

# L-4S 型ロケット機体構造における改良

森 大 吉 郎 ・ 富 田 文 治\*

## 1. ま え が き

ラムダ4S型の構造についてはその概要を前に報告[1]し、また1号機から3号機に至る間において生じた切離しの不具合とその対策について報告[2][3]したが、その後の4T, 4号, 5号の実験を終えた現在において、構造上の主要な改良点を振り返ってまとめて報告する。

## 2. 1, 2 段切断接手の構造

3号機において姿勢制御・4段接手が正規の秒時より前に切断されたが、この故障の主原因は1, 2段を切断する際の衝撃であった。その原因調査と対策の中間報告[2]は昭和43年12月に行なったが、その後の結果を合せて概要を述べる。

(1) 第1次試験(42年10月) 1, 2段切断に伴う機体各部の衝撃を実測するために図1に示すような実機と同寸の試験器材を用いて切断実験を行ない、各部の軸方向のひずみ、加速度などを計測した。計測系と試験体については前報告[2]を参照されたい。計測の例を表1に示す。

衝撃はかなり強烈で、3号機と同条件に製作した姿勢制御・4段接手部のロックピンはこの切断による反射衝撃波によりせん断された。改造案として引抜ピン機構を増設した姿勢制御・4段接手部の機能は良好であることが次の実験で確認されたが、一方では図2に示すような切断火薬を充填したV字型断面のリング状金具(通称Vリング)が火薬の力により割れ

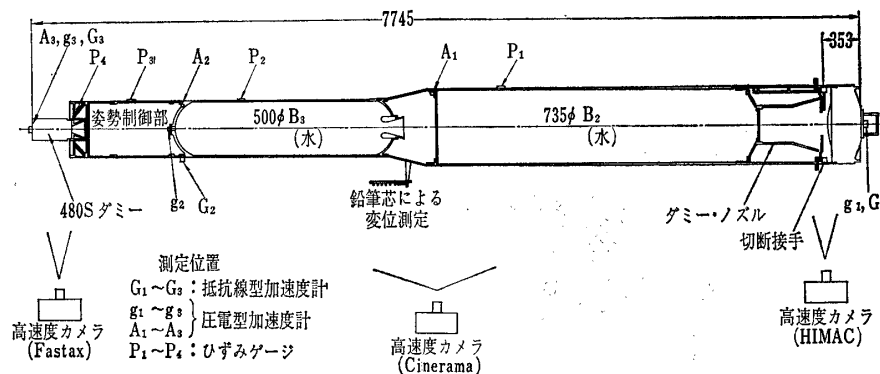


図1 第1段切断試験の測定系

\* 宇宙開発事業団

表 1 1・2 段切断部の試験

No.	日 時	条 件	結 果	第 4 段 加 速 度
1	42. 10. 21	第 4 段・姿勢制御部接手は 3 号 と同一, 引抜ピン 2 組つき。	B <sub>2</sub> (第 2 段モータ) ノズル損傷 Vリング破損 ノックピンと引抜ピンは良	53 (G)
2	42. 10. 24	B <sub>2</sub> ノズル補強 第 4 段接手はピンのみ	B <sub>2</sub> ノズルと Vリング破損 ピン切断*	65
3	42. 12. 14	厚肉 Vリング 第 4 段接手は No. 1 と同じ	B <sub>2</sub> ノズルと Vリングは良 第 4 段接手良	36. 3
4	42. 12. 15	厚肉 Vリング 第 4 段接手は 1 号と同じ	B <sub>2</sub> ノズルと Vリングは良 ピンは変形するが, 切断せず**	10. 5
5	43. 6. 6	薬量 60% Vリングを第 1 段モータ側に固 定	衝撃力は緩和された 溶断が不完全の個所あり B <sub>2</sub> ノズル, Vリング, 等 4 段接手良	15
6	43. 6. 7	同 上	切 断 良 衝撃力, 構造状況は No. 5 と同じ	26

