

L-エンジンの地上燃焼試験

倉谷 健治・秋葉 鎌二郎*

1. ま え が き

L-4S ロケットに用いられている各段エンジンの地上燃焼実験は、初段ブースタが約5年以前に行なわれたのを始めとし、昭和40年中にはすべて完了している。その多くは、大型エンジンであるため、能代実験場にて燃焼試験を行なったが、L-4S、4段目の球形エンジンは川越実験場（日産）において縦型真空燃焼試験装置を用いて実験した[1]。

第1-1表に燃焼条件、測定結果を球形エンジンを除いてまとめておく。実験に際しては、第1-1表の測定値以外にも、内圧振動、燃焼室のひずみ、振動、温度などが実測されているが、その測定方法等は既に報告済み[2]であるので、本文では個々のエンジンについての測定結果を各論的に述べることにする。

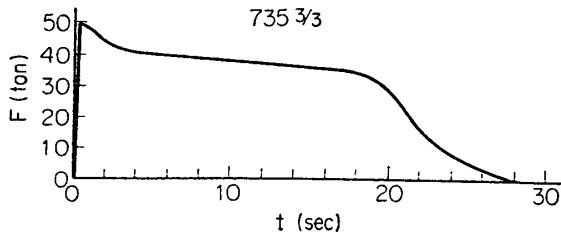
第1-1表 エンジン燃焼条件および成績

	735 3/3	735 1/3-1	735 1/3-2	500-1	500-2
エンジン 全長 mm	8390	3019	3734	2050	2519
全重量 ton	5.0	2.0	3.0	0.530	1.5
外径 mm	735	735	760	504	520
燃焼室材質	HT-100	HT-110	軟鋼(厚肉)	HT-200	軟鋼(厚肉)
燃焼条件 スロート径mm	280	139	157	98	111
A_s/A_t	4.25	4.25	5.0	3.95	5.1
試験結果 最大推力	49.5	11.3	15.2	5.23	7.44
最大内圧	62.5	47.4	50.1	45.0	49.4
平均内圧	44.9	44.4	44.7	42.5	44.9
75%燃焼秒時 sec	19.47	31.2	30.0	20.2	18.0
比推力 sec	215	227	227	234	233
日付	38.10.28	40.8.1	40.11.16	40.8.4	40.11.19
推薬	UP-7, UP-10	UP-18	UP-18	BP-12	BP-12

2. 735 3/3 エンジン

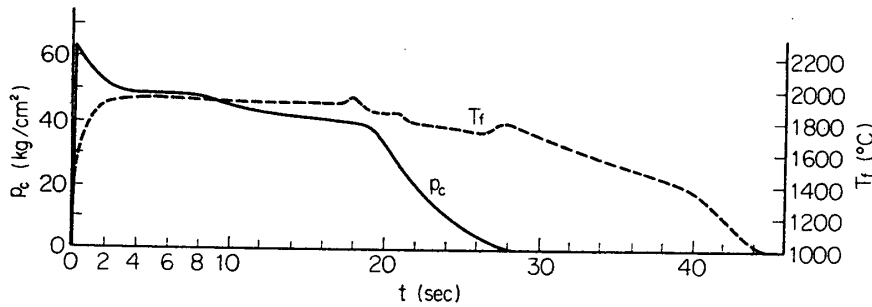
4個ノズルではいろいろと不具合が生じたので、本エンジンから、シングルノズルに変えた。また、たまたま L-2-1 号機第2段で不着火事故が発生したので、点火薬、点火器に対して検討を加え、アルミニウム-過塩素酸カリウム系錠剤に変更した。なお、点火器の詳細については別項で述べる[3]。

* 宇宙工学



第 2-1 図 735³/₃ エンジン推力曲線

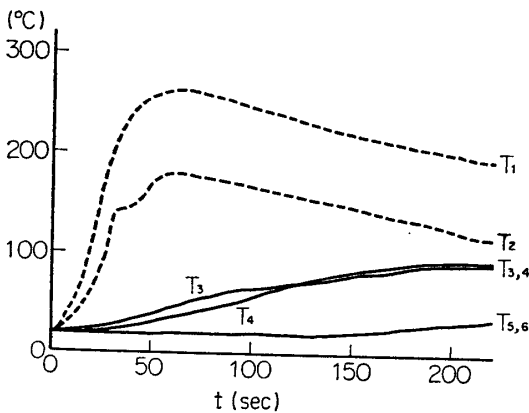
735³/₃ エンジンの燃焼は、きわめて円滑で内圧振動も全く検出されなかった、その推力曲線は第 2-1 図に、内圧曲線は第 2-2 図に示されている。このエンジンでは、燃焼表面積が燃焼時間の経過に対し、ほぼ一定となるよう設計されているが、第 2 図にみられるように、初期圧が予想値を数



第 2-2 図 排気温度、内圧の測定結果 (735³/₃)

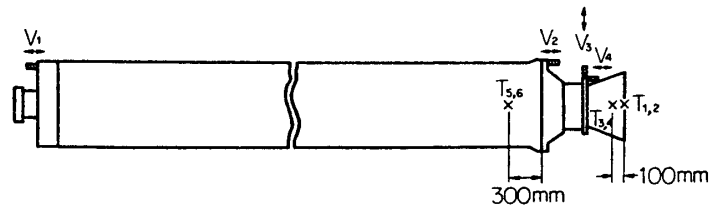
kg/cm² 上回り、しかも燃焼が進むと共に内圧はかなり低下し、この推葉の侵食燃焼係数がやや大きいことを示している。内圧曲線はできる限り平坦であることが、燃焼室の耐圧という点からは望まれるので、初期圧を下げるために、以後のエンジンに対しては、推葉グレインの切込み部表面を一部（ノズルに近い部分を全長の約 1/3）0.8 mm 程度の抑制剤層でおおう方式もとられたが、現在ではスロート径を拡大して 295 mm として圧力の異常上昇を避けている。

次に、燃焼試験時に実施した各種の計測結果について述べよう。エンジン排気の火焰温度は、野崎産業のご好意により、Latronics Corporation のパイロメータを用い二色法（赤と青の光）を利用して測定した。第 2-2 図がその結果で、平坦部で 1920°C を得た。このほか



第 2-3 図 温度の計測結果 (735³/₃)

11.5, 12.8, 13.5, 13.8 sec に平均温度より 50~100°C 高いピークが観察されたが、内圧振動は、これらの時点では全く見出されず、後述のエンジンの機械振動で見出された 21.2 sec 付近の振動に対応するピークは、火焰温度記録にはない。したがって、火焰が時おり異常に明るくなるのは、排気中への異物のとび出しなどによる急激な発熱反応によるものであろう。第 2-2 図のいま一つの特徴は、推力が消失した後でも 20 sec ほど排気が高温を保っていることで、これは抑制剤層、ライナー等の後燃えに

第 2-4 図 735 ³/₃ エンジンの温度，振動計測位置

第 2-1 表 振動測定結果 (735 3/3)

	着火時	1.5 sec まで	1.5 sec 以後	21.15 sec	21.4 sec
V ₁ (軸方向)	1.5 G	{他より 0.05 sec 後} ナシ	ナ シ	微 弱	微 弱
V ₂ (")	0.6 G	0.4 G	ナ シ	~2 G	~1 G
V ₃ (横方向)	7 G	2.5 G	燃焼中 0.5~0.8 G	20 G	11 G
V ₄ (軸方向)	2 G	2 G	ナ シ	7.6 G	4.4 G

