

ロケットエンジンおよびSO装置

倉谷 健治・秋葉 鏡二郎

M-1-1に始まってM-4S-4に至る間に使用されたM-4S型ロケット各段はどれも地上燃焼実験で燃焼性能が確認されており、その結果も大部分既に報告されているが[1]～[3]、初段エンジンM-10の燃焼性能の詳細が未報告であったので、各段点火モータ、各種小型モータの試験結果と共にここで取上げる。また、保安上の見地からM-10～M-30にはSO装置が取付けられているが、その開発経過についても、この機会にまとめておく。

1. M-10

地上実験におけるM-10-2がフライトに使用されたM-10に該当する。M-10-2はM-10-1より薬量が増量され20.5 tonに達し、チャンバにも実機と同じ材料HT-200が使用され、推進は3このセグメントに大別されてそれぞれローディングされている。

内圧の予測計算については既に秋葉ら[4]によって発表されているが、燃焼実験の結果は表1にまとめられている。

第1表 M-10-2の燃焼性能

推 薬 UP-10	初 期 内 圧 43.7 kg/cm ²	日 付 41. 11. 27
中 子 形 状 1400-2,3,4,5,	75%平均内圧 40.2 "	薬 温 15.5°C
薬 長 9943 mm	初 期 推 力 87.7 ton	物 性
薬 径 1380 mm	最 大 推 力 89.7 "	抗 張 力 14.1 kg/cm ²
薬 量 20.49 ton	全 平 均 推 力 73.6 "	伸 び 率 609%
ス ロ ー ト 径 430 mm	有 効 燃 焼 秒 時 47.0 sec	燃 速 6.14 mm/sec
Ae/At 6.0	全 燃 焼 秒 時 61.0 "	
Kn 250~290	全 力 積 4491 ton*sec	
Ki 140	比 推 力 219 sec	
点 火 器 TAS1600 gr		

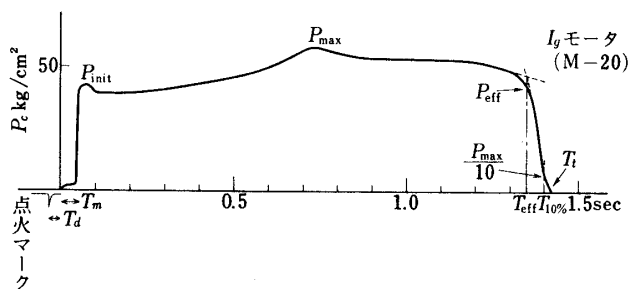
2. M-20, M-30, M-40, M-SB

フライトに使用された各段エンジンはそれぞれ下記に示す地上燃焼実験の号機によりその性能が確認されており、いずれも既に報告されている。

	M-20	M-30	M-40	M-SB
地上試験	M-20-3 [3]	M-30-2 [3]	M-4S-1 … M-40-3 [3] M-4S-2以降… M-40-4 [3]	300-SB-2 [2]

3. 点火モータ

M-4Sロケットの1~3段に使用された点火モータはロケット発射時の作業の安全性を確保する目的で、ブースタ起装薬部を着脱式とし、起装薬-ブースタ間はコンダクトパイプを介して連絡する方式を採用している。その諸元および燃焼実験結果は表2にまとめられているが図1にM-20用点火モータの燃焼曲線と表2に用いた用語の定義とを合わせて示しておく。なおM-30用点火モータのノズルは、はじめスチール製であったが、侵食が激しいのでFRP製に改めた。



第1図 点火モータの内圧-時間曲線

第2表 M用点火モータの諸元と燃焼性能

	M-10用	M-20用	M-30用		M-10用	M-20用	M-30用
薬種	IP-1	IP-1	IP-1	P_{init} kg/cm ²	41.7	40.8	54.3
薬長	675 mm	512	298	P_{max} "	54.3	55.2	68.8
薬径	112 mm	112	88	P_{eff} "	32.9	41.4	52.5
薬量	9.40 kg	7.14	2.65	T_t sec	1.44	1.42	1.06
スロート	28.2φ×3	24.5φ×3	10.0φ×7	$T_{10\%}$ "	1.42	1.39	1.04
スロート材質	グラファイト	グラファイト	スチール	T_{eff} "	1.36	1.35	1.00
Kn	78.9~	79.6~	87.4~	T_d msec	18	18	108
ブースタ薬量	26.1gr	20.9	10.4	T_m "	42	38	21
薬温	26°C	26°	29°				
外気圧	大気圧	5 torr	5				

4. M-4S用小型ロケット

M-4Sに用いられた小型固体ロケットには、第2段用として、スピンモータ、第3段および姿勢制御部用としてレトロモータ、デスピンモータおよびリスピンモータがあり、最終段用としてレトロモータがある。