\* 3号機と同一の結果を再現した。

\*\* 1号機と同一の結果を再現した。

て, 第 2 段モータのノズルおよびノズルクロージャを損傷させるおそれがあることが判った。

#### (2) 第 2 次実験 (42 年 12 月)

第 1 次実験で生じた Vリングの割れを防止する目的で, Vリングの断面を強化して実験を行なった。(図 2 参照) 直径 30 cm の小型切断試験機材で 5 回, 直径 735 mm の簡易型切断試験機材で 1 回の予備試験のあとに, 第 1 次実験と同一の体裁の実験を 2 回実施した。

結果を表 1 の No. 3, 4 に示すが, Vリングは割れず, 第 2 段モータのノズルを損傷させるおそれは解消した。ただし切断の衝撃は第 1 次と同様に烈しい。

本実験では表 1 の No. 3 テストで, 姿勢制御・4 段接手部を 1 号機と同一条件に整えてあったが, この場合にはノックピンは切断しなかった。これはピンの材質が柔らかいために, 衝撃を受けた際にかんりの変形を生じてエネルギーを吸収するので, かえって切断に至らなかったものと推定できる。このことは実際の飛しょうにおいて 1 号機では第 4 段の事前切断がなく, 3 号機でそれがあったという事実を地上実験で再現できたことになるわけで, 3 号機の故障原因を適確に把握できたものと思われる。

(3) 第 3 次実験 (43 年 6 月) 第 2 次実験までで 3 号機の故障原因は解明され, 対策はたてられ, また Vリングの割れも防止されたが, 衝撃力を低減させる目的で火薬の薬量, 形状および保持構造の吟味と改良を行なった。火薬については伝爆 (火の伝わり) の最低限界量の確認と断面形状の吟味とによって装填密度の向上と薬量の減少を図り, 直径 300 mm の小型リングによる試験を 4 回, 直径 735 mm の簡易型切断器材による試験を 3 回行ない, 薬量の 40% 減を実現できた。そして実機寸度の試験により表 1 の No. 5, 6 に示すように

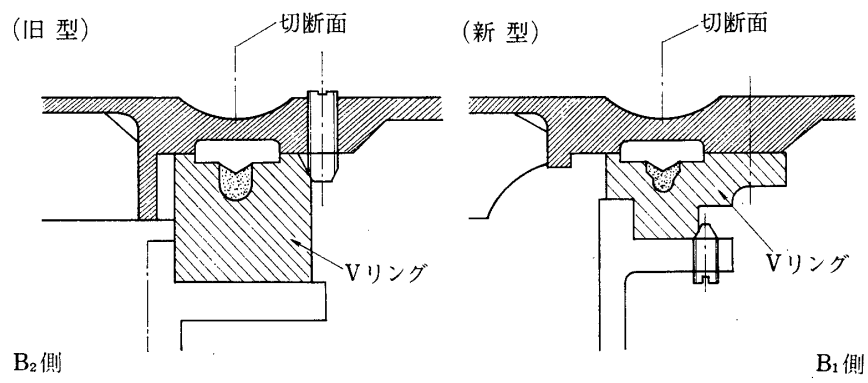


図2 第1段切断装置

衝撃が緩和された。図2に示すように薬量の減少に伴って、Vリング断面が薄肉ですみ、また上段への衝撃伝播を避けた保持方法を採用していることも衝撃緩和に役立っているものと推察される。

ただし切断面を点検すると溶断が不完全の個所が少しあるので、実機に適用するまえにお確認実験を行なうこととした。

(4) 第4次実験(43年12月) 実機への適用をまえに、溶断不完全を根絶するように薬量のわずかの追加と工程改良を行ない、簡易型2回と実機型1回の確認試験を行ない、所期の性能に到達した。

(5) 飛しょうの結果等 L-4T および L-4S-4, 5の飛しょう実験で、1, 2段切断時の衝撃を第3段に搭載した加速度計により計測した記録を表2に示す。1, 2段切断に関して一連の構造改良を施した成果があったといえよう。

