所

用いて種々の円筒形ノズルを通して低密度雰囲気中に自由噴流の膨張を行なわせ、実験条件をいろいろに変えて噴流の形状を調べた。測定室は液体窒素によるクライオ・ポンプを用いて約 10^{-5} Torr の真空度に保たれ、流れのマッハ数は約 2.5 から 7、圧力比は 10^3 から 10^5 程度であった。噴流の形状を調べる方法として“凍結法”と呼ばれる新しい方法が試みられた。これは、ノズル出口後方、流れの中、流れの軸に平行にあらかじめ液体窒素で冷却した薄い金属板をおき、この表面に衝突してきた流れの分子をそこで凝縮・付着させ、その結果板上に出来た目に見える噴流模様を写真撮影する方法である。

噴流境界の測定結果は LATVALA による簡単な計算法によって予期される曲線とよく一致することが確かめられた。

さらに、補助的な実験として、ノズル出口付近の密度分布もラングミュア静電探針で測定された。

序 言

最近、宇宙科学、技術の発展とともに種々のロケット・エンジンが開発され、利用され始めたが、これとともに高空でロケットが噴き出す排煙の特性や、その排煙がロケット本体に及ぼす影響などについての研究も重要な意味を持つようになった。すなわち、ロケット・エンジンの噴き出す排煙がノズル近くのロケット本体の表面を加熱し、浸蝕したり、地上基地とロケットの間で取り交される通信信号を吸収減衰させたりする問題を引き起こすからである。

一般的性質

これらの問題についての研究では、高空で噴出された排煙ジェットの内外部構造とその境界を知ることが最も基本的な問題であり、流体力学の観点から低圧力雰囲気中に超音速で気体が噴出する自由噴流の問題として、かなり以前より取り扱われてきている^{1),2)}。排煙ジェットの基本的な構造を第1図に示す。重要なパラ

第1図 ノズルを通して膨張する自由噴流の境界と内部構造

メータである噴流の貯気槽圧 (P_0) と外界圧力 (P_∞) の比 (P_0/P_∞) がノズルの設計圧力比より大きいときには、噴流は図に示すように限界特性曲線を境に二つの領域に分かれ、その内側は半径方向の流れを持つ領域であり、その外側に内部衝撃波層と噴流境界があり、流れの下流に垂直衝撃波層が生じる。限界特性曲線の内側の流れは外界の影響を全く受けず、流れの性質はノズルの設計のみに依るのに対し、それと噴流境界の領域は圧力比 (P_0/P_∞) によって変化する。噴流境界の状態とノズルからの流れとの境界であり、ノズル出口のマッハ数によって定まる、ある一定のマッハ数を持っている。内部衝撃波層は噴流境界から反射してきた非常に弱い圧縮波の累積した衝撃波層である。垂直衝撃波層は過度に膨張した流れが圧力回復を行なうところに生じ、衝撃波層の後方の圧力は外界圧 (P_∞) に恢復する。

この問題については粘性のない圧縮性流体の方程式を電子計算機を使用して、特性曲線法によって解くこと³⁾ が有力な手段として広く利用され、より広範囲の実験条件に合うように改良された方法⁴⁾ も報告されている。また、噴流境界を求める簡便な方法として、LATVALA はつぎの方法⁵⁾ を提案した。

第2図において

$$\alpha_1 = \theta + \nu_0 - \nu_1$$

より α_1 を計算する。

ここで θ : ノズル出口での開き角

ν_0 : P_0/P_∞ に相等する PRANDTL-MAYER 流れの曲りの角

ν_1 : ノズル出口でのマッハ数に対する PRANDTL-MAYER 流れの曲りの角

である。その他の記号は図に示すとおりである。

α_1 が決定されると、つぎは噴流境界の傾き角の変化分 $\Delta\alpha$ を仮定して逐次法によって、つぎの二つの式から等エントロピー流れを仮定して、境界を順次に決定していくことができる。

第2図 LATVALA の計算法によって噴流境界を求めるための参考図

$$\frac{r_{i+1}}{r_i} = \left[\frac{(1 + \cos \alpha_{i+1}) \left(\frac{A}{A_i} \right)_{i+1}}{(1 + \cos \alpha_i) \left(\frac{A}{A_i} \right)_i} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$\frac{\frac{dx}{r_i}}{\frac{r_i}{r_1}} = \left[\frac{r_{i+1}}{r_1} - 1 \right] \cot \left(\alpha_i - \frac{\Delta \alpha}{2} \right)$$

$$i=1, 2, 3, \dots$$

ここで $(A/A_i)_i$ は境界上の点での PRANDTL-MAYER 膨張に相当する等エントロピー流れの面積比で A_i はスロート部の断面積を表わす。

この方法は非常に簡便であるが、噴流内部の局所マッハ数、密度、温度、流れの方向などの内部構造を問題にする場合には、やはり特性曲線法によらねばならない。その他、ボルツマン方程式を基礎として粒子の運動論から出発した解析⁶⁾も数多く見られる。