(i) スピンモータ

第2段に約3 rpsの回転を与える目的で第2段モータと前側通称ドラッグコーンの後方に3対6個取付けられるスピンモータはいわゆる小型固体ロケットとしては最大のものである。この目的は第2段のスピン安定であり、シーケンス表にみられる様に第1段切離し後、フレアが全開するまでの間機体は空力的に不安定であるので、なるべく急速にスピンを与えることがのぞましい。

計画初期はM用小型モータとして、多硫化ゴム(チオコール)系のSEP-75を推薬とし

て統一することとし、スピンモータもこれにより試作された。SEP 推葉は、歴史的に古く技術的に確実であったのと、アルミを含有しないため小型モータ類の小さいノズルにアルミナが付着することにより内圧、推力が不規則になる現象が避けられる点が好都合であったためである。

しかし、一方より高燃速の推葉で信頼性のあるものが出来れば採用したい希望が当初よりあったため当時小型モータには使用していなかったポリブタジェン系の高燃速推葉を用いたものを平行して計画した。

前者をⅠ型、後者をⅡ型として主な諸元と特性を第3表に示す。試験回数はⅠ型3回

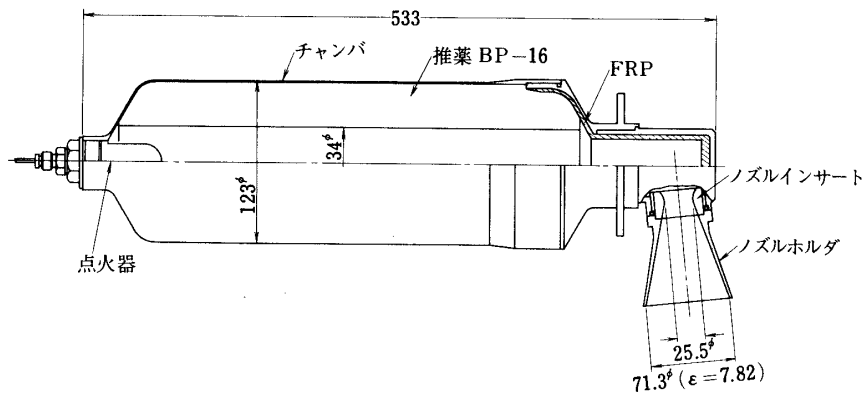
第3表 M用スピンモータ諸元と性能

名 称		Ⅰ 型	Ⅱ 型	Ⅱ 減 量 型
推 葉 種		SEP-75	BP-16	BP-16
推 葉 量 (kg)		6.6	6.6	5.3
内 孔 形 状		星 形 6 光 芒	星 形 8 光 芒	同 左
チャ ン バ		クロムモリブデン鋼	同 左	同 左
ノズル	スロート径 (mmφ)	20	25.5	25.5
	開 口 比	7.1	7.9	7.9
最 大 内 圧 (kg/cm ²)		60	60	56
最 大 推 力 (kg) 〈真空換算〉		327	440	420
全 燃 焼 秒 時 (sec)		6.0	4.2	4.5
比 推 力 (sec) 〈真空換算〉		220	240	240

(昭和42年9月)とⅡ型4回(昭和42年11月および昭和43年12月)でⅡ型の後の実験は点火葉をNAB系に改めたものについての性能確認を目的としたものである。第3表に示すようにⅡ型の性能が満足すべきものであったのでM-3D-1にはNAB点火葉を用いたⅡ型を用いた。スピンモータのトルクアームは0.73mで当時の慣性能率推定値によればスピン能力は3対6個で2.8 rpsであったが、スピン開頭の条件等を考慮し3対のうち1対のモータ推葉の外径を削り、葉量をそれぞれ3.2kgとしたものをM-3D-1の飛しょう実験に採用した。その結果2段目スピン数は2.6 rpsであった。M-4S-1も同様な組合せによるスピンモータが取付けられ、飛しょう実験でのスピン数は2.7 rpsであった。

M-4S-2ではスピンモータの葉量を均一に5.3kgに減らした。減量の方法としては推葉外径を削って小さくしたのみで、内孔形状は変えていない。形状をそのままとしたのでボンディング層が厚くなっている。

M-4S-3, 4については、燃焼室も外径を137φより123φに小さくしたものを使用した。その形状を第2図に示す。(確認試験2回, 昭和46年7月)