なお衝撃の機軸方法への伝播に関しては、本実験を契機として進められた若原[4][5]の研究がある。

表2 1, 2段切断の際の第3段計器部の加速度

機 体	L-3H-3	L-4S-3	L-4T-1	L-4S-4	L-4S-5
第3段計器部の加速度(G)	21.7	21.9	8.1	9.2	9.0

### 3. 姿勢制御・4段接手の構造

3号機において1, 2段接手の切断の際に姿勢制御・4段接手が切断したという故障を生じたため、後者の構造機能について検討[3]を行ない、改造を施した。

接手の大要を図3に示す。1号機においては軟質アルミニウム材のノックピンが用いられたが、この場合には第1段切断を経て第4段切離しに至るまでのその強度と作動は正常であったと推定された。しかし2号機における経験からねじり力に対する強度を増す目的で3号機においては図3および表3に示すような改造を施した。この結果ピンの強度は増したが、

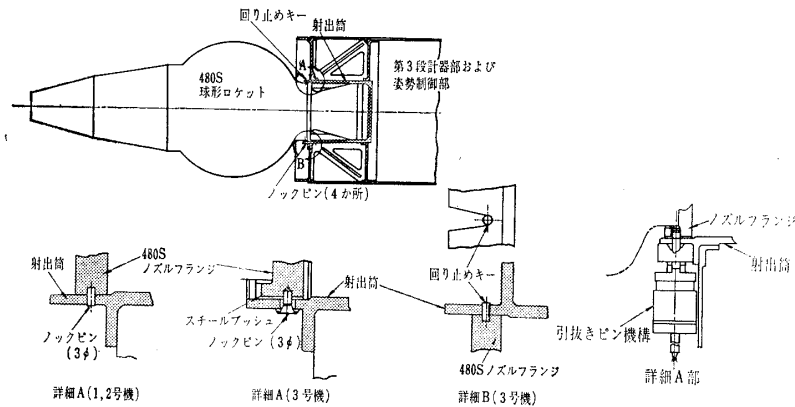


図 3 第 4 段接手部の構造

表 3 姿勢制御・4 段接手部のおもな比較

項 目		1・2 号 機	3 号 機
1. ノックピン	直径・本数 材 質 剪断強度	3 mm・4 本 A3B2-O 13 kg/mm <sup>2</sup>	3 mm・4 本 A3B2-T4 26 kg/mm <sup>2</sup>
2. ノックベース		アルミニウム合金	*鋼座(ブッシュとベース)
3. 回 転 止 め		な し	*6φ 鋼ノック 2 本
4. ノズル 後 端		2 mm ゴム板つき	—
5. 第 1 段補助プースタ		1 号なし, 2 号あり	あり

\* 図 3 参照

鋼のブッシュと鋼座にはさまれて全体としてはかえって剛でもろく、3号機では事前切断を起した。この間の経緯と裏付けの実験および対策については前報告[3]に譲る。

ここで用いている切離し接手は2段ロケットでは常用している方式であるが、下段での軸方向の各種の力に耐え、しかも切離しの際は確実にピンが切れ分離が行なわれることが要求されるので、多段ロケットの上段に適用するときピン強度の設定がむずかしくなることが前述の各種の試験から判った。そのため改造の方策としては図3に示すような引抜ピン機構を設置することとした。この機構は、直径6mmの鋼製丸棒をプッシャの火薬力により予定した切離し秒時の1秒前に引抜く方式で、4組を配置してある。軸方向衝撃負荷に対する安全率は約2である。

引抜ピン機構を追加したことによって軸方向強度は確保されたが、機能上の複雑さは増大したので、作動の確かさを期して十分な試験と製作組立管理を必要とする。

接手部の総合的な強度剛性を確認する目的で広汎な構造試験が実施された。

L-4T, L-4S-4, 5 において本接手部は期待通りの確実な作動をした。

#### 4. 第4段モータケースの構造強度

ラムダ4S型の構造改良の一環として第4段モータの球形モータケースについて軽量化が計画され、材料と加工法についての開発研究によって4号機より軽量型モータケースが実用された。