よるものとみられる。

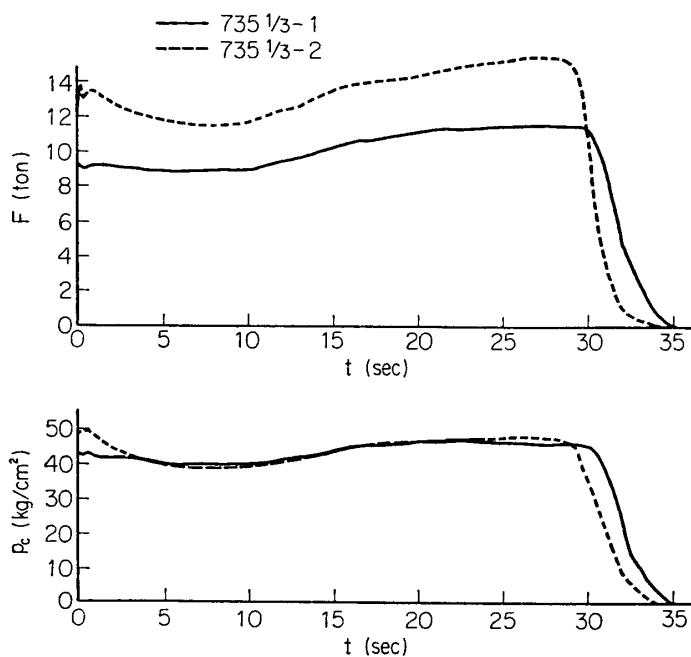
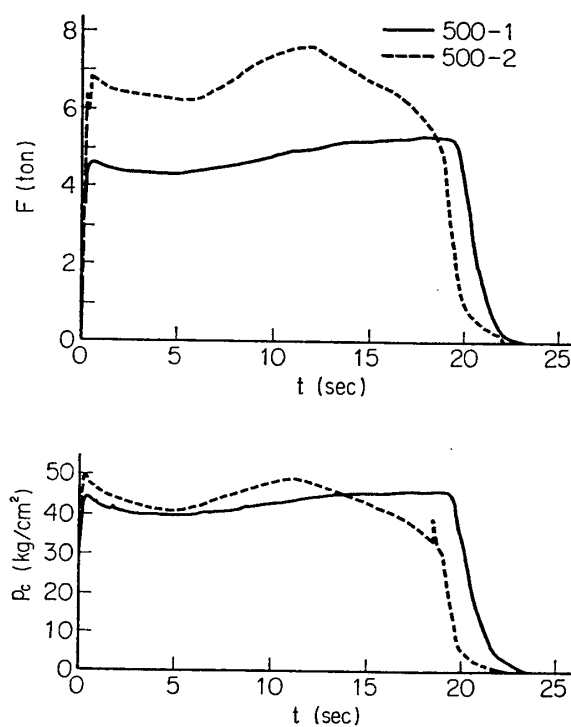
次に、実機薄肉チャンバー外壁 (T_5 , T_6)、ノズル外壁 ($T_1 \sim T_4$) での温度上昇の測定結果を第 2-3 図に示す。計測位置は、振動計の位置と共に第 2-4 図に示した。チャンバー外壁の温度上昇はきわめてわずかであるが、これは抑制剤層が不必要に厚すぎたためとみられる。

エンジン主としてノズル部の機械振動は、チタン酸バリウム加速度計で測定されている。第 2-4 図はその測定位置を示す。検出された振動は第 2-1 表に示されているが、 V_3 での横振動以外は、燃焼中は概して微弱であったが、21.15, 21.4 sec に内圧振動、火焰変動とも対応のつかない特有の振動がみられるが、その原因はいまのところ明らかではない。

3. 735 ¹/₃, 500 B₃ エンジン

これらは、いずれも 2 回の実験が、実機エンジン、厚肉エンジンで 1 回ずつ行なわれ正常燃焼を確認した。記述のつごう上、両種のエンジンを以下一まとめにして論ずることとするが、はじめに推力曲線、内圧曲線を第 3-1, 3-2 図に示す。これらのエンジンは第 1 回と第 2 回では、第 2 回の方が薬長が 735 ¹/₃ で、60 cm, 500 B₃ で 42 cm 長くなっており、スロート径、 K_n 値もそれに依りて異なっているため、そのまま比較することはできない。しかし、たとえば内圧曲線の形についてみると 500-2 はやや異常といえることができる。

これらエンジンの構造上の最大の特徴は、ノズル部の軽量化をはかるために、ノズル収縮部を推薬内に埋没する方式を採用し、長さを大幅に短縮することをはかった点にある。第 1 回の燃焼実験の結果から、この埋没部まわりの耐熱処理を更に念入りにする必要を認めため、第 2 回の実験では、耐熱ライナー層を厚くするなどの改良を加えた。いま一つの特徴は、735 ¹/₃ エンジンでスピンを得るために、ノズル出口周辺にガイドベーンを植付けることを試みたことである。第 1 回には 4 個、第 2 回には 6 個 (スチール製 2, フェノールレジ

第3-1 図 735 $\frac{1}{3}$ エンジンの推力, 内圧曲線第3-2 図 500 B₃ エンジンの推力, 内圧曲線

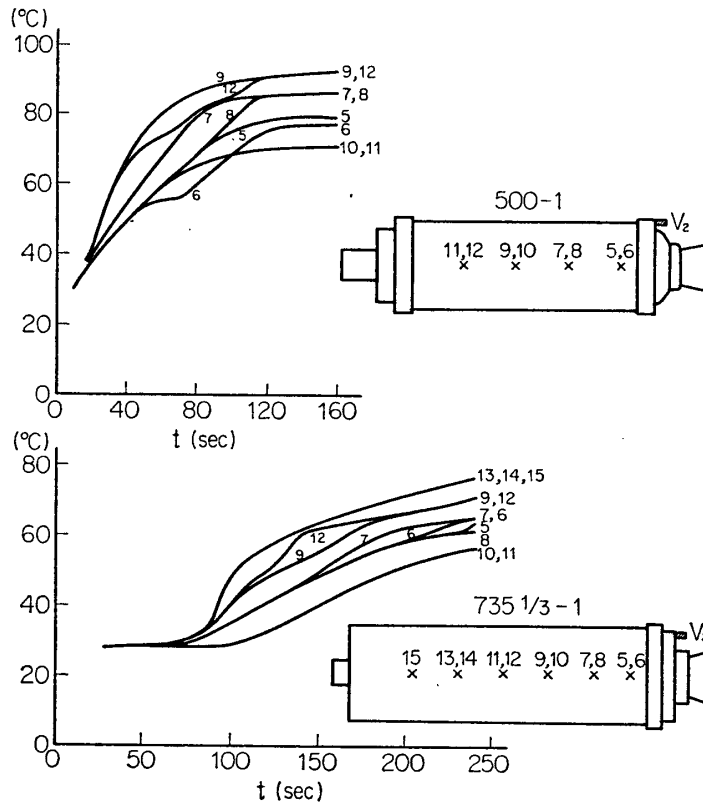
製2, ハステロイ製2) を用いたが, いずれも 10 数秒で吹き飛び, この方法でエンジンにスピンをかけることが困難であることがわかった。