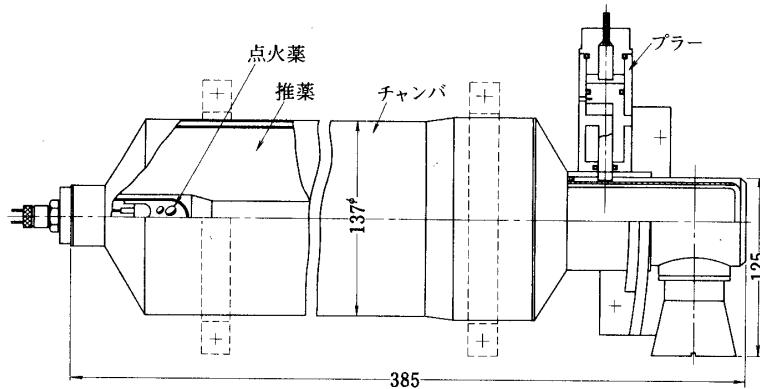


第2図 M-4S-3用スピンモータ概要図

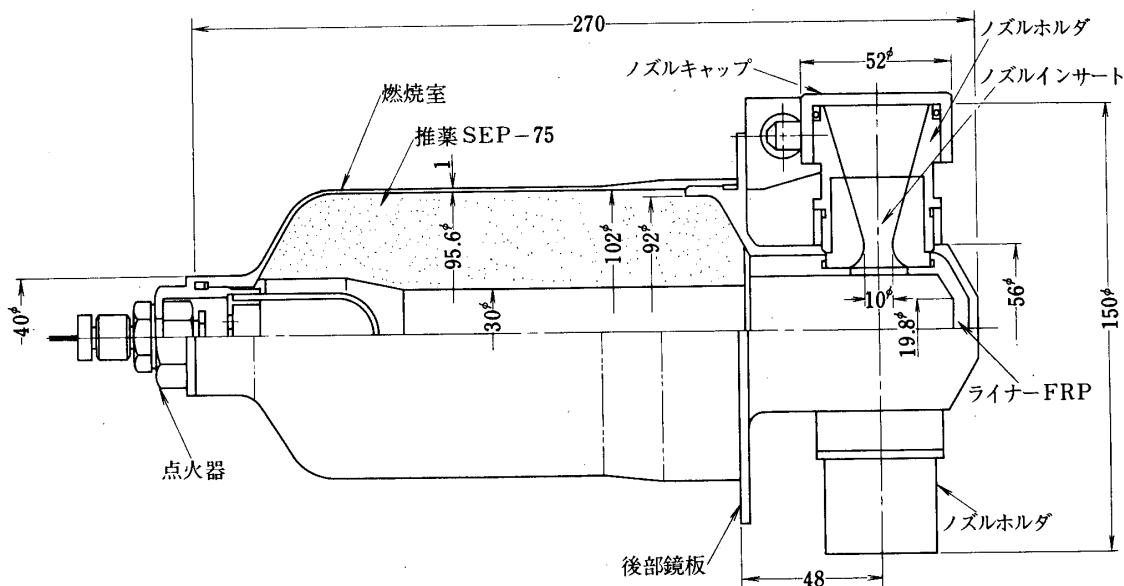
M-4S-2, 3, 4 飛しょう時の2段目スピン数はそれぞれ2.7, 2.6, 2.6 rpsであった。なおM-4S-3, 4では分離後第1段ブースタの残留推力による追い付きを避ける目的で2対のスピンモータノズルを後方に約 15° 傾けて取付けた。

(ii) デスピンモータ

2段目より3段目、姿勢制御部まで受け継がれた約3 rpsのスピンを姿勢制御開始前に大略0スピンの状態にするために用いられる。計画当初は姿勢制御エンジンを第3段エンジンノズル回りにとりつける案と、いわゆる姿勢制御部として第3段上部にとりつけ、制御前に第3段エンジンを切り離す案とがあり決定に時日を要したという事情もあり、第3段切離し前のデスピン用とL-4S同様の第3段と姿勢制御部切離し後のデスピン用の両者を試験した。前者をDS I型、後者をDS II型と呼ぶ。デスピンモータは丁度スピンの0となったところで、姿勢制御電気部よりの信号でスピントルクを0とする様な機構が必要であるが、DS I型では第3図に示すように直角に曲ったノズルを取り外すことによって、推力方向を変えスピントルクアームをなくす方法を取り、DS II型は第4図に示すようなL-4S型とした。



第3図 DS I型デスピンモータ



第4図 DS II型デスピナーモータ

結局、第3段と姿勢制御部を切り離す方式としたこと、さらにDS I型ではノズル取外し後ピッチ、ヨートルクに不揃いが出る可能性があることなどの理由で、計画の進行に伴ない、最終的にはDS II型を1対2個とりつけることとした。デスピナーモータのモーメントアームは0.36 mである。