これらの解析的な研究から、噴流境界の形状や大きさを規定するパラメータとしてはさきに述べた P_0/P_∞ の他にノズル出口でのマッハ数 (M)、気体の比熱比 (γ)、ノズル出口の開き角 (θ) などがあり、 P_0/P_∞ が大きくなると噴流境界の大きさも大きくなり、両者を両対数目盛のグラフ上に表わすと、ほぼ比例直線を描くこと、 M が大きくなるとノズル出口での曲りの角は小さくなること、 γ の値が大きくなると曲りの角が小さくなることなどがわかっている。

実験

最近、スペース・チャンバーや低密度風洞が急速に開発されてきた結果、実験室内で種々の実験的研究が出来るようになり、徐々に実験データも得られつつある^{1),7)}。高高度状態を相似試験する場合、すなわち高真空度に保たれたスペース・チャンバー内で自由噴流の実験をするときには、シュリーレン写真や干渉計による測定方法は役にたたず新しい方法が必要となるが、主なものとしては、流れの中に電極をおきグロー放電によって流れ場を光らせその明暗を写真撮映する方法、熱い噴流を膨張させて多数の熱電対を取り付けた板に吹きつけ、その温度分布を測定することによって流れの状態を知る方法、あるいはナトリウム化合物などを混入して流れに seed 効果を起こし、そのときに出す光の明暗から流れの状態を知る方法などが使用されるが、解析の仕事に比べ得られた実験データ、特に低密度雰囲気中に圧力比の大きい自由噴流を膨張させた場合の実験はあまり多く見られないようである。

われわれは新しい測定法の1つとしてつぎのような方法——凍結法——を試みた。それは、クライオ・ポンプ装置を持つスペース・チャンバー (10^{-5} Torr に

保たれている)の中に置かれた超音速ノズルの出口の後方、流れ場の中に流れの軸に沿って金属板をおき、液体窒素で冷却し、この板上に飛来してきた粒子を凝縮付着させ、その付着粒子の密度分布を写真撮影することによって流れの状態を知る方法である。さらに補助的な実験として、貯気槽状態で気体を弱く電離させノズル出口付近の流れの密度分布をラングミュア静電探針を用いて測定した。なお、使用した気体は炭酸ガスである。以下、その実験方法と得られた結果の一部を示す。

実験装置

実験装置の略図を第3図-(a)に示す。左方の貯気槽から出た炭酸ガスはノズルを通して 10^{-5} Torr 程度の真空度に保たれた容器の中に超音速流として噴出される。流れの中心軸に沿って軸よりやや離れたところに真ちゅう板 (たて 90 mm, よこ 100 mm, 厚さ 5 mm) を置く。あらかじめ、この板を液体窒素で零下 200°C 近くまで冷しておく。この冷却真ちゅう板に衝突した炭酸ガス分子のうち、この表面で凝縮するものの割合—捕獲率 (capture coefficient) はわれわれの実験した圧力、温度範囲では、ほぼ一定で 0.98 程度であることが知られているから、冷却板表面に捕集された分子の数——沈積層の厚さ——は、その場所における炭酸ガス分子の数密度と平均衝突速度の積に比例する。十分に低圧にまで膨張した流れでは平均衝突速度は場所によりあまり変わらないから、沈積層の厚さから大略の数密度分布を知ることができる。また、ノズル出口付近の密度分布は第3図-(b)に示すごとく、炭酸ガスをあらかじめ高周波加熱によって弱く電離させ、この流れを、円筒形で直径 0.2 mm, 長さ 1.5 mm のラングミュア静電探針を用いて測定した。探針はノズル出口から任意のきよりのところで流れに垂直に

第3図 実験装置略図

移動させ、捕集された飽和イオン電流値からイオン分布を求めた。このようにして求めたイオン分布は中性分子の分布とあまり大きくは違わないであろうことは、電離度が十分に低いことから予想されている。

実験条件は第1表に示すとおりである。ここで圧力比は実測した P_0 と P_∞ より定め、ノズル出口の径をもとにして計算したクヌーセン数とマッハ数は、流れの中央部におかれた円柱の激み点圧力の測定値から計算された。

結 果

第1表に示された実験パラメータの種々の値の組み合わせのもとで実験を行なった。第4, 5, 6図は得られた写真の一部である。第7図は写真から求めたジェツ

第4図 $M=4.3$ $P_0/P_\infty=5 \times 10^4$

第5図 $M=5.8$ $P_0/P_\infty=1 \times 10^4$

第6図 $M=5.4$ $P_0/P_\infty=3 \times 10^4$

第4~6図 冷結法によって撮影された自由噴流とその境界 (真ちゅう板上に垂直にガラス棒が立っている)