次に各種の計測結果についてまとめよう。

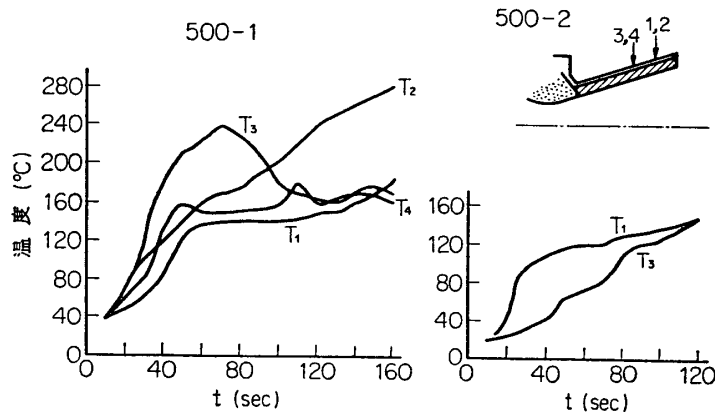
温度

チャンバー、ノズル外壁の温度は毎回計測されている。ここでは実機薄肉チャンバー、ノズル、ガイドベーンについての測定結果をまとめておく。

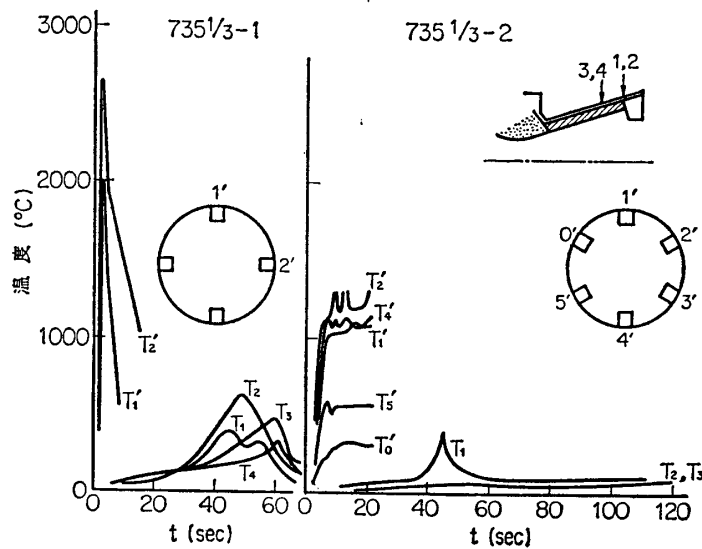
チャンバーが薄肉であるときは、熱電対を埋めこむことができないので、第3-3図に示した位置に熱電対を接着して測定した。その結果、燃焼後数分を経て、温度が極大値をとったとみられる場合でも 100°C を超えてはいない。



第 3-3 図 実機薄肉チャンバー外壁温度



第 3-4 図 500 B₃ノズル外壁温度

第3-5図 735¹/₃ノズル外壁, ガイドベーン温度

ノズル外壁の温度も多数の点で計測されているが、ここではノズル出口に近い点の値についてまとめることにする。その一つの理由は複雑な形をしたノズル金具の影響が、これらの点では比較的少ないとみられるからである。第3-4図は500-B₃エンジンの第3-5図*は735¹/₃-エンジンのノズル外壁温度の時間変化である。なお、測定点は毎回異なっているが、ノズル後縁よりの距離は、

測定点	500-1	500-2	735 ¹ / ₃ -1	735 ¹ / ₃ -2
# 1, 2	30 cm	20 cm	53 cm	53 cm
# 3, 4	60	70	106	120

で、熱電対は埋めこみ型である。この実験結果にみられる大きな特色は、500 B₃, 735¹/₃のいずれについても、No. 1の方が高温となっていることである。

すなわち、概略の到達温度をまとめると

	No. 1	No. 2
500 B ₃	300°	140°
735 ¹ / ₃	600° (平均 300°)	100°

である。ノズル構造はNo. 1とNo. 2とでは差はないが、膨張比がNo. 2では、ほぼ適正膨張に近いのに反し、No. 1ではカットオフ型となっており、そのためノズル後縁からの距離がNo. 1とNo. 2とでは大差がないにしても、No. 1では不足膨張であるため測定点内側の排気温度は、No. 2よりも当然高くなっていること、および不足膨張のためノズル出口より噴出した火焰が、No. 1の方がより高温で、そのふく射または吹きもどしの影響が、ノズル

* ガイドベーンの温度、測定位置も同図中に示してある。

外壁温度の測定値にきいているためと考えられる。

最後に 735 $\frac{1}{3}$ で測定されたガイドベーンの温度について述べると、735 $\frac{1}{3}$ -1 では 4 枚、735 $\frac{1}{3}$ -2 では 2 枚ずつ 3 種のガイドベーン計 6 枚 (#0,1 がハステロイ、#2,5 がフェノール樹脂、#3,4 がスチール製のベーンで、熱電対は埋込み型) がとりつけられている。その測定結果は第 3-5 図中に示されているが、735-1 では 2600°C まで上昇し、約 10 sec で断線している。また、テレビの画面でも 10 sec 付近で、ガイドベーンの飛び出しらしきものが観測されている。一方、735-2 では 20 sec 付近までの測定値が記録されていて、1500°C に達しているものと 600°C に達しているものがある。この場合にも燃焼終了時にはガイドベーンは焼失している。735-1 と 735-2 との温度上昇の差は、膨張比の差として、ある程度説明できるが、735-2 での各ガイドベーンの温度上昇の差は、使用した材質によるものではない。火焰のかたよりも原因の一つとして考えられるが、かたよりのみで説明するには温度差が大きすぎる。

ノズル、スロート部の耐熱性

ノズル末広部の FRP ライナーの耐熱性について述べる。適正膨張比で実験された 500-2 735-2 のライナーの消耗度は次表に示すごとくで、同表では測定点を膨張比で示した。いずれの場合もノズル後部の FRP 末端は、 $A_e/A_t=5.0$ のところで終わっている。

	侵食深さ mm				侵食率 mm/sec			
	$A_e/A_t=$ 2	3	4	5	2	3	4	5
500-2 炭化域	10	5.5	4.1	3.4	0.32	0.23	0.18	0.16
消失域	7.4	3.8	1.8	1.1	0.25	0.16	0.08	0.05
735-2 炭化域	10	7.3	5.6	5.2	0.51	0.28	0.21	0.18
消失域	7.7	4.8	2.4	1.4	0.40	0.20	0.09	0.05

なお、侵食率の計算には、有効燃焼秒時を 500, 735 $\frac{1}{3}$ でそれぞれ 19.5, 31 sec とおいた。

この表からノズルスロートに近い部分では、侵食の深さが燃焼秒時にかかわらず一定しているが*、ノズル後端に近い部分では侵食率が 500, 735 $\frac{1}{3}$ でほぼ等しい。この結果はきわめて興味深く示唆に富んでおり、今後実験回数をさらに重ねることによって、おもしろい結論を導くことができるかもしれない。

振動、内圧振動

1. 500 B₃ エンジン

500 B₃ のチャンバ振動は、第 3-3 図の V₂ の所にチタン酸バリウム加速度計を設置し、軸方向の機械振動を計測した。内圧振動のうち PV₁ 指圧計は、鏡板側の点火器背後に直結させてあるが、PV₂ 用の指圧計を同様に取付ける余地がないので、長さ 35 cm の導管を間に介して測定した。したがって、PV₂ の測定結果は、定性的なもののみとみなされる。はじめに実験結果を第 3-1 表に示す。

* ノズルスロートに近い部分はグラファイトなどの影響をうけるので、上記の事実は偶然の一致かもしれない。

第3-1表 500 B₃ エンジンの振動, 内圧振動

	時刻	Vチャンバー振動	PV ₂ 内圧振動	PV ₁ 内圧振動
		振幅 周波数	振幅 周波数 減衰率	振幅 周波数
500-1	0.61~1.3 ^{sec}	—	—	4.2 kg/cm ² 5 kc
	1.05	1.5 G 170 c/s	0.8 kg/cm ² 100 c/s 37 sec ⁻¹	5.2 数 100 c/s
	1.8	0.5 140	0.6 100 37	1.7 数 100
	21.7	0.2 180	—	—
500-2	1.04	測定セズ	1.3 100, 500 —	信号あり
	1.73	—	2.1 100, 500 —	"
	18.3~19.6	—	3 290	3.5 290