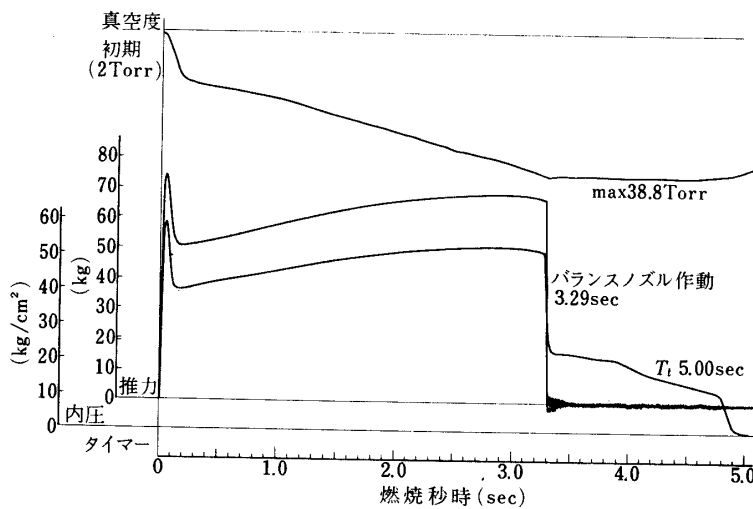
行なわれた。そのうち前者、後者共3回を燃焼中にスピントルクを0とする機能試験にあてた。それらの性能諸元を第4表に示す。

第4表 M用デスピナーモータ諸元と性能

名 称		DS - I 型	DS - II 型	DS - II 減量型
推 薬 種	推 薬 種	SEP-75	SEP-75	SEP-75
	推 薬 量 (kg)	3.5	1.65	1.23
内 孔 形 状		星 形	キ - ホ - ル	キ - ホ - ル
チャンバ材質		クロムモリブデン鋼	同 左	同 左
ノズル	スロート径(mmφ)	15	10	10
	開口比	9.1	12.5	12.5
最大内圧(kg/cm ²)		60	55	0
最大推力(kg)		150	68	65
全燃焼秒時(sec)		6.2	6.5	5.2
比 推 力 (sec)		216	224	226

デスピ能力としては、当時の慣性モーメント推定値によるとDSⅠ型4個で約5.4 rps, DSⅡ1個で約5.9 rpsである。なおDSⅡ型については点火薬NAB化にともない、昭和43年9月に1回確認試験が追加された。

デスピンモータについても計画進行にともないその能力が大き過ぎ万一デスピン停止がなされなかった場合でも姿勢制御がある程度可能となる様にM-4S-2では推薬外径を削り薬量を減らした。(確認試験2回, 昭和46年1月) 2号機では燃焼室形状をそれまでと同じ111.6φのものを用いたが, 3号機以降は外径を97.6φとしたものに設計変更しこれによる確認試験を2回行ない, うち1回をデスピン停止機能試験とした。(昭和46年7月実施) DSⅡ減量型についてデスピン停止機能試験の結果として, バランスノズル作動に伴う内圧推力変化の様態を第5図に示す。当然この様に推力をバランスさせても微少なアンバランス



第5図 M-4S-3 DSMotor 燃焼線図

は残っており、飛しよう中でも制御系センサで検出されたが実際上不都合を来す大きさ以下におさえられている。また4号機のスピンの総合試験ではデスピンをエアベアリング上で作動させたがこれより概算した残留トルクによる角加速度は 0.2 rad/sec^2 の程度であった。

(iii) リスピモータ

リスピモータもデスピ同様、当初は燃えつきた第3段エンジンが取付いた状態で再スピ3 rpsを与えるものと、第3段切離し後の機体すなわち最終段と姿勢制御部のみに再スピ3 rpsを与えるものの2種が試作された。前者をRSⅠ型、後者をRSⅡ型と呼ぶ。RSⅠ, RSⅡ型の諸元、性能を第5表に示す。前者については昭和42年9月に3回実験され、当時の推定慣性能率を用い1個当り1.5 rpsのスピ能力を確認したが、デスピモータ同様の理由で計画中止となった。RSⅡ型は昭和42年11月に3回性能確認がなされた。リスピモータは1対2個とりつけられるが、このスピ能力は当時の推定慣性能率を用いて1個当り約2.1 rpsでやや大き目をねらった感があった。そこで他の小型ロケット類と同様昭和43年10月に計画された点火薬NAB化試験に際し、薬量を66%に減らした。この

第5表 リスピンモータ諸元性能

名 称		R S - I	R S - II	RS-II減量	RS-II再減量
推 薬	種	SEP-75	SEP-75	同 左	同 左
	量 (kg)	2.6	1.2	0.77	0.53
内 孔 形 状		キ-ホール	同 左	同 左	同 左
チャンバ材質		クロム モリブデン鋼	同 左	同 左	同 左左
ノ ズ ル	スロート径(mmφ)	12	8.4	8.4	8.0
	開口比	15.8	21.6	21.6	25.9
最 大 内 圧(kg/cm ²)		62	56	49	49
最 大 推 力 (kg)		115	52	43	42
全 燃 焼 秒 時 (sec)		5.7	6.1	4.8	3.5
比 推 力 (sec)		217	220	220	230

