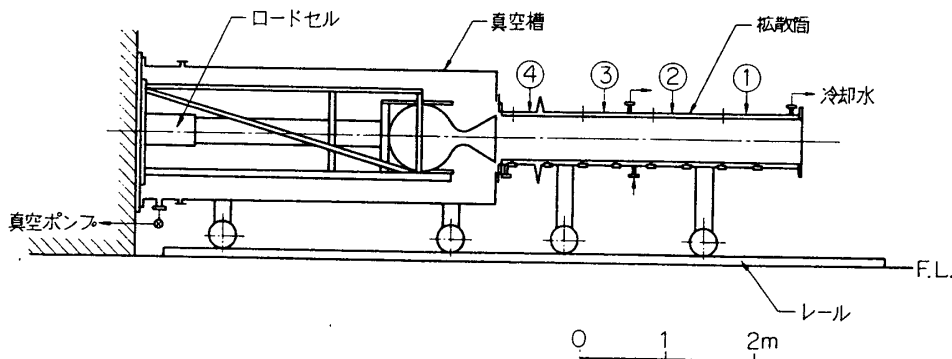


地上燃焼試験報告

倉谷 健治

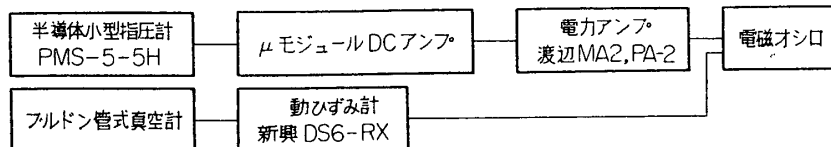
能代実験場では大型エンジンの一連の地上燃焼試験を行ないつつあるが、この機会に実験各班からよせられた報告をもととして、実験結果を総括することとした。能代実験場には、M-ロケット用の大型テストスタンドのほか、推力 20 ton 程度までの中型テストスタンドおよび小型の簡易スタンド (safety operation 用) の 3 者があり、今回報告するもののなかで、M-10-2 は大型スタンドで大気圧下の燃焼試験を、M-40, 30 は中型スタンドに真空燃焼試験装置をすえて減圧下で試験を行なった。これは M-ロケットの第 3, 第 4 段エンジンは高空で燃焼するので、その環境条件を近似させる目的があったからである。真空燃焼試験装置は第 1 図に示す外観をもち、真空槽は M-40, 30 共用とし (エンジン長に応じて支持わく、推力受台を変更する)、拡散筒を M-40 (第 1 図のもの、直径 50 cm、長さ 3.5 m)、M-30 (直径 86 cm、長さ 7.05 m) 用に使いわける。実験開始時は拡散筒末端はふたをしてあり、真空ポンプで内部を数 mmHg 以下に排気し、エンジンに点火する。燃焼中はロケット排気のジェット流により内部の気体は排気されるので、減圧下での燃焼を実現することができる。地上試験を実施する場合には、むしろエンジン組立作業に時間と労力を要し、またやっかいな問題が突発したりするのであるが、ここではその経緯を省略し、燃焼試験の結果についてのみ報告する。第 1 表は試験実施条件、および燃焼成績を一括したものである。ここで気付かれることは、M-40 での 2 回の実験が最大推力で約 5% 食い違っていることである。これは同処法の推薬を使用し、エンジン内部の諸元、その他の条件は全く同一であるにもかかわらず、推薬製造時の微細な条件の相異が影響して燃速の異なるものが製造されたためである。これは今後、さらにきびしく規正して、品質を一様化し、再現性を確保するように努力する必要がある。次には当然のことながら、真空下での燃焼においては、推力係数が大きくなるため、比推力値は大気圧下の燃焼に比し、一段と上昇していることが特色とし