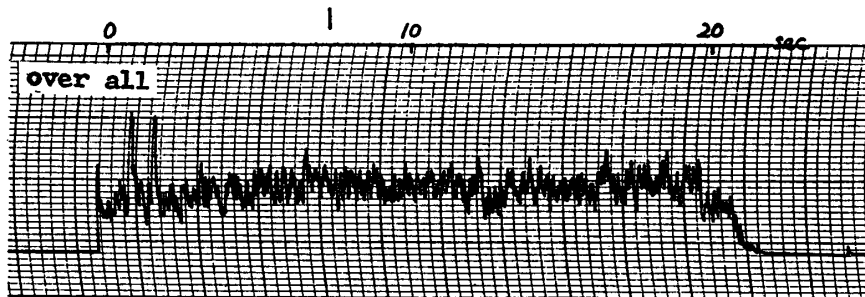
エンジン内の音響振動は, 音速を a m/sec, 内孔長さ L m, 内孔径を D m とすると, 最低振動数を与える二つの基音は,

$$\text{longitudinal mode} \quad f_1 = a/2L$$

$$\text{tangential mode} \quad f_2 = 0.586 a/D$$

でそれぞれ与えられ, 今回の実験で用いられた推進剤では火焰温度 3200°K, 比熱比 1.20, 平均分子量 26.0 であるので, 音速 $a=1100$ m/sec と与えられる. したがって音響振動数は次のようになる*.

	a	L	D	f_1	f_2
500-1	1100 m/sec	1.5 m	0.10~0.21 m**	370 c/s	6.4~3.1 kc
500-2	1100	1.9	— ***	290	—***



第3-6図 500-1の内圧振動

500-1 の実測値中 PV₁ の 5 kc は f_2 と一致するが, 1.1, 1.8 sec の振動は測定器ごとに異なっており, しかも f_1 とは一致しない. 第3-6図に PV₂ で測定, テープに記録した内圧振動の再生結果 (over all) を示すが, これらのピークは顕著であり, 点火器もえがらのとび出しによって誘起された振動とみられるが, PV₁ で観測された数 100 c/s の振動が縦

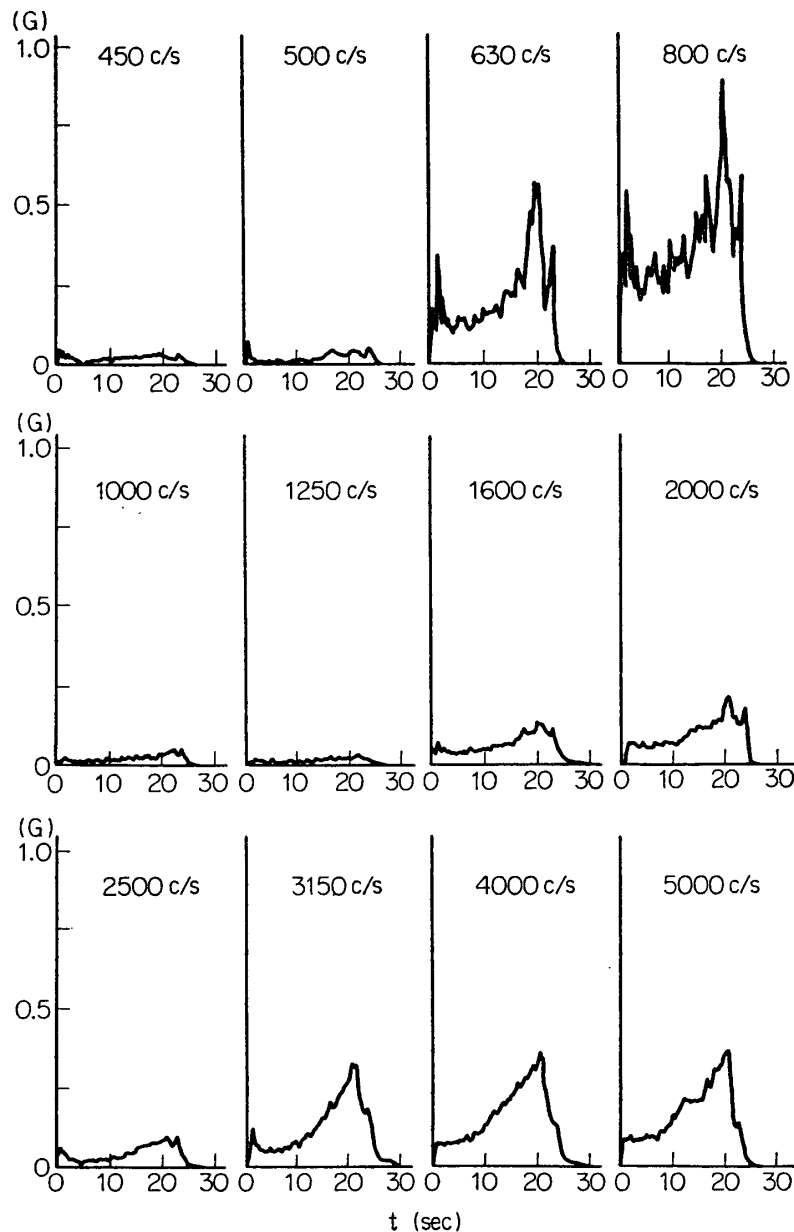
* 気相, 液相混合系の値を採用する.

** 燃焼初期に 5 kc の振動がみられたので, 着火前の内孔の内径, 外接円の直径を仮りにとった.

*** 高周波振動が実測されなかったので, D のわりふりを考えない.

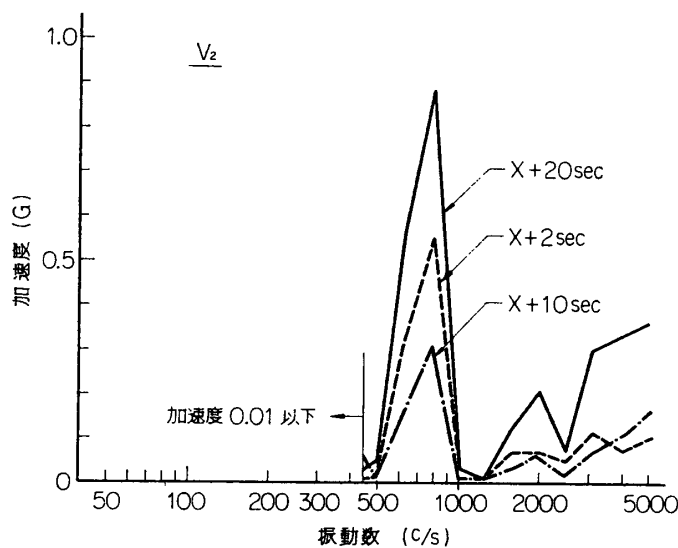
波音響振動 f_1 と一致すると思われる。なお、 PV_1 と PV_2 とが一致した測定値を与えないのは PV_2 の設置位置がエンジン内孔よりやや離れた点にあったためとみられる。異常振動については、さらにチャンバー振動のみに 21.7 sec で PV_1 , PV_2 と対応のつかない振動がみられることがあげられるが、チャンバー振動自体は全燃焼期間を通じて 800 c/s 付近が強いことが第 3-7 図の周波数分析結果からもうかがえる。

500-2 については、チャンバー振動の測定値はないが、内圧振動には 1.0, 1.7 sec に点火器ケースのとび出しによるとみられる振動があるが、高周波振動はない。なお、18.3~19.6 sec