材料の強度を3号機のそれより高くするために、Ti-2Al-2Mn (チタニウム合金) の熱処理材を開発した。その特性を表4に示す。そして新材料に即応した溶接と爆発成型の技術を開発し、また肉抜きのための腐蝕加工の新技术を導入し、軽量化の努力が払われた。

50気圧の内圧試験やほかの構造試験を終えてから、4, 5号機に実用したが、その結果は良好で、このケースが実現したことによって従来の8kgから6.5kgに軽量化が図られ、ラムダの性能向上に貢献した。

このモータケースの研究開発については別に報告[6]がある。

表4 第4段モータケース

		1~3号機	4号機
材 料		Ti-2Al-2Mn	Ti-2Al-2Mn (熱処理)
強 度	抗張力	63 kg/mm <sup>2</sup>	80 kg/mm <sup>2</sup>
	耐 力	55 kg/mm <sup>2</sup>	70 kg/mm <sup>2</sup>
伸 び		18%	12%

#### 5. 補助ブースタ切離し

ラムダロケットの補助ブースタはL-3H-2とL-4S-2, L-4S-3に使用されてきたが、L-3H-4において切離し秒時をそれまでの発射後8秒から11秒に延ばしたところ、その切離しの直後に機体の異常運動が発生し破壊に至った。この原因としては、第1段モータケースに新材料の140キロ鋼を用いたことと、補助ブースタ切離し秒時が11秒になったこととの二者が考えられたが、その後の検討により140キロ鋼モータケースは予想される内圧と曲げの負荷に対して十分な強度を有することが各種の地上試験と解析により確認された[7]。

他方、補助ブースタの切離しに伴う負荷についても各種の調査が行なわれたが、以下にその概要を述べる。

(1) 補助ブースタ取付部の構造 [1] 図4に示すような構造で、補助ブースタの燃焼中は推力は前取付金具を通じて主エンジンに伝えられ、切離しは前取付部を主エンジンに固定しているセパレーションナットを作動させて結合を解くことにより開始される。頭部に働く空気力と前取付部にあるスプリングの力によって補助ブースタは後取付部の回転フックを中心にして回転をし、一定の角度まで回転が進むと回転フックの拘束がはずれて補助ブースタは離れてゆく。