際チャンバは変更せず推薬の外径を102φより82φに減らし、チャンバとの空間はスペーサで埋めた。この結果スピン能力は1個当り1.6 rpsでまだ多少大き目であったが、一応当時のシーケンスによれば実用上許容し得るものであった。しかし、その後再スピン前後のシーケンスが再検討され、リスピン点火時の攪乱による姿勢の誤差を少なくする目的でリスピン前に姿勢制御のモードをロールモードに切替え、サイドジェットで0.5 rpsとなったところでリスピンモータに点火する様に改められた。しかし、M-3D-1はこのままのRSII減量型を用いたので、実際飛しょう時のスピン数は3.7 rpsとなった。

M-4S-1以降はさらに薬量を調整し、1個当り0.53kgとしたRSII再減量型を用いた。実飛しょうのリスピン作動後のスピン数は2.9±1 rpsであった。

(IV) 第3段レトロモータ

レトロモータがとりつけられたのはM-4S-1からであった。レトロモータの必要薬量は、残留推力の大きさ、時間特性よりきめられる。Mの第3段レトロモータの薬量決定の根拠はL-4S-5、L-3H-6の飛しょうによって得られたラムダの第2段、第3段の残留推力特性よりの推定に基づくものであった。

レトロモータは第2段第3段間の通称ドラッグコーンと称せられる部分にロケット軸と30°傾けて、前方に向け4個円周上等分にとりつけられた。モータは特にレトロモータ用として改めて設計する必要はなく、RSII減量型リスピンモータがそのまま流用できた。ただし飛しょうに先立ち、モータ取付構造の確認を目的として2回真空槽内における燃焼試験を実施した。第3段レトロモータの飛しょう中の作動は放射線を用いた分離距離計によって確認された。

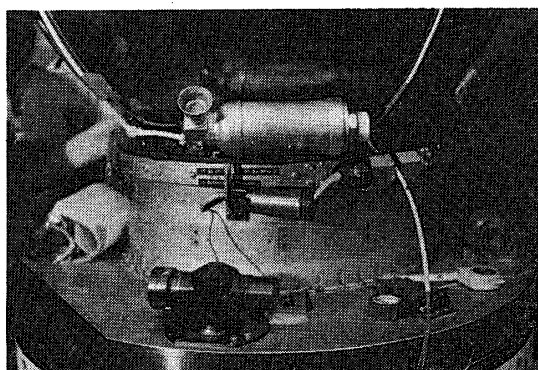
M-4S-1の飛しょう実験の結果はM-30の残留推力が予想より大きかったので、2

号機以降はRSII型のリスポンモータを採用した(確認試験1回昭和46年1月)。

(V) 第4段レトロモータ

M-4S-1よりとりつけられた。薬量算定の根拠は第1段レトロと同じく、L-3H-6とL-4S-5の精密加速度計のデータおよび長友[5]による若干の地上相似試験の結果であったが、第3段レトロと異なり、衛星と切離し後のM-40モータとの衝突を考えねばならないため、考える時間幅は実際上無限時間であるので、このような長期の測定結果がなく、かなり大胆な仮定に基づいたものであった。第6表に第4段レトロモータの諸元性能を示す。

この段は最終段であり、重量的制約が大きいため、チャンバをアルミ合金とし、取付構造も軽量化に留意した。取付方法は第6図写真にみるよう



第6図

第6表 M第4段レトロモータ諸元性能

名 称		
推 薬	種	UP-25
薬	量 (kg)	425
内 孔 形 状		キーホール
チャンバ材質		アルミ合金
ノズル	スロート径(mmφ)	8.5
	開口比	20
最大・内 圧(kg/cm ²)		25
最大 推 力 (kg)		23
全 燃 焼 秒 時(sec)		5.2
比 推 力(sec)		235

に、M-40球形ロケットのノズル取付部に軸に対し45°の角度で3個取付けられた。第4段レトロモータの諸元性能を第6表に示す。ノズル材質はFRPとスチールの2種を試験し何れも実用になることを確かめたが、最終的にはスチールノズルを採用した。点火薬には6秒の延期がついており切離しと同時に延時薬に点火される。延時をつけた理由は、レトロモータの噴出ガスが太陽電池を汚染する影響を少しでも小さくすることを目的としたもので、この影響をしらべるための実験が長友、後川[6]により宇宙研の密閉式真空スタンドを用いて行なわれ、許容値以下であることが推定された。実際の飛しょうにおいてもこの影響が小さいことが示された。またレトロモータ能力が十分であったか否かの確認はないが、東京天文台で光学追跡した第4段モータの燃えがらと思われる物体の軌道と、衛星の軌道を「しんせい」について比較した結果よりすると切離し後の残留推力の力積はほとんどないとみてもよい様である。もっともこれは軌道上で速度方向に対し機体は1軌道で1回転するから必ずしも残留推力がほとんどないことを意味するものでなく今後何らかの方法による確認が要望される。