(a) 各周波数の時間変化

第 3-7 図 500-1 のチャンバー振動周波数分析結果



(b) ある時刻での周波数分布
第3-7図 500-1のチャンバ振動周波数分析結果

に顕著な振動がみられたが、これはエンジンの側面レストが燃焼試験前より一部はく離して、燃焼末期に一時にノズルよりとび出したためである。

2. 735¹/₃ エンジン

735¹/₃ エンジンの内圧振動をまとめると、第3-2表のようになる。735¹/₃ の場合には空間的余裕が十分あるので、PV₁、PV₂ 両指圧計とも点火器背後に直結した。

例によって、音響振動を調べると、使用した推薬では火焰温度 3180°K、比熱比 1.17、平均分子量 25.5 とみられるので音速 $a=1080$ m/sec である*。それゆえ、音響振動数は第3-2

第3-2表

	時刻	内圧	Vチャンバ振動		PV ₂ 内圧振動			PV ₁ 内圧振動	
			振幅	周波数	振幅	周波数	減衰率	振幅	周波数
735 ¹ / ₃ -1	1.8 sec	kg/cm ² 43	0.5 G	180 c/s	—§	200 c/s	120 sec ⁻¹	0.6 kg/cm ²	200 c/s
	5.5	41	0.2	180	—	200	120	1.4	200
735 ¹ / ₃ -2	0~1		測定せず		0.2 kg/cm ²	1.5 kc	—	300 c/s, 高周波	
	2.3	45			0.7	167 c/s 1.5~2.0 kc	50	—	
	4.7				0.3	"	—	—	

(§ 4 sec 後に gain をかえたので正確な比較はできない)

	a	L	D	f_1	f_2
735 ¹ / ₃ -1	1080 m/sec	2.45 m	— m	220 c/s	— kc/s
735 ¹ / ₃ -2	1080	3	0.14**	180	4.5
			0.32		2.0

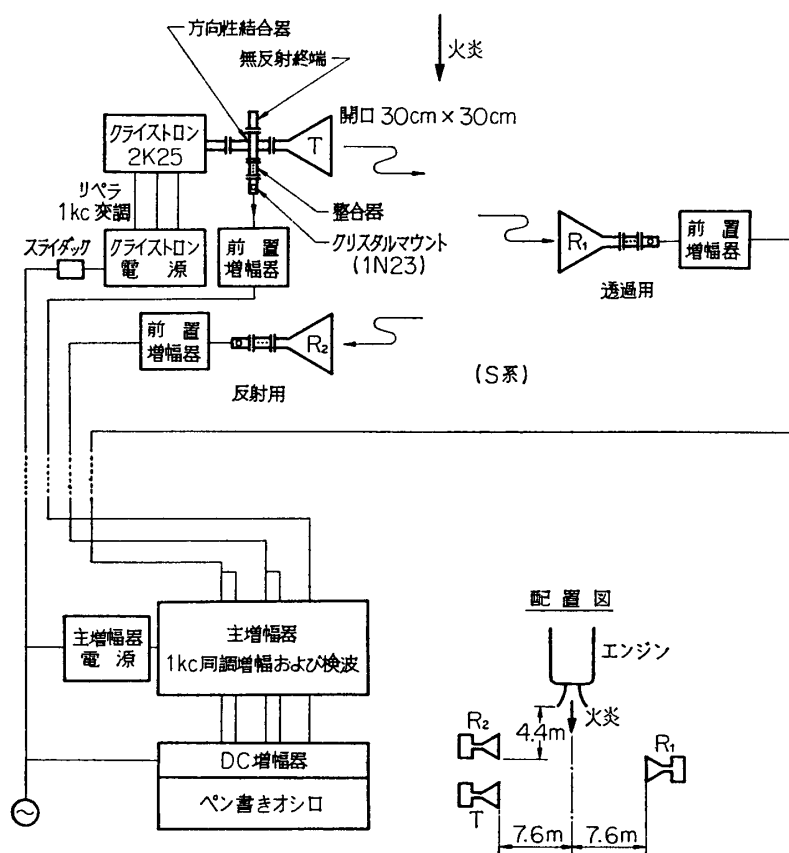
* 気相、液相の混合系の値を採用する。

** 点火前の内孔の内接円、外接円直径をとった。

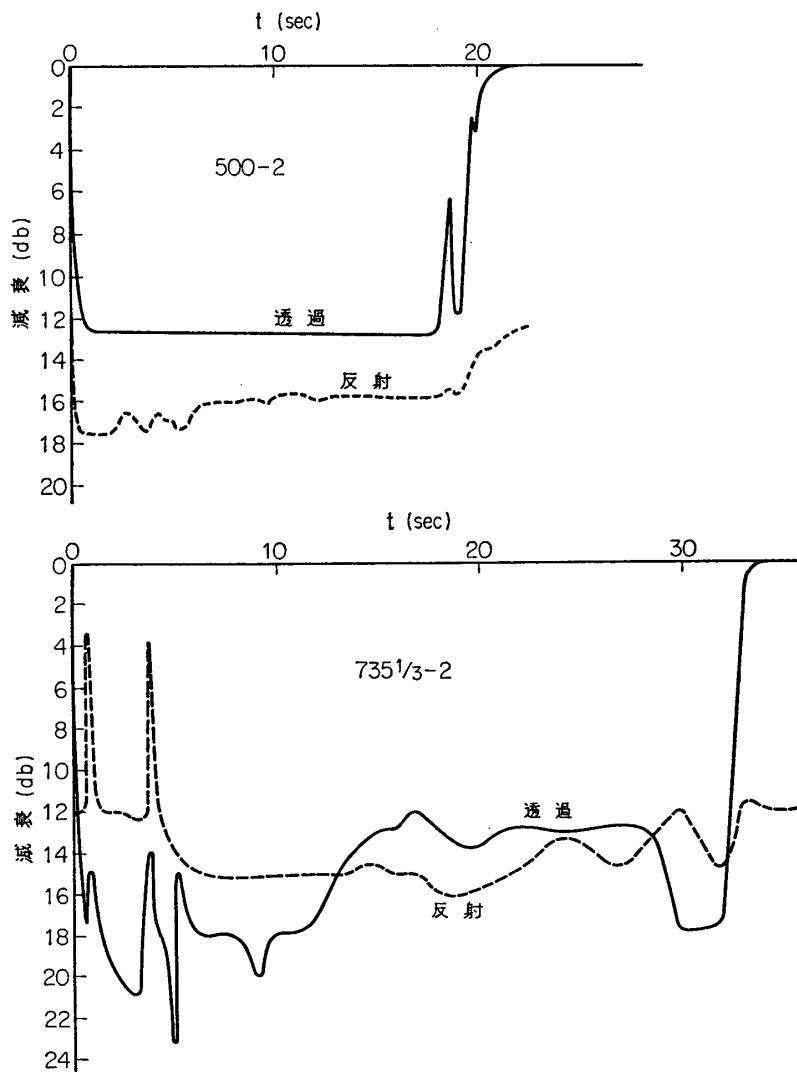
表下に示すごとくなり、735-1 の 200c/s、735-2 の 167c/s は f_1 振動、735-2 の 1.5~2.0 kc は f_2 振動と対応する。特記すべき点は、内圧振動の減衰率 $d \ln p/dt$ が 735-1 の方が大きいことである。両者とも内圧がほぼ 40~45 kg/cm² の所で生じた振動から求めた値であるので、内圧の影響を無視して考えると 735-1 の方が、735-2 より約 60 cm 短いこと、両者とも同種の推薬を使ってはいるが、735-2 の方が 735-1 よりも伸び率、引張強度が共に大きいことなどを考え合わせる、推薬表面による減衰効果よりも、両端の効果の方が顕著であることを示すものと解される。