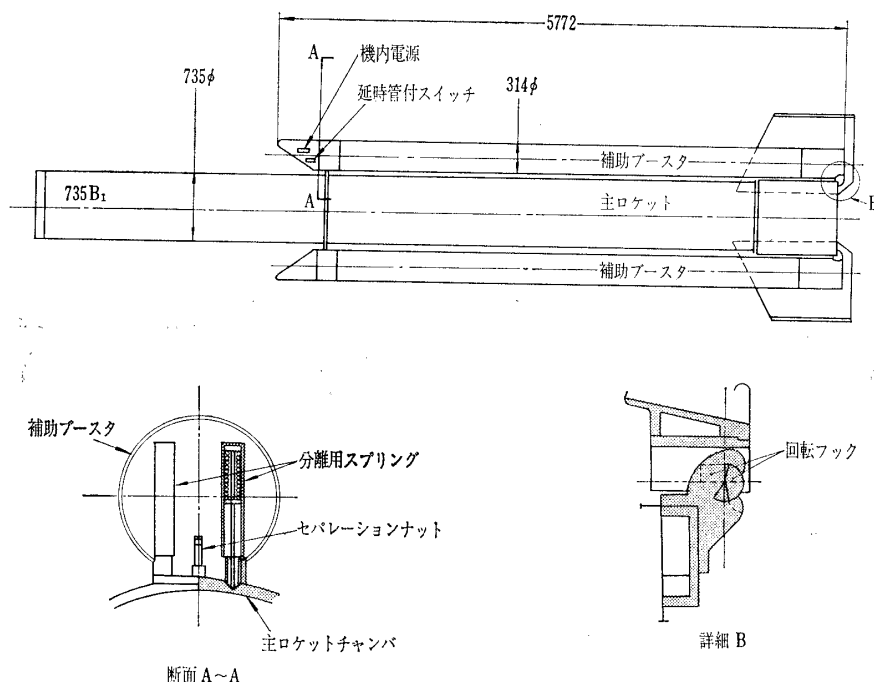


図 4 補助ブースタ取付図

(2) 負 荷 補助ブースタが切離される頃に前後取付部に作用する負荷の計算値を表 5 に示す。

補助ブースタの回転運動に伴う反力について雛田元紀および中野 旭が計算した結果の一例を図 5 に示した。補助ブースタの軸方向 ( $R_r$ ) および直角方向 ( $R_\theta$ ) のいずれの力もある秒時 (回転角) からはその正負の極性が反転し,  $R_r$  については次第に遠心力が増大して支配的になり, 補助ブースタは回転フックから抜け勝手になる。  $R_r$  が負のときは抜け勝手で拘束のない構造であるから大きな力が作用することにはならないが, 拘束角度が 30 度を越すと  $R_r$ ,  $R_\theta$  とともに大きな力となって後取付部に作用するおそれがあることが判る。

補助ブースタを回転させるための主な力は空気力であるので, 動圧が大きいと  $R_r$  と  $R_\theta$  は大きくなる。発射後 8 秒および 11 秒のときの動圧はそれぞれ  $1.2 \text{ kg/cm}^2$  と  $1.6 \text{ kg/cm}^2$  で

表 5 補助ブースタよりの荷重の計算値

No.	秒 時	方 向	場 所	荷 重
1	0~7.5 s	軸 方 向	前取付部	14 ton (静的), 推力
2	約 11 s	横 方 向	同 上	1.2 ton (静的), 空気力
3	11.5 s	軸 方 向	後取付部	衝 撃
4	11.5~11.7 s	$R_r^*$	同 上	図 5 (動的), 回転による力
5	同 上	$R_\theta^*$	同 上	図 5 (動的), 同 上
6	同 上	—	同 上	スピンのある場合は図 6

\*  $R_r$ ,  $R_\theta$  は図 5 参照

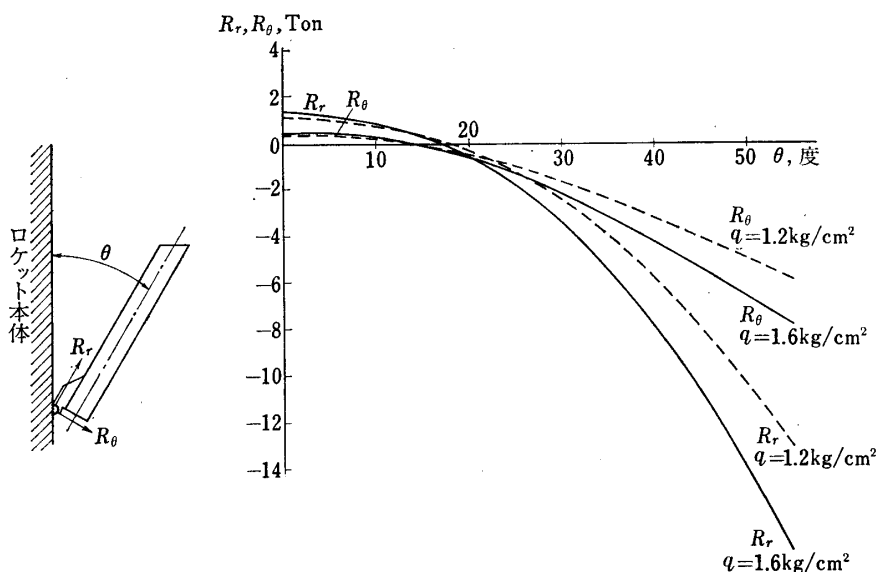


図5  $R_r, R_\theta \sim \theta$

あるから、11秒の場合の大きな力が原因となって尾翼筒の部分破壊を起し、それが機体の異常運動を誘起し、約1秒後の12秒に遂に第3段を折損させたという経過の推測がかなりの確からしきを持っている。