5. SO 装置

大型ロケット飛しょう時の安全を確保する装置(SO)として、ロケットが何らかのトラ

ブルにより予定の径路から外れた場合に、地上よりの指令電波により、推力を停止させるために、M-ロケット第1段モータには成形火薬によるチャンバ破断装置が上端セグメントの両側面に取付けられ、第2, 3段には鏡板側にノズルスロートに見合う口径の穴をセパレーションナットを作動させる事によって開き、推力をバランスさせる装置が採用されている。第2段以降には、このほかタイマを止める事によって点火を中止させる事も出来るように二重の安全対策が取られている。表7には、これらSO装置開発の変遷をとりまとめ、以下にその詳細を報告する。

第7表 SO装置

	M-10	M-20	M-30
M-1-1	なし	-	-
M-3D-1	チャンバ破断法 成形火薬 66g/m 2本 雷管ホルダ銅製	鏡板離脱法 SO開口部 260φ* SN 20φ 4本	鏡板離脱法 SO開口部 212φ* SN 14φ 4本
M-4S-1	雷管ホルダFRP製へ	[スロート径220φ] 同 上	[スロート径166φ] 同 上
M-4S-2	同 上	同 上	同 上
M-4S-3	同 上	同 上	同 上
M-4S-4	成形火薬 66g/m 2本	新SN** 20φ 4本	新SN 16φ 4本

* SO開口部とレストリクタ層の点火器用穴径とは一致させてある

** セパレーションナットSNは従来の黒色火薬から水素化チタン系に改良された。

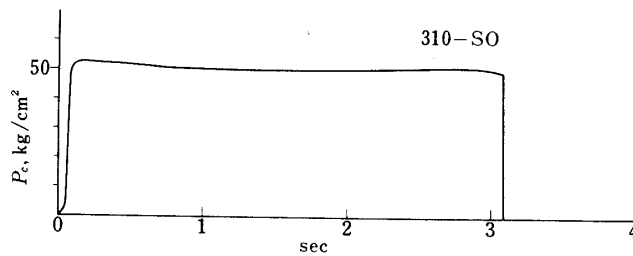
a. チャンバ破断法

ロケットチャンバに成形火薬を取付け、電気雷管にて起爆し、チャンバを破断する方式で、ラムダロケット1, 2段切断に既に使用しているが、M-ロケットに適用するに当り二三の実験が追加された。

310 - SO

燃焼中にSOを作動させる事によって推力を停止し得るかを確認するため、M-ロケット補助ブースタを供試体とした。310-SBはSO-スタンド[7]の固定バンドに接着剤により固定し、スタンド陸側を土のうによる防護壁で保護した。成形火薬(C-4)は長さ500mmのアルミニウム合金製ホルダに36g宛装填され、モータ側面に左右対称に2個取付けた(チャンバ材質クロムモリブデン鋼, 厚さ1.6mm)。SO-スタンドは元来ロードセル取付の配慮はしていないが、SO作動特性を確認するため、モータ支持用基礎ブロックと較正用基礎ブロック間を厚さ5mm, 幅50mmの鉄板で応急的に結合し、これにひずみゲージを貼付して推力を測定し、あわせて水冷式指圧計で内圧を計測した。

昭和41年12月24日、点火後3.07secにSO装置を作動させた。この間最大内圧は53kg/cm²に達した事からも、燃焼は正常と判断され(SBの正常燃焼時の特性は文献[2])、また、推力は図7に見られるようにSO発動と同時に極めて短時間内に停止された。チャンバは期待通り、取付位置に沿って軸方向に引裂かれ、推薬、チャンバの破片がSOスタンドを中心とする半径120mmの半円内に四散した。SO作動に伴う内圧急降下によってモータは推力



第7図 310-SO 燃焼曲線

停止後 33 sec にわたって計 34 回のチャッフィング燃焼をくり返した。

チャンバ材 (HT-200) 切断試験

43 年 11 月頃より三菱重工神戸造船所、旭化成の協力のもとに高張力鋼 HT-200, HT-100 につき、試験片の厚さ、成形火薬の充填密度、バックアップメタル層の厚さ等を変えて、一連の切断試験がくり返された。M-10 に成形火薬法を適用するに当り、日産自動車、日本油脂の協力を得て、改めて、HT-200、厚さ 7mm の試験片および、M-10-2 地上燃焼実験に使用した HT-200、厚さ 5mm のチャンバについて切断試験を実施した。火薬充填率は共に 70 g/m であるが、チャンバ切断には薬長 1 m を用いた。実験の結果から厚さ 5mm の HT-200 材はこの薬量で切断しうる事、およびチャンバでは厚さ 4mm のネオプレンゴム層 (チャンバ内面に接着してある) まで良好に切断し得る事を確認したので (昭和 44 年 7 月 19 日)、M-3D-1 より実機に採用する事とした。