第 3-3 図のエンジン略図中の V_2 の所にチタン酸バリウム加速度計を設置して測定された軸方向の機械振動をテープから再生し、周波数分析を行なうと、1.6 kc 付近の振動が 735 $\frac{1}{3}$ -1 では最もはげしく、次いで 3.2 kc、1.2 kc が顕著であった。その様子は、500-1 で示した第 3-7 図と類似しているため、ここでは省略する。

エンジン地上試験の際には、エンジン燃焼性能の計測のほかに、エンジン燃焼試験を利用した計測も各種行なわれている。その 1 例として、735 $\frac{1}{3}$ -2、500-2 でロケット排気火焰による電波減衰率、反射率を測定した例を第 3-8、3-9 図に示す。実験は 9000 Mc の電波について、1 kc のパルス変調で、透過強度、反射強度を測定した。測定位置はノズル後方 4.4 m で中心線より、送受信器をそれぞれ 7.6 m 離してあるが、反射強度は、送信器と並べて受



第 3-8 図 電波の反射、透過強度測定法



第 3-9 図 排気火焰による電波の反射, 透過強度

信器を設置して測定した. 第 3-9 図には $735\frac{1}{3}$ で 1, 4 sec 付近で強い反射ピークがみられるが, これは内圧振動からも明らかなように, ノズルから点火器ケースが飛び出したために発生したものと考えられ, 31 sec 以後での透過波の減衰は煙によるものであろう. 一方 500-2 では 19 sec に異常が認められている. これは, 500-2 エンジンの側面抑制剤の一部がはがれてノズルより排出した際の信号で, 内圧振動もこの時点で明瞭な縦波振動 (290 c/s) を記録している.

4. 480 S (第 4 段球型) エンジン

480 S は L-4 S の最終段エンジンとして設計されたもので, これが衛星速度を出すという判然とした目的があるために高性能化への一段の努力がなされた.

構造重量の軽減を目的とし, 形状は球状となした. 球形ロケットに関しては 1958 年頃より研究が進められてきたが, 実機としての飛ばし試験は 1965 年夏に K-10 S の最終段

として行なわれ実用性を確かめられた。これに用いられた球形ロケットは直径 300 ϕ 、抗張力 70 kg/mm² の高抗張力鋼を用い、製作工程も厚板の爆成、半球の機械加工、溶接（電子ビーム）というものであった。L-4S に関しては、チタン合金の溶接、加工技術の進歩をとり入れ、STA-90 材を用い、この薄板の爆成および溶接により作られた。この球殻製造上の問題点は構造関係の項目にゆずる。

次に推葉については、まず形状からして直填方式によらねばならないので、特にその壁面との接着性が問題となる。300 ϕ 球形ロケットでは、ポリウレタン系が使われたが、480 S ではさらにこの目的に適しており、また、高比推力、高密度のポリブタジェン系推葉を採用した。

内孔設計については、当初は 300 S と同形となしたが、燃焼秒時の延長、ノズル膨張比の増加に対する要求を満すべく後に設計変更が行なわれ、2号機以降の飛しょうにあてられた。本報告書では便宜上前の型を I、後の型を II として区別する。

4.1 構造

エンジンの外観は第 4-1 図写真にみられるようなもので、I、II とともにほとんど外観において変化はなく、ただノズル部の補強リブに多少の変更がなされている。

まず推葉形状については、I については球と同心で半円形側面をもつほぼ厚み一定の花びら 7 葉よりなる。この形の中子による燃焼表面積計算は文献 [4] に与えられており、ほぼ燃焼中一定の値を与える。

II については、花びらは I 同様ほぼ厚み一定の円板の一部であるがその中心は軸上になく、横方向にずれた位置となっている。

すなわち、I の中子には球が外接するが、II にはラグビーボールようなものが外接することになる。したがって、I の場合、内壁面は燃焼末期に始めて燃焼ガスにさらされるが、II の場合、比較的燃焼初期にチャンバーの前後部内壁がさらされるので、この部分を断熱材にて保護してある。しかし、燃焼表面積が I の約半分となったため、ノズルスロートを小さくでき、その結果、膨張比が増し、比推力に対しての寄与はプラスとなる。この形の燃焼表面積計算は I にくらべるとやっかいであるが、電子計算機を用いてなされる。

推葉は前述のようにポリブタジェン系の直填によるものであるが、I、II いずれの形状の中子でもせまいノズル取付口から抜き出すわけにいかず、このため、中子はチャンバ内で組立て、推葉のスラリーを流し込み、加温し固化したのちに再び分解して取り出す。

ノズルは、埋没型であり、スロート部にグラファイト、開口部内側はガラスせんい強化のフェノール樹脂、外側および取り付フランジは軽合金となっている。第 4 段目は、このノズル部分で支持されるので、これに曲げ剛性をもたせる目的のリブがつけられた。

点火薬は、他の段と同じく、長燃焼秒時のかご形点火器で、その薬量決定法についても同様であったが、第 1 回目は最初試験的に少な目にしたことから着火おくれがみられ、後のものについてはやや多目の量を採用し、数度の試験で満足な点火がなされている。

4.2 地上燃焼試験

480 S は 300 S の次に計画された球形ロケットであり、480 S に先立ち、K-10 S 用としての 300 S の薬種をポリブタジェンとしたものを 1964 年 5 月に、次に真空燃焼試験装置の

第 4-1 表 480 S I 主要性能

	1 号	2 号	3 号
実験日	41. 1. 8	41. 2. 19	41. 3. 8
推 葉 重 量 (kg)	85.1	85.2	86.3
全 燃 焼 時 間 (sec)	15.0	16.0	16.5
推 力 (kg)			
最 高	2150	2310	2015
初 期	2160	2070	1930
内 圧 (kg/cm ²)			
最 高	34.8	42.0	42.5
初 期	38.2	39.7	40.2
比 推 力 (sec)	241*	256	220
燃 焼 条 件	約 0.1 気圧	約 0.1 気圧	大気圧
ス ロ ー ト 径 (mm)	63.5	63.5	63.5
膨 張 比 (ノズル面積比)	8.5	8.5	8.5

* ノズル部損耗による性能劣化

テストの目的も兼ね同型のものを 1964 年 10 月に行ない、その予備テストとした。

i) I 型地上試験

I 型の地上試験は 1955 年初頭より行なわれ同年 3 月で完了した。

それらの実験結果および燃焼条件の概要を第 4-1 表に示す。

地上 1 号は前述のごとく着火おくれが 5.8 秒あったことと、ノズル開口部の断熱フェノール樹脂の厚みが不適當で一部損耗したという不具合が生じたので、これらの点に改良を加え、地上 2, 3 号の実験を行ない満足すべき結果を得た。2 号は 1 号と同様真空燃焼試験装置を用いたが、3 号は大気圧で燃焼せしめた。

480 S 用真空燃焼装置は垂直式拡散筒付のもの (第 4-2 図参照) で、これによって真空で維持できる条件は厳密に理論的に求めるのは未だ十分でないが、現在大体的見当をつけるためには、最初ノズルに出口よりのガスが拡散筒におつかるまでは等エントロピーの仮定が成立し、ここで、垂直衝撃波により圧力回復が行なわれるとする。この計算については、基本方程式として、エネルギー質量、および等エントロピーの式と垂直衝撃波の関係しかいらぬため、真空槽圧とは無関係にこの条件がきまる。すなわち、ノズルスロート径と、デフューザ径の比のみで、デフューザをスタートさせる燃焼室圧がきまる。480 S 用のデフューザ内径は 294 φ であるからこの比は I 型について 4.63、これに対するスタート圧は比熱比 $r=1.25$ として、約 13 気圧の程度である。デフューザの長さ内径比は実験値としては 5 以上あればよいことが知られているが、安全側で 7 ととってある。