なお、中野 旭は、機体にスピンがあるときのねじり力についても解析を行なった。その例を図6に示す。 $Q_\xi, Q_\eta, P$ はそれぞれ補助ブースタ取付部に加わる  $\xi$  軸、 $\eta$  軸周りのトルクおよび  $y$  軸方向せん断力である。なお  $\omega$  は機体のスピン回転数である。スピンの大きい

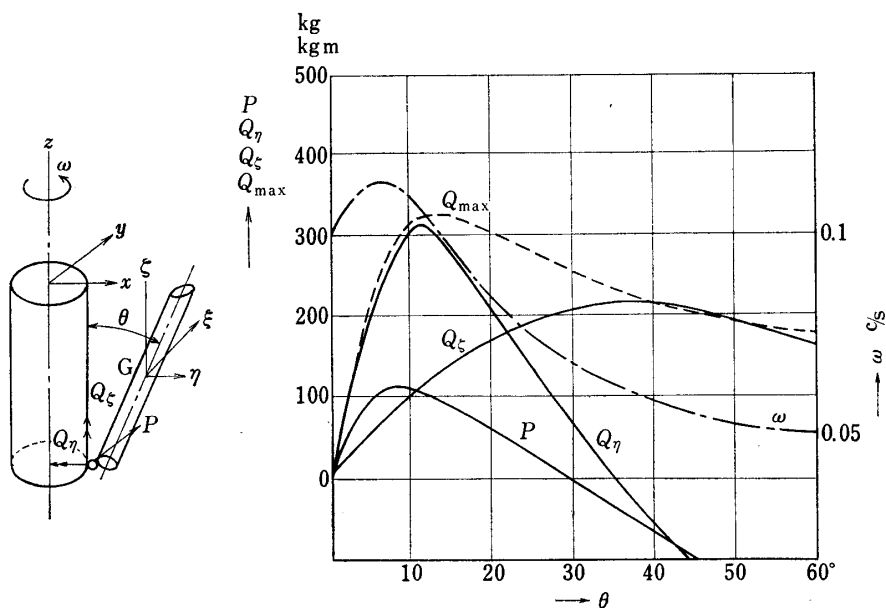
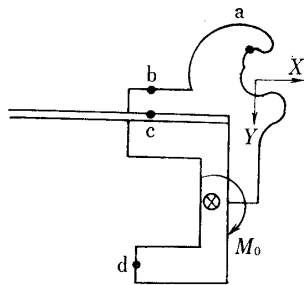


図6 スピンにともなう反力

表 6 後取付部の強度

場 所	X*	Y*	
a	4.2	9.6	フックの引張と曲げ
b	7.6	9.0	ボルトの引張と曲げ
c	—	2.9	尾翼筒リングの曲げ
d-T	(5.3)	(14.5)	尾翼筒リングの捩れ
d-B	8.1	8.5	尾翼筒リングの曲げ

\* 材料の降伏を誘起する X あるいは Y 方向の荷重,  
Ton ( ) 内は破断に対する値



とねじりトルクが大きくなるので、機体のミスアラインメントを小さくしてスピンを小さく止める努力が必要である。

(3) 強 度 後取付部と尾翼筒は表 6 に示す強度を持っている。すなわち機体軸およびこれに直角方向には各々約 5 ton までの力に耐えられる。図 7 には回転フックの構造を示す。

(4) 模型試験 実機部品を一部に用いた図 8 のような装置によって切離しの模型実験を橋元が実施した。回転とフックの作動の観察、分離反力の計測、スピンの影響等の吟味などを通じて計算との比較を行ない、また回転フックの隅角落しの効果を確認した。また回転フック部の強度および回転摩擦についても実機部品を用いて静的試験を行なった。

