- Academic Press, N. Y., 1963.
- 3) TAYLER, J. B. & LANGMUIR, I.: The evaporation of atoms, ions, and electrons from caesium films on tungsten, Phys. Rev., Vol. 44, No. 6, 1932, p. 423.
 - 4) KAUFMAN, H. R.: An ion rocket with an electron bombardment ion source, NASA TN D-585, 1961.
 - 5) KAUFMAN, H. R.: The neutralization of ion rocket beams, NASA TN D-1055, 1961.
 - 6) KEMP, R. F., SELLEN, J. M.: Neutralizer test on a flight model electron bombardment ion thruster, NASA TN D-1733, 1963.
 - 7) CYBULSKI, R. J. et al.: Results from SERT-1 ion rocket flight test, NASA TN D-2718, 1965.
 - 8) BERNSTEIN, W. & SELLEN, J. M.: Oscillation in synthetic plasma beams, Phys. of Fluid, 6, 1962, p. 1032.

ロケット・エンジン真空燃焼実験*

倉谷 健治**・秋葉 録二郎**

Static Firing Tests of the Solid Rocket Motor in Low Pressure Environment

Kenji KURATANI, Ryojiro AKIBA

Abstract

Several static firing tests at low pressure environment carried out during 1966-1967 were surveyed. Typical experimental results on the vacuum chamber pressure, the pressure distribution in the diffusers, and the temperature variation of the chamber wall were presented. Ignition lag at a few mmHg was compared with that observed at the normal pressure based on the theory of McALEVY and SUMMERFIELD. From this analysis, the pyrogen ignitor seems to be suitable for the ignition under extremely low pressure.

高空におけるエンジンの燃焼にシミュレートさせるために、各種の真空燃焼実験を昭和 41, 42 年度にかけて行なった。

1. 静置実験

用いた真空燃焼装置は、エンジン排気気流のエジェクター効果を利用した直管型拡散筒で第 1 図にその模式図を示す。エンジンは真空槽内に取り付けられたエ

ンジン架台に据え付けられており、拡散筒は水冷しうよう二重壁となっている。

燃焼実験に際して点火器脚線と、推力、内圧、内圧振動、チャンパーひずみ、および振動、温度などのリード線は、真空槽前端的の取り出し口より引き出して計測室側と結線する。真空圧、拡散筒内の圧力分布などの測定のために指圧計がそれぞれ真空槽、拡散筒に取り付けられている。真空槽は各種エンジンにある程度共用できるように設計されているが、拡散筒はエンジンのジメンションに応じてそれぞれ異なったものを採用しなければならない。現在までに作られた 3 種のを第 1 表に示す。

第 1 表 各種真空燃焼装置

	真 空 槽 (mm)	拡 散 筒 (mm)
M-30 用	$D=1,470$ $L=3,580$	$D=860$ $L=7,050$
M-40 500-TVC } 用	M-30 と共通	$D=500$ $L=3,570$
480 S 用	$D=1,000$ $L=1,500$	$D=293$ $L=2,000$

第 1 図 真空燃焼試験装置

* 昭和 43 年 5 月 20 日原稿受理
** 東京大学宇宙航空研究所

つぎに真空燃焼実験によって得られた各種の計測結果のうち、大気圧下での燃焼試験にはみられなかった特徴的なものについて述べよう。第1表に掲げたエンジンの中でM-40-1についての実験結果がほぼ揃っている¹⁾のでこれについて概観する。真空燃焼試験装置を用いたときの真空槽内の圧力の時間変化を第2図に示す。これから燃焼終了直前まで1/20気圧程度に保たれていることがわかる。燃焼終了前に槽内の圧力が上昇するのは、この時点より燃焼が下降期となり、ジェットのパイプ効果²⁾が減少するためである。

拡散筒内の圧力分布は第1図に記入した4点で測定されたが、そのうちNo. 3, No. 4での測定結果を第3図に示す。同図はブルドン管のよみをモータ・ドライブ・カメラで刻々に撮影したもの、および抵抗線ひずみゲージ式指圧計による連続測定結果を示してあるが、内圧が高く、ジェットの排気効果が大きいほど、拡散高圧は下がっている。また燃焼終期に衝撃波が③を通過していることなども明瞭にわかる。

エンジン・ノズル付近の外壁温度はNi-NiCr熱電対群を用いて測定するが、多数の測定点を記録するために、多数接点を0.8~1.5 secの間に切りかえるロータリ・スイッチがそう入されている。真空槽内での燃焼では第4図に示すように100 secで250°Cを超えている。これは点火後約30 secでジェットの排気効果が著しく低下し、真空槽内が大気圧にもどるため、

第2図 真空槽内の圧力変化 (M-40-1)

第3図 拡散筒内の圧力分布 (M-40-1)

第4図 チャンバー外壁の温度変化 (M-40-1)

火焰が内部へ吹き戻される形となり、ノズル外部に埋めこんだ熱電対が、この熱風にさらされるからである。このような事態は高空を飛ばす中のロケット・エンジンでは出現しないから、ノズル外壁の温度上昇は大気圧下の燃焼時と同様100°C程度以下と推定することができる。