真空槽圧力は運動量の関係から推定される。すなわち、今ロケットの推力 F および真空槽圧を P_0 として、

$$f = \frac{F + P_v \frac{\pi}{4} (D_d^2 + D_e^2)}{P_o A_t}$$

とおけば質量およびエネルギーの保存則をつかって

$$f = \frac{\left(\frac{2}{r+1}\right) \frac{r+1}{2(r-1)} (1+rM^2)}{M \left(1 + \frac{r-1}{2} M^2\right)}$$

とかける。ここで衝撃波の前のマッハ数 M は前述の関係でスロートとデフィューザの径の比
できまるから、これより P_o が求まる。



第 4-1 図

第 4-3 図は内圧、真空度～時間の測定値を示すもので、有効燃焼秒時を通じ満足な真空度が得られている。

チャンバー外壁温度はいずれの場合にもほとんど上昇が認められなかったが、ノズル外壁は真空燃焼の場合、燃焼末期において火焰の逆流と思われる 100～200°C の温度上昇が記録された。

ii) II型地上試験

420 S II の実験は 1965 年 11 月、1967 年 5 月の 2 回共に真空において行なわれ、また、1967 年 10 月にスピン真空試験を実施した。

さらに、L-4 T 計画として 4 段目の推薬量を減らす計画が立案され、これに沿って推薬を

第 4-2 表

	1 号	2 号	3 号	4 号	T-1号
実 験 日	41. 11. 25	42. 3. 14	42. 10. 17	43. 9. 28	43. 1. 19
推薬重量 (kg)	88.6	90.0	92.5	86.7	52.1
全燃焼秒時 (sec)	24.7	25.7	24.3	31.5	22.2
推 力 (kg)					
最 高	1192	1125	1331	1050	750
初 期	870	1020	1221	840	
内 圧					
最 高	33.6	33.3	37.8	41.5	23.0
初 期	25.8	37.0	39.7	35.3	34.0
比 推 力	257	256	255	246	230
燃 焼 条 件	真 空	真 空	スピン真空	スピン真空	真 空
スロート径	48.5	48.5	48.5	42.0	48.5
膨 張 比	14.9	14.9	14.9	19.8	14.9
備 考				薬種変更	L-4 T 用

約6割方とした480S(T)実験を1968年1月に実施した。この際従来の推薬を温度変化に対し、より十分安全な特性とすることし薬種をBP-12よりBP-17とした。そこでこの推薬変更に伴う480Sの試験を1968年9月にスピン真空下で行なった。

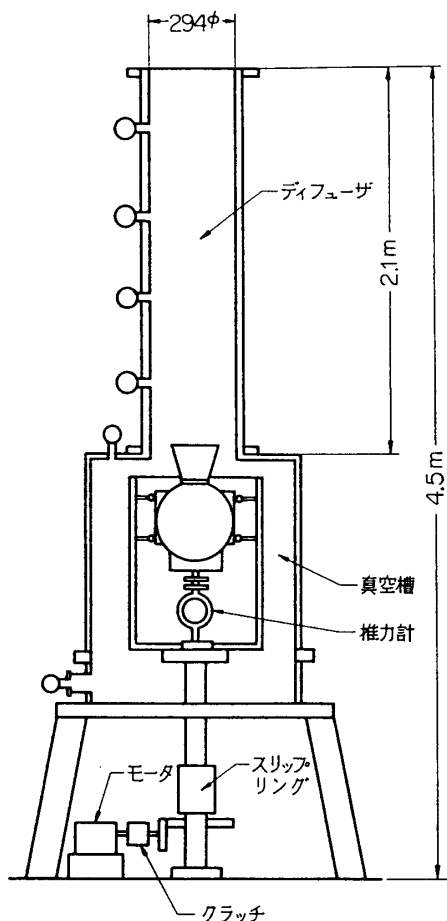
これらの実験値を第4-2表にまとめてある。II型用の真空試験はスロート径が小さくなったため、スタート圧力が上がる不利があるが、十分I型のもでも動作することが予想されたので、デフューザの大きさについての変更は行なわなかった。

480SはL-4S第4段エンジンとして、約3c/sのスピンで方向安定を保つため、これによる効果をおく必要から行なわれたのが第4-2図の実験であった。

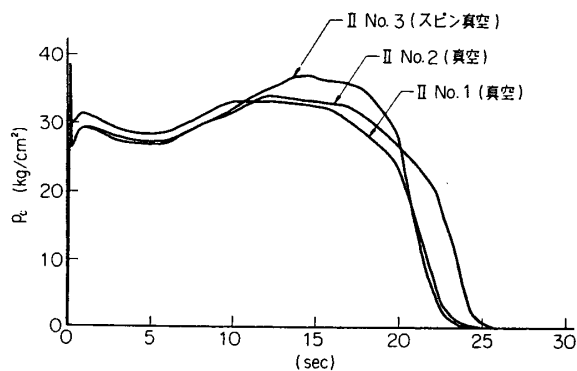
スピンの影響としては、一つは燃焼ガスとモータの角運動量交換に原因する燃焼中のスピン加速と、もう一つは、遠心加速度による燃速および性能面上の変化が問題となる。

このためのスタンドは第4-2図に示すようなもので、回転軸を真空槽の外に出し、外部でモータ駆動する方式をとった。このため、真空槽と回転軸の摩擦が大きく、自由回転の状態での特性をとることによりスピン上昇の特性を明らかにする目的には使用できないが、最高6.5c/sのスピン状態での燃焼特性がしらべられるものである。

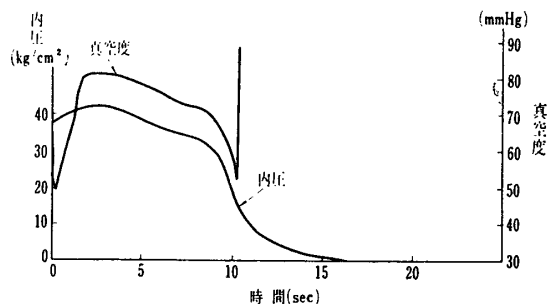
II型の実験値を同一図上に示したものが第4-4図であるが、これよりスピンの効果はかなり歴然としており、特に燃焼末期に近い燃焼面が加速度の大き



第4-2図



第4-3図



第4-4図

い外周に近づくに従いその差が大きい。このことはまた、チャンバー温度にもあらわれ、外周に中子の切れ込み位置に対応して、8個の高温による変色がみられまた、わずかながら内圧により変形した。

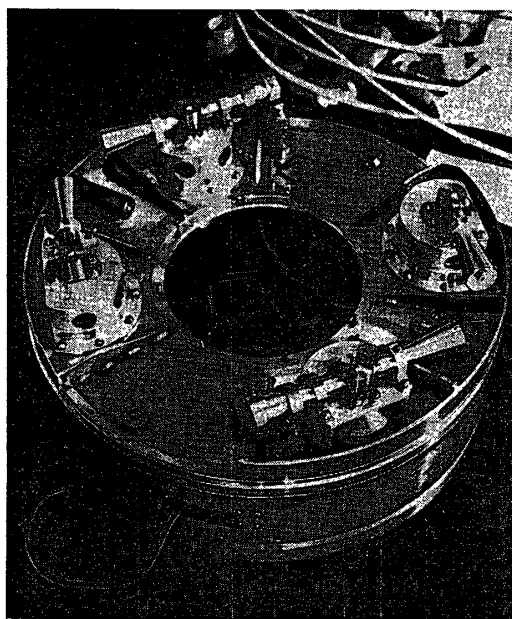
この場合スピン数としては6 c/s という正常値の約倍の値であったので、正常飛しょうの際に問題となるものではないが、加速度のもたらす効果の程度を知るうえに貴重な実験であった。