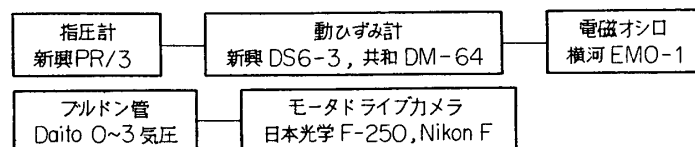
第 1 図 真空燃焼試験装置 番号①～④は拡散筒圧測定点を示す。

測定法

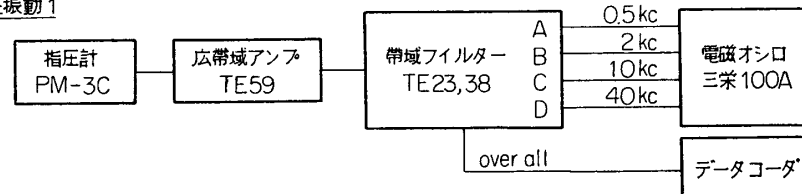
真空度



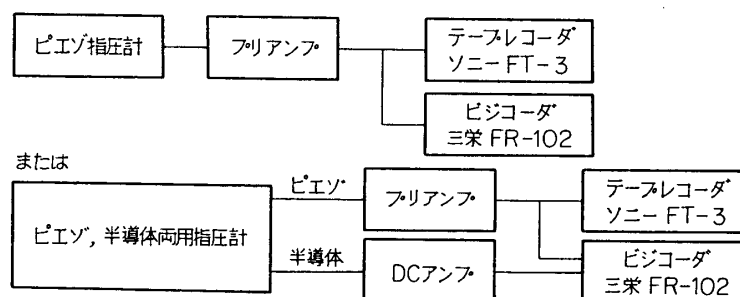
拡散筒圧



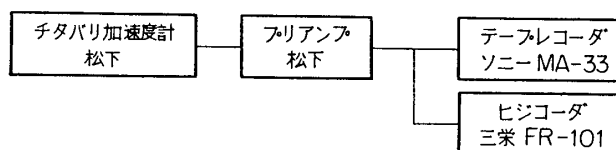
内圧振動1



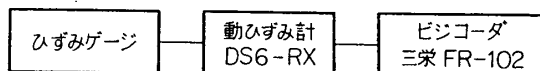
内圧振動2



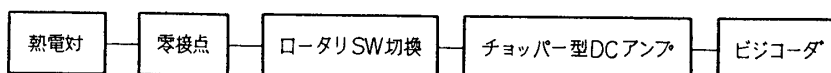
燃焼室振動



ひずみ



温度



騒音



てあげられる。エンジン燃焼性能に関する基本的数値は第1表に示した通りであるが、そのほかに実験班は第2表に示す測定項目を分担して、それぞれ計測を行なった。まだ全実験結果の集積が完了していないが、異常燃焼が発生しない限り（今回報告する分には1件も生じなかった）。毎回ほぼ同様な実験結果が得られているので、ここでは各項目について、代表的な測定例を拾い出して述べることにする。

始めに各測定項目の計測法をブロック図で略記しよう。

第1表 燃焼条件および成績

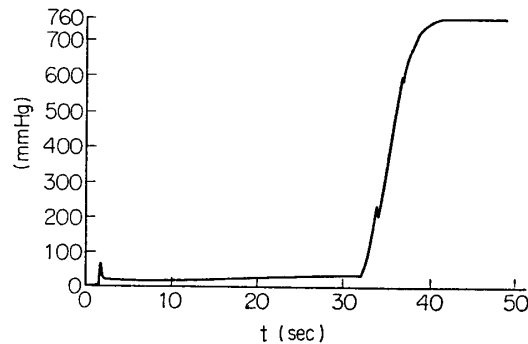
	M-10-2	M-40-1	M-40-2	M-30
エンジン諸元				
全長 mm	11700	1489	1493	3400
全重量 ton	24.5	0.80	0.45	2.1
外径 mm	1410	820	786	856
燃焼室材質	HT-200	クロムモリブデン鋼	チタン合金	HT-200
燃焼条件				
外圧(点火時)	大気圧	1 mmHg	2 mmHg	0 mmHg
φ, mm	430	80	80	173
燃焼成績				
日付	40. 11. 27	41. 11. 7	41. 12. 14	41. 12. 21
葉温 °C	15.5	15	3	3
最大推力 ton	89.7	3.41	3.6	15.6
比推力 sec	219	271	273	267
75% 燃焼秒時 sec	61.0	30.0	28.4	33.0