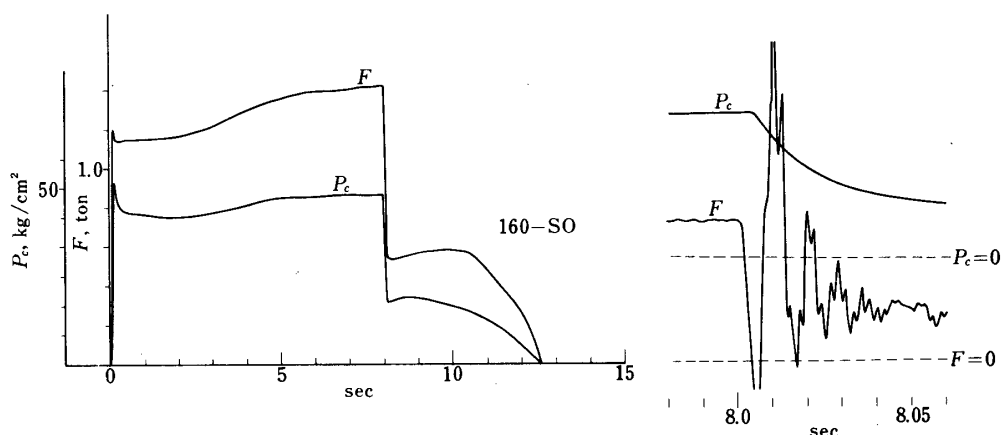
b. 鏡板離脱法

モータ前部鏡板の中央部にノズルスロート径に見合う穴を開け、これに SO 鏡板をセパレーションナットで取付けておく。セパレーションナットを作動させると、モータ内圧により SO 鏡板は吹飛び、燃焼ガスが SO 開口部からもノズルからとは逆方向に噴出して推力をバランスさせる事ができる。この方式の開発に当っては地上燃焼実験のほかに、小型テストロケットによる飛しょう試験が行なわれた。

160-SO

供試体は PT-160 で薬種は UP-14 + UP-20、薬長 2447 mm、薬径 150.5 mm、薬量 163.3 kg で、正常燃焼時は最大推力 1.4 ton、最大内圧 63 kg/cm²、全燃焼秒時 13 sec の性能をもっている。前部推薬の内孔形状は 58φ の円形で、鏡板 SO 開口部は 52φ (ノズルスロート径 44.1φ) で、これに SO 鏡板が 3 個の 12φ セパレーションナットで取付けられている。モータは通常通り推力アダプタ (長さ 300 mm) を介してロードセルに圧着、スタンドに固定され、指圧計は鏡板側面に取付けられ、SO 作動後も内圧を計測し得る。SO 作動時の燃焼ガス吹抜用にアダプタには主軸と直交して 50φ 6 個、25φ 3 個のガス抜き穴を開けておいた。

昭和 42 年 6 月 10 日、点火後 8.0 sec で SO を作動させたが、アダプタのガス抜き穴が小さ過ぎたため、約 500 kg の推力が SO 作動後も残った*。実験結果は図 8 に SO 作動時の拡大図と共に示されている。



第8図 160-SO 燃焼曲線

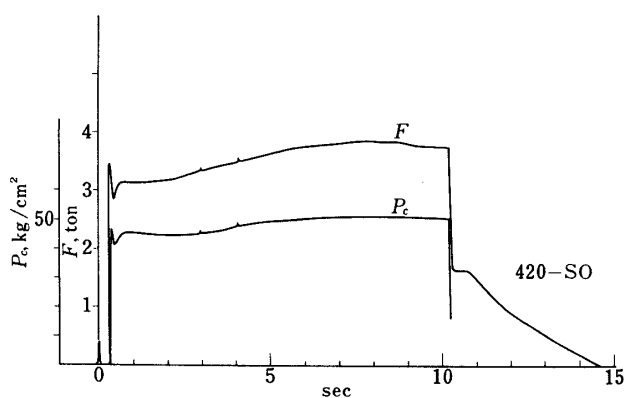
420 - SO

供試体はK-10ロケットのメイン420-1/3と薬種(UP-10), 薬径(407mm), 中子形状は同じであるが, SO開口部100φに見合わせてノズルスロート径88φ, 薬長1432mm, 薬量257kgとした。また予想最大推力4.2ton, 最大内圧50kg/cm², 全燃焼秒時18.0secの性能を持っている。SOスタンドは310-SOに使用したものを補強し, 推力はモータ支持台にひずみゲージを貼付して計測し, 内圧はSO鏡板中央部に取付けた(したがってSO作動後の内圧変化は計測されない)。