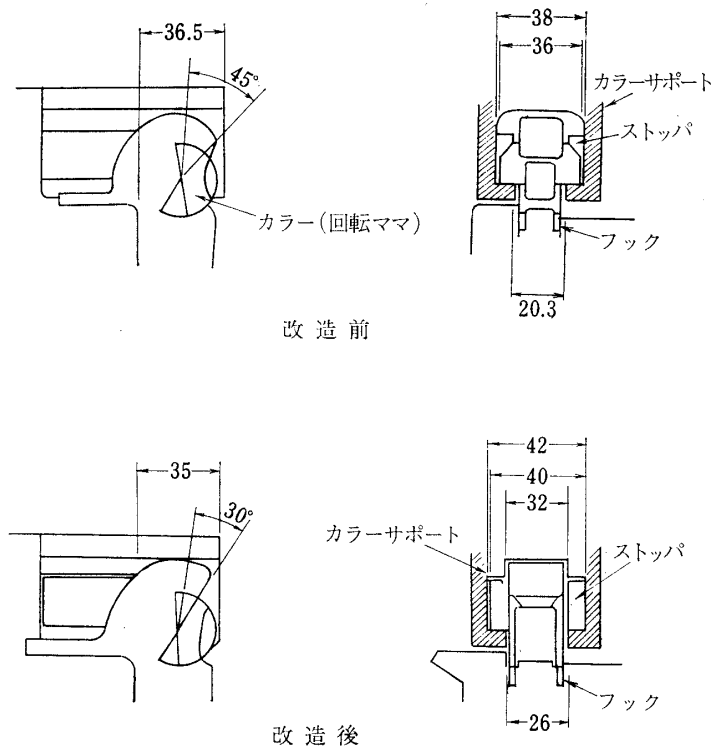


図 7 回転分離機構



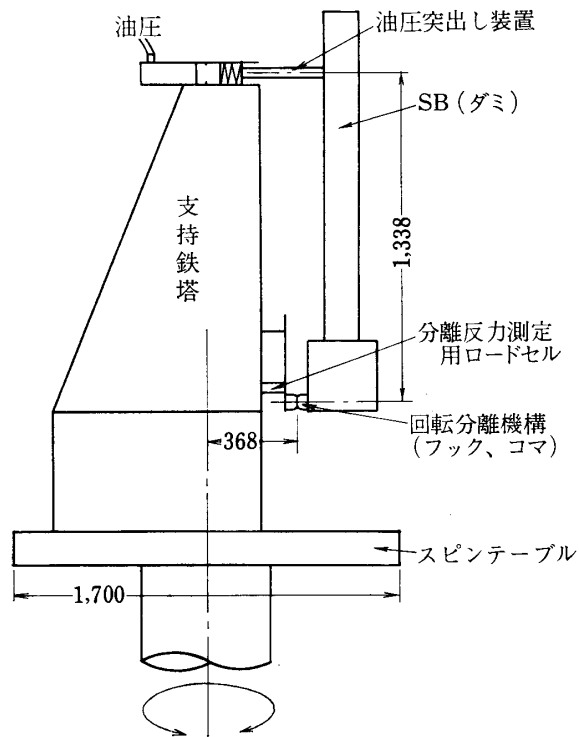
(5) 飛しょう結果 以上の検討を経て、対策としては補助ブースタ切離時期を以前の8秒にもどすこと、回転フックのコマの形状を改良して拘束のはずれる角度を $45^\circ$  から $30^\circ$  に下げること、および尾翼部の局部補強を実施した。

結果としてL-4T, L-4S-4, 5において補助ブースタ切離時の横加速度は機体計測の項に述べているような数値を示しているが、機体の飛しょうに異常はなく、上記の対策が妥当であったと認められる。

## 6. む す び

ラムダロケットにおける構造上の改造の経過について概述したが、長い期間にわたる苦勞の多い過程において絶えず激励と助言をいただいた玉木章夫教授、野村民也教授および所内構造研究班の植村・砂川・三浦各先生に厚く感謝する。雛田元紀講師と中野 旭助手には補助ブースタ切離時の負荷計算をしていただいた。改造の設計・試験・実機製作においては日産自動車宇宙航空事業部の方々为主要な役割を果たした。ラムダにおける多くの苦勞