第2表 各種測定状況*

測定項目(担当)	M-10-2	M-40-1	M-40-2	M-30
真空圧(秋葉研)	大気圧燃焼	第2図参照		
拡散筒圧(岩間, 辛島研)	—	第3図および本文参照		
内圧振動 ₁ (日産)	点火後4secまで振動あり。Bバンドが多く, A, C, Dとつづく。	振動ナシ		振動ナシ
内圧振動 ₂ (倉谷研)	第4図および本文参照	振動ナシ	1.3 sec の delay 点火後 1.5, 5.0, 5.3 sec に約 0.8 kg/cm ² の振幅の圧力ピークあり (ビジコーダ)	微弱。820%が0~12 sec, 22~24sec にあり(0.2kg/cm ² 以下)。1.82kc の振動は0~34sec に一様にみられる(平均0.1 kg/cm ²)
燃焼室ひずみ(森, 大井研)		内圧最大の時(20 sec)で燃焼室のひずみは130μ(計算値118μ)であった。		
燃焼室, 拡散筒温度(秋葉研)	第5図参照	第6図参照		
騒音(岩間研)	北北西8~14mの風に対し上流300m地点で130フォン(プランク-89)	—	—	—

測定結果

環境圧, いかえれば真空燃焼試験装置を用いたときの真空槽内の圧力を M-40-1 について実測した例を第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



第2図 真空槽内圧力の変化 (M-40-1)

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, ジェットの排気効果が減少するためである.

拡散筒内の圧力分布はたとえば, M-40-1 では第1図に記入した4点で測定されたが, 第3図に示すように燃焼室内圧-時間との関連から明らかなように, 内圧 P_c が高く, ジェットの排気効果が大きいほど, 拡散筒圧は下っている. ノズル内で流れが壁面からはがれないとすると, ノズル開口比によって, ノズル出口の圧力 P_e は,

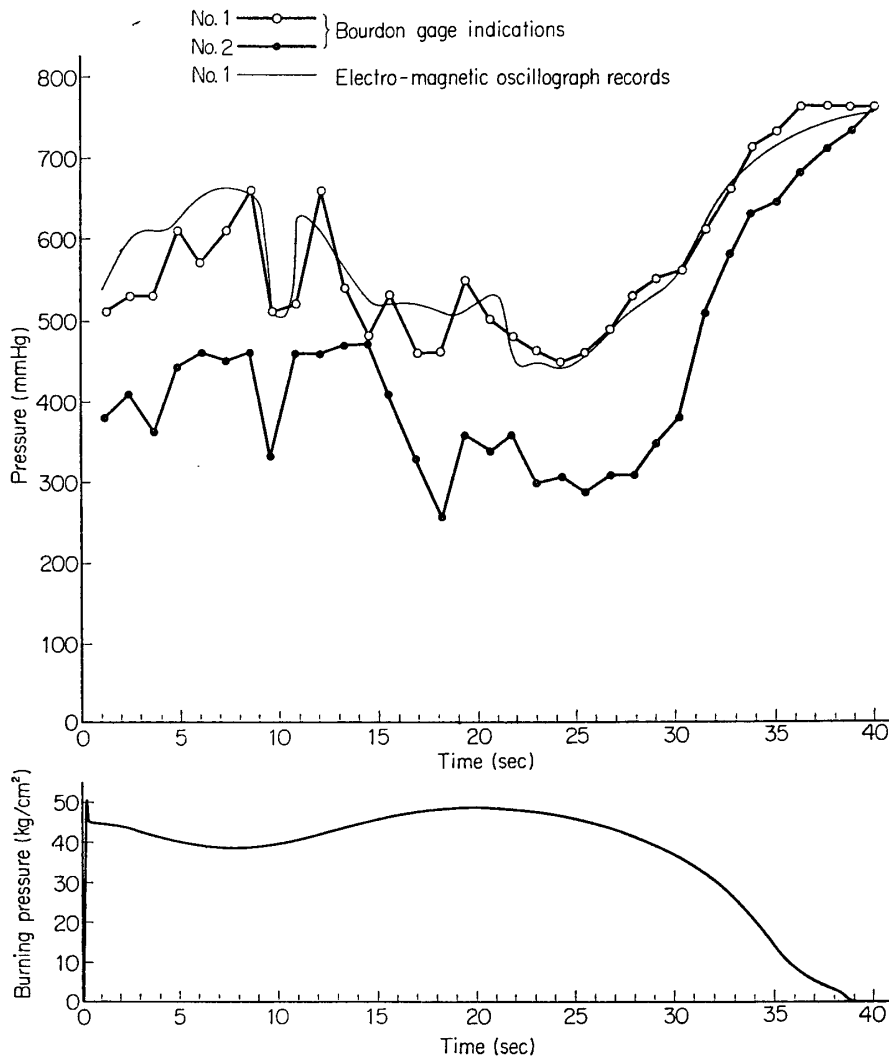
$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{(P_e/P_c)^{1/\gamma} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} [1 - (P_e/P_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}]}}$$