最後に真空燃焼によって予想どおりの燃焼性能がえられているか否かを知るために、推力係数をつぎの式

$$C_F = C_F^0 + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_b}{p_c} \right)$$

より計算し、実測の比推力値と比較しよう。

ここで、 C_F , C_F^0 はそれぞれ背圧効果を含んだ、または含まない推力係数、 A_e/A_t はノズル膨張比、 p_e , p_c , p_b はそれぞれノズル出口圧力、エンジン内圧、および背圧である。計算に当たってはまず真空燃焼時および標準としてこれらと同程度の大きさのエンジンの大気圧燃焼時の推力係数を上式より求め $C_F/C_F(\text{ref})$ を算出する。この場合M-30, M-40には大気圧上での500-B₃-2を、480 S (スピン), 480 S (T) については大気圧下での480-I-3, 480-FRPの実験値をそれぞれ標準にとったが500-TVCについては同じ推進剤を用いての標準となるような大気圧下での実験値が出揃っていないので臨時処置として、500-B₃-2と一応比較した。最後に特性速度は同じ推進剤に関しては常に一定である

第2表 燃焼性能の比較

エンジン	M-30	M-40	480 S (スピン)	480 S (T)	500- TVC
膨張比 A_e/A_t	16.0	20.0	14.8	14.9	12.9
C_F^0	1.681	1.709	1.671	1.668	1.648
$\frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_b}{p_c} \right)$	0.030	0.070	0.078	-0.151	0.077
C_F	1.711	1.779	1.749	1.517	1.725
$C_F/C_F(\text{ref})$	1.12	1.16	1.23	1.05 (1.13)*	
$I_{sp}/I_{sp}(\text{ref})$	1.15	1.16	1.16	1.10 (1.10)*	
対応する大気 圧燃焼	500-2	500-2	480-I-3	480- FRP	500-2

* 500-TVCと500-2では推進剤組成が異なっているため、厳密には比較し難い。

と仮定して実測の比推力値の比 $I_{sp}/I_{sp}(\text{ref})$ と計算による推力係数の比 $C_F/C_F(\text{ref})$ とを第2表で比較することにしたが、両者の間には比較的良好一致がみられる。

2. スピン真空燃焼試験

480 S 球形ロケットのスピンの真空燃焼試験に用いた縦型スタンドの模式図を第5図に示す。球形エンジンをおさめた回転ドラムをターン・テーブルの上のせ、真空槽内壁には3コのベアリングを介して支持してドラムごと回転させる。リード線はスリップ・リングを介して引き出される。なお同図には真空圧、拡散筒圧の計測位置 (No. 1~No. 6) も示されている。

第5図 スピン真空燃焼試験装置

第6図 拡散筒内の圧内変化と内圧 (480-S-スピン)

実験は6~7c/sの回転数で行なわれたが、測定結果はきわめて良好で第6図は燃焼室内圧および拡散筒の位置 No. 2, No. 3 での圧力変化を示す。エジェクター効果が比較的良好ことは第2表の計算結果からもみられるが実験事実もこれを支持している。なお、スピン燃焼試験では燃焼生成物中のアルミニウム微粉末が遠心力作用のため表面近くによせられ、かなり激しい浸食効果を示すことがチャンパー外壁の変色などから推定される。

3. TVC-真空燃焼試験

500 B₃ エンジンを用い、42年3月末に行なった。真空槽拡散筒にはM-40用のものを再使用したがTVCを組み込むため、エンジン架台に、多分力計測装置を付加するなどの改修を施した。なお、この実験に用いられたエンジン・チャンパーはFRP製である。その結果、微少の横推力の計測にも成功し、また真空槽もかなり低圧に排気され、良好な成績がおさめられた。

4. 真空点火実験

従来の真空（減圧下）の点火おくれに関する実験値はアーク・イメージ炉による加熱とか、衝撃波加熱が用いられ実際の点火器（点火薬）による減圧下の点火おくれの実験値は見当たらない。

減圧下での点火器による点火おくれを実測するために第7図の真空槽（M-10 エンジンの厚肉チャンパーを流用した）を用い、エンジンには500 B₃（Lロケット3段目）の推進 web を15mm程度にへらしたものをを用い、点火前後の燃焼状況のみを測定した。第8図には同量の点火薬を用いて大気圧下（#3）、および5 mmHg（#7、エンジンのノズル・クロージャは外しておく）での点火時の圧力～時間曲線が比較されている。これから減圧下では点火おくれの大きいことが指摘されるが内圧が極大値の1/10に達するまでの時間 τ (1/10) は、この実験では

$$\begin{aligned} \text{大気圧中} \quad \tau(1/10) &= 26 \text{ m sec} \\ 5 \text{ mmHg (80 m sec 後では} &\sim 50 \text{ mmHg)} \\ \tau(1/10) &= 77 \text{ m sec} \end{aligned}$$

であった。ALEVY, SUMMERFIELD の説にしたがって²⁾

$$1/\tau \propto [\text{available oxidizer}]^{1.7}$$

とおき、available oxidizer としては、点火器から供給される酸化剤と、推進表面から気化する酸化剤との

第7図 真空点火試験装置

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 [点火おくれ末期の雲気圧] 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