スピン燃焼はその後4号でも行なったが、これはスピン数 4.7 c/s として実験したが、チャンバ温度に関して2号のような問題は起らなかった。(チャンバは軟鋼材であったが測定部周辺のみ薄肉とした)。

加速度の燃焼に及ぼす効果は外国にもいくつかの報告があるが、われわれの研究班でも実験室の規模で研究がつけられている。現在のところ、特にアルミ入りの推薬についてその効果が大きく、燃速変化やアルミ粒子の凝集が燃焼の完結性やチャンバの熱伝達に影響を与えることがわかっている。特に後者は全力積や実効質量比に影響するため、加速度によりアルミ粒子の凝集しないくふうが必要である。

5. リスピン・デスピンおよびリスピン用小型エンジンについて

L-4S 型ロケットは1段目燃焼終了後スピンを与えられることになっている。スピンに必要なトルクはすべて本体ロケットにとりつけられた小型の固体ロケットエンジンによって加えられるが、これらのエンジンをそれぞれ、スピンモータ、デスピンモータ、およびリスピンモータと称する。各モータとも1対1組で、機軸に対して対称に2個ずつとりつけられている。それらの配置は全体図に示されており、1号機から3号機まで同じであるが、こまかい配置については各実験の結果変更されたものもある。



第 5-1 図

各モータの大きさを決めるのは、必要なスピン回転数と慣性モーメントであり、これらから回転力積が得られるので所要のモータ推薬量が求まる。

5.1 スピンモータ

所要回転数は3 c/s である。慣性モーメントは1号機から3号機まで 25.3~25.53 kg·m·s² の範囲にあり、この型に用いられているスピンモータ(推薬重量、2個で8.4 kg、燃焼秒時 5.95 秒くらい)によれば 3.6 c/s くらいの回転数が得られるのでこれで十分である。第 5-1 図は外観である。

5.2 デスピンモータ

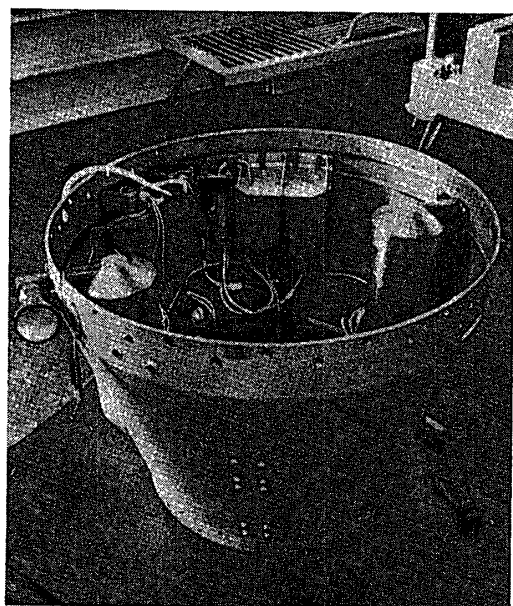
3段目切りはなし後、CN 部と 480 S のスピンをとめるためのもので、したがってスピンモータと反対向きにトルクが働くようにな

っている。さらにこれはスピン、リスピンモータと異なり、回転数を検出してトルクの発生を停止させなければならない。このため1対のモータはそれぞれトルク発生用のノズルのほかに、これと反対向きにガス噴出のできるバランスノズルをそなえ、両方が働いているときはトルクが働かないような仕組みになっている。バランスノズルは、はじめキャップをしておいて回転数がなくなった信号をCNよりうけて、キャップを火薬のプッシャーでとばし作動するようになっている。推薬量は、スピンモータによって与えられたスピンを止めるために必要な量より多くとってあることはいうまでもない。

取り付け方が1, 2号機と3号機とでは異なっており、1, 2号機ではノズルが本体の外にでていたのを、3号機では空力加熱等の影響を考慮してノーズコーン内部に入るようにおさめたので若干の構造変更があった。

諸 元 素

	1号機	2号機	3号機
推 薬	UP 25 (アルミなし)	UP 25 (アルミなし)	UP 25 (アルミなし)
同 上 重 量 (g) (1個当り)	230	300	300
ノ ズ ル 径 (mm)	4.5	4.5	4.6
スピン停止能力 (c/s) (2個)	4.8	6.2	5.2



第 5-2 図

1号機と2号機の差違は推薬量のみである。3号機の場合、スピン停止能力が減ったのは取付け位置変更によるアーム減少に起因する。第5-2図はデスピンモータの外観である。

バランスノズルを動作させた場合のデスピンモータの内圧曲線の例を第5-3図に示す。

5.3 リスピンモータ

480 S のスピン安定のためにCN部切りはなし前にスピンを与えるこのスピンモータはリスピンモータとしてデスピンモータと同様の位置にとりつけられている。デスピンのときと同様に、1, 2号機ではノズルが外に出ているが、3号機では中に入れられている。第5-2図にはスピンモータもみられる。

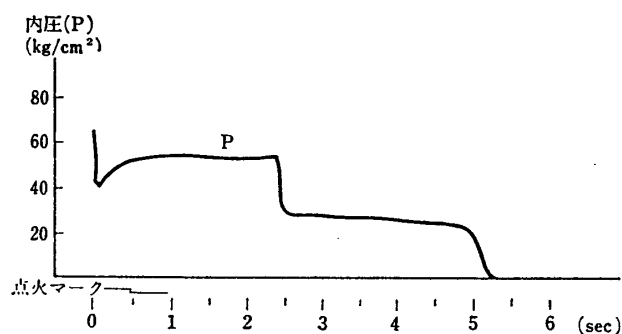
デスピンの場合と同様に3号機用では推薬

量はふえているがアーム長さの減少によりスピン能力には大差がない。

5.4 地 上 実 験

これらのエンジンはすべて大気圧下および4 Torr程度の真空中で行なわれた、通常の

	1号機・2号機用	3号機用
推薬	UP 25 (アルミなし)	UP 25 (アルミなし)
推薬量 (g) (1個当り)	180	240
ノズル径 (m/m)	4.0	4.0
スピン能力 (c/s) (2個で)	4.2	4.16



第 5-3 図

燃焼実験のほかに、空力加熱を考慮した状態でのテストや、シャヘい板 (480S をデスピン、リスピンモータのガスから防ぐためのもの) のテストも合わせて行なわれた。デスピン、リスピン用モータはスピンした状態でのテストも行なわれた。(たとえば3号機の場合の総合試験)

本文は、地上燃焼実験班から提出された報告書をもとにして執筆したもので、実験に協力、報告をよせられた。宇宙航空研究所各研究室、生産技術研究所大井研究室、日産自動車宇宙航空事業部の方々に厚く感謝する。

1968年11月4日 原動機部

参 考 文 献

- [1] L-エンジンの開発経過は、秋葉鎌二郎、生産研究 15. No.7; 16. No.11; 宇宙研報告, 2. No.1(B) p.226 (1966) に示されている。本稿はそのL-改良型エンジンに該当する。
- [2] 倉谷健治: 宇宙研報告 3, 166 (1967).
- [3] 秋葉鎌二郎: 生産研究 13. 100, 8

付 表

使用推薬組成 (重量パーセント)

	粘結剤		アルミニウム粉末	過塩素酸アンモニウム
UP-7	ポリウレタン	25	13	62
UP-10	"	24	10	66
UP-18	"	21	14	65
BP-12	ポリブタジエン	16	16	68
BP-17	"	19	16	65