より求められ, $\gamma=1.24$, $A_e/A_t=20$ として $P_c=45 \text{ kg/cm}^2$ のときの P_e を計算すると $P_e=0.19 \text{ kg/cm}^2$ がえられる. この値は第3図で④位置の静圧測定値とよく一致している. したがって拡散筒の効果はかなりよいとみられるが, 欲をいえば, 更に長いものが望ましい. また第3図では 8~12 sec で膨張波が上流にさかのぼっていること, 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. M-30 の実験結果は解析中であるが, M-30 の際には厳寒のために拡散筒内の冷却水が一部凍結して流路が正常とならなかったため, 筒内壁がエンジン排気にあおられて一部焼損した. この点については, 今後の実験にあたっては深い留意が必要と思われる.

内圧振動がやや明瞭に観測された例として M-10-2 をとりあげると, ビジコーダからは

0.16 sec	~800 c/s の振動 40 波ほどみられる	最大振幅 0.4 kg/cm ²
1.4 sec	0.0025 sec の間隔で 3 波ほどみられる	最大振幅 0.2 kg/cm ²
5.4 sec	0.0025~0.003 sec の間隔で 7 波みられる	最大振幅 0.2 kg/cm ²
33~43 sec	52 c/s が続いている	最大振幅 0.14 kg/cm ²

が見いだされ, 一方録音テープを再生, オクターブフィルターを通して分析すると, 0~7 sec, 33~43 sec で振動がみられるが, この中で 0.16 sec で 950 c/s channel, 0~7 sec で 480 c/s