昭和42年8月22日, 点火後10.14secにSO装置を作動させたが, 4個の12φセパレーションナットの外壁にヒューズを沿わせて, その切断時刻のばらつきを見たところ, 斉時性は5msec以内と良好であった。同時にSO作動時の衝撃を抵抗線加速度計(UA-10G-120)およびチタバリ加速度計によって計測したが, 横方向4.0G(40Hz), 軸方向0.7Gであった。ちなみに点火器作動時は横2.8G(80Hz), 軸0.1G, 推薬面着火時(X+0.35sec)は横1.3G(47Hz), 軸0.7Gであった。また衝撃振動中には2KHzの振動が特に顕著である事も確かめた。

SO作動によって, 図9に見られるように推力, 内圧は急激に低下するが, 完全にはバランスせず, 約1.7tonの推力が残存し, SO作動後4.5secでようやくバランスしている。この原因はSO開口部内側のレストリクタ層, ボンディング剤層が内径57φまで突出しており, これがガス噴流を塞いだため, 4.5sec間にこの妨害層が焼失するとはじめて推力もバランスするに至る。なお, 図9には約350msecに及ぶ点火おくれ, および2.9sec, 4.1sec付近に振動燃焼の徴候がみられ(この時期に対応してノズル火炎の輝度も激変している)モ

- * 実機フライト時にはSO作動と同時に頭胴部も切離されるため, モータ前部には障害物はない。したがって燃焼ガスは自由に噴出し, ノズル側の噴流と合わせて, 推力はほぼ完全にバランスするものと予測されるので, この残存推力を危惧するには当たらない。

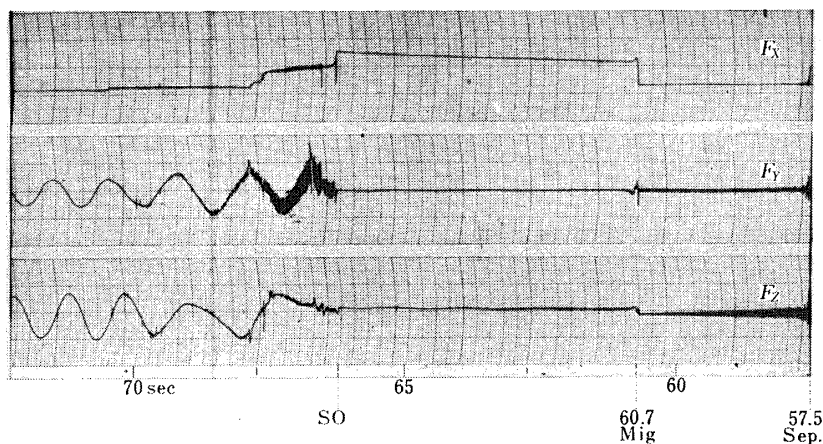


第9図 420-SO 燃焼曲線

ータ自体の燃焼には問題とすべき点が残されているが、推力中断の実験目的は一応達したものと云えよう。

C. テストフライト

チャンバ破断法のテストフライトは今までの所、実施されていないが、鏡板離脱法についてはSO-160-1, SO-250B-1, の2機がテストされている。SO-160-1はノズルスロート径44.1φに対し、SO開口部(レストリクタ穴径も)52φで昭和43年9月12日飛しょうした。SO作動と同時に頭部計器部も切離されるためテレメータ記録はないが、光学観測等によって推力中断を確認した。SO-250B-1ではノズルまわりに計器を搭載し、テレメータ記録をとった。ノズルスロート径87φに対しSO開口部100φと大きくしたが、レストリクタ層の点火器用穴径が56φと狭いため、420-SOと同様、レストリクタ穴でガス噴流が塞がれ、推力は完全にバランスするには至らなかった。図10は昭和44年1月8日の



第10図 SO-250B-1のテレメータ記録

テストフライトにおけるテレメータ記録で、主軸方向の推力 F_x がSO作動と同時に急激に減少していることが確認できる。

1973年10月5日 原動機部

参 考 文 献

- [1] 倉谷健治, 宇宙研報告, **3**, 166 (1967) .
- [2] 倉谷健治, 秋葉鏢二郎, 宇宙研報告, **8**, 461 (1972) .
- [3] 倉谷健治, 秋葉鏢二郎, 岩間彬, 長友信人, 宇宙研報告, **8**, 854 (1972) .
- [4] R.Akiba, H.Matsuo, T.Matsushima, Proc.6th Int. Symp. Space Tech. Sci., (1965) p.51.
- [5] 長友信人, 荒木哲夫, 橋本保成, 宇宙研報告, **7**, No1 (A) 34 (1971) .
- [6] 長友信人, 後川昭雄, 昭和45年度 宇宙航行の力学シンポジウム講演集 (1970/11)
- [7] 長友信人, 寺田守男, 熊取谷博偉, 宇宙研報告, **8**, 815 (1972),