ノズル出口径: 16 mm, スロート径: 2 mm

第1表

EXPERIMENTAL CONDITION

nozzle dia.	2, 3, 6, 8
nozzle exit (mm)	16, 40, 80
nozzle opening angle (degree)	6
stagnation pressure (Torr)	0.15~2.1
pressure ratio	$10^4 \sim 10^5$
flow rate (mg/s)	0.47~25
Knudsen number	0.1~60
Mach number	2.5~7.0

ト境界を圧力比をパラメータにして描いたものである。参考のため、そのときのマッハ数も示してある。图中、 X はノズル出口後方の流れ軸方向、 Y はそれに垂直方向のきよりを示し、いずれもノズル出口の半径(R)で規格化してある。第8図は、噴流境界に及ぼすマッハ数の影響を示す。第9図は LATVALA の方法

第7図 圧力比による噴流境界の位置の変化

第8図 マッハ数が噴流境界に及ぼす影響

第9図 LATVALA の曲線と実験値から得られた曲線の比較

DENSITY DISTRIBUTION

第10図 静電探針によるノズル出口付近の密度分布

によって求めた曲線と実験値の曲線を比較したものである。第10図は静電探針を用いて測定したノズル出口付近の密度分布を示す。グラフ内の数字は密度に比例する量であるが絶対値は物理的意味をもたない。

示された写真は普通の白黒フィルムで撮影されたので掲載されている写真ではちょっと判別しにくいですが、ノズル出口に接して、うすくジェット境界が伸びているのが見られる。内部衝撃波層はほとんど識別できないが、これは噴流が十分に膨張しているからであろう。流量の大きいところでの写真には垂直衝撃波層の見られるものもあるが、その性質は今回の実験では考察しなかった。その他の点、特に圧力比やマッハ数の影響などについては特性曲線法による解析から予想されるような特徴がこの実験においても確かめられた。LATVALAの結果とも良く一致しており、この方法は噴流境界を求める方法としては確かに簡便で、かなりの精度を持っていることがわかった。噴流の中心部付近の流れの様子は、ノズル貯気槽圧によって左右され、その外側の噴流領域より密度がかなり大きく、明

りょうに区別できる。しかし、第10図と特性曲線法によって得られた等マッハ数の線¹⁾(すなわち、密度分布線)とを比較すると、後者の方がずっとゆるやかな分布をしている。一方、ボルツマン方程式を基礎にして出発した理論計算の結果⁶⁾では、逆に密度分布は急げきな変化を示すから、この領域の流れに対しては流れのクヌーセン数が支配的に関係しているように思われる。つぎの機会に、これをパラメータとして調べる積りである。

結 語

われわれの実験の意義は、クライオ・ポンプを用いることによって、約 10^{-5} Torr の真空度(これは約 100~200 km の高度、電離層下部の圧力に相当する)で圧力比の大きい自由噴流の膨張の実験を行ない得たこと、および凍結法によって簡単に流場を可視化する(visualization)ことに成功したことにある。

参考文献

- 1) A. R. VICK, J. M. CUBBAGE, E. H. ANDREWS JR. "Rocket Exhaust-Plume Problems and Some Recent Rocket Research", THE FLUID DYNAMIC ASPECTS OF SPACE FLIGHT. vol. II, Gordon and Breach Science Publishers, 1966.
- 2) M. PINDZOLA and R. W. HENSEL "High Altitude Jet Spreading and Some Associated Interference Problems on Space Vehicles" THE FLUID DYNAMIC ASPECTS OF SPACE FLIGHT. vol. II, Gordon and Breach Science Publishers, 1966.
- 3) VICK, Allen R., EARL H. JR., DENNARD, John S. and CRAIDON, Charlotte B., "Comparisons of Experimental Free-Jet Boundaries with Theoretical Results Obtained with the Method of Characteristics." NASA TN D-(2327), 1964.
- 4) LOVE, Eugene S., GRIGSBY, Carl E., LEE, Louise P. and WOODLING, Mildred J., "Experimental and Theoretical Studies of Axisymmetric Free Jets" NASA TR R-6, 1959.
- 5) LATVALA E. K. "Spreading of Rocket Exhaust Jet at High Altitudes" AEDC-TR-59-11, ASTIA Doc. No. AD-215866, Arnold Eng. Dev. Center, June 1959.
- 6) Y. S. CHOU and L. TALBOT, "Source-Flow Expansion of a Partially Ionized Gas into a Vacuum" AIAA Journal Vol. 5, No. 12, Dec. 1967.
- 7) E. ROBERT et J. P. MICHARD "Éclatement de Jets le Vide" THE FLUID DYNAMIC ASPECTS OF SPACE FLIGHT, vol. II, Gordon and Breach Science Publishers, 1966.