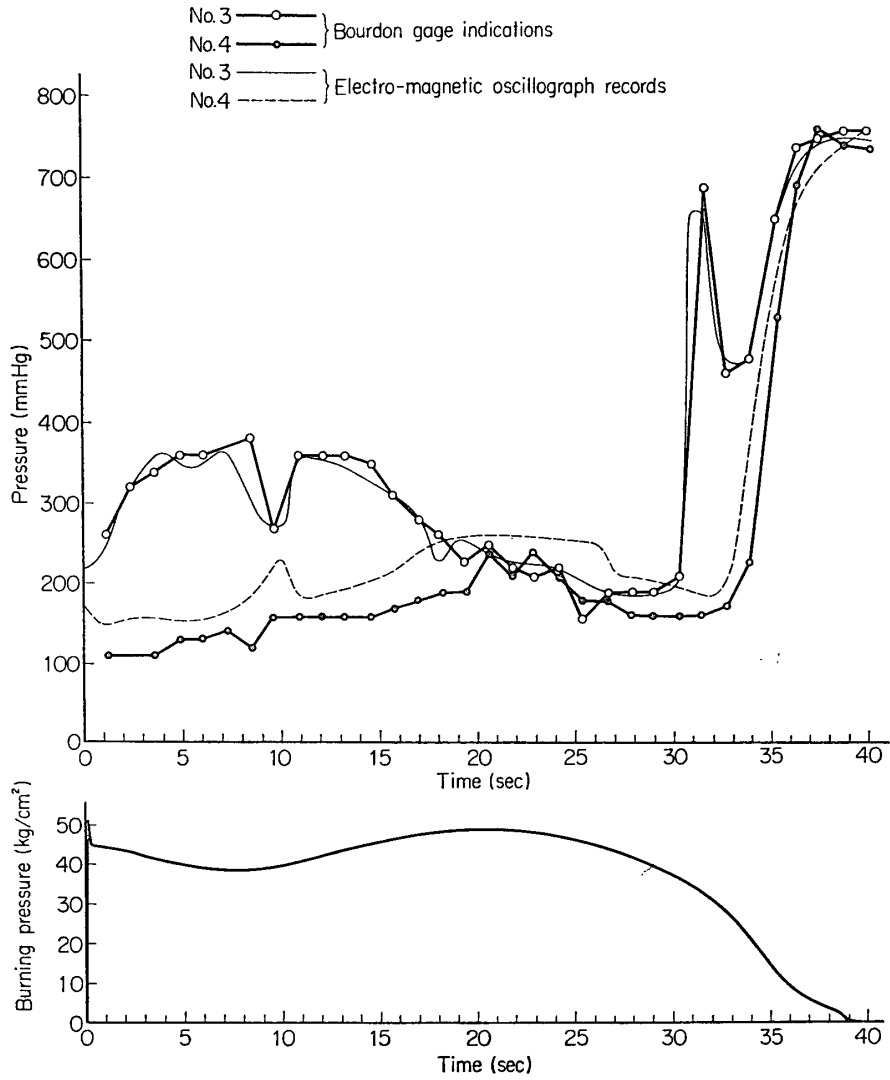


第3図(a) 拡散筒内の静圧と燃焼室内圧-時間曲線

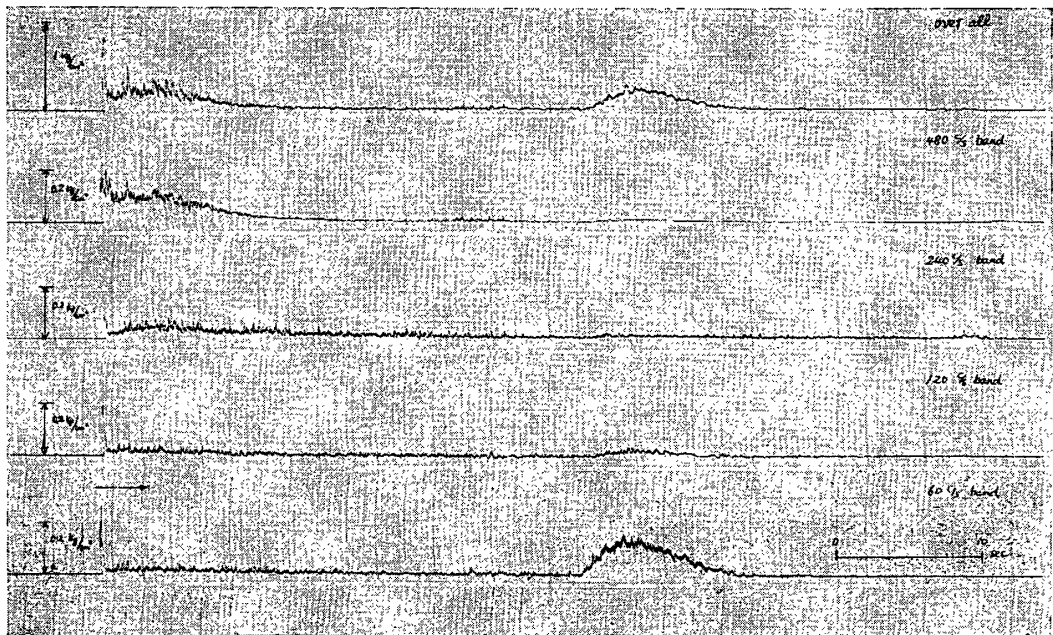
channel, 33~43 sec で 60 c/s channel が強くふれ, 上の結果と一致している*. エンジンの縦波振動は $f = a/2L$, $a = 1140$ m/sec, $L = 10.5$ m とすると 54 c/s となり, 33~43 sec での実測値と一致する. また横波振動は概して高周波であるが, 最も低周波の $m=0$, $n=1$ の振動型では $f = 0.586 a/D$ で 振動数が与えられ, 燃焼初期の平均直径を 0.6 m とすると 1.1 kc となり, 0.16 sec の振動がこれに対応するものとも考えられる. M-40, M-30 では内圧振動は微弱であったが, 指圧計をとりつける adapter に問題があるのではないかと考えられ, 今後検討を要する.

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

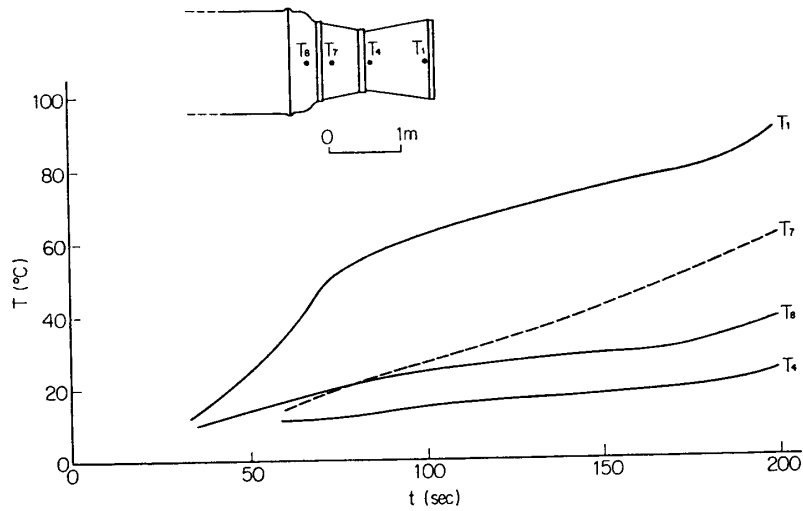
* 図示は省略したが, 狭帯域の周波数分析計を用いて録音されたテープを精密に再生するとビジコーダとよく一致する結果がえられる. すなわち 0.2 sec で 840 c/s, 1.4~2 sec で 350 c/s, 3~8 sec で 300 c/s, 33~43 sec で 52 c/s の振動が明瞭によみとれる.



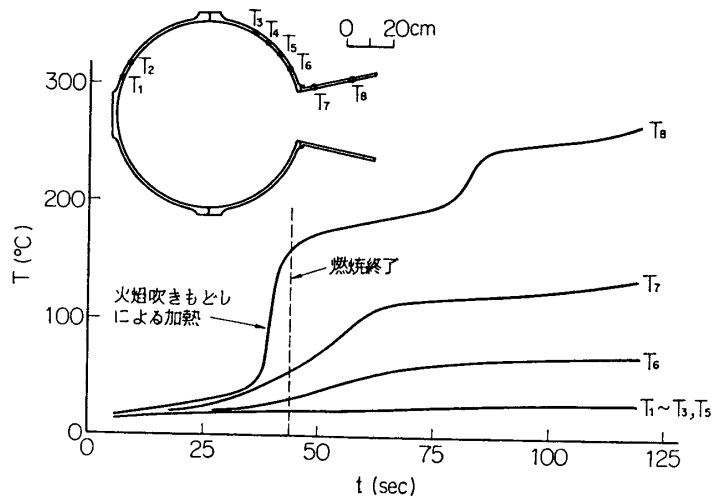
第3図 (b)



第4図 オクターブフィルターによる周波数分析



第5図 M-10-2 におけるノズル付近の外壁温度上昇



第6図 M-40-1 におけるエンジン外壁の温度上昇

入されている。大気圧下での燃焼では第5図に示すように点火後5分で100°Cに達していないのに比し、真空槽内での燃焼では第6図に示すように100secで250°Cを超えている。これは点火後約30secでジェットのパイプ効果が著しく低下し、真空槽内が大気圧にもどり始め、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しょう中のロケットエンジンでは出現しえないから、ノズル外壁の温度上昇は第5図と同様100°C程度以下と推定することができる。

1967年1月26日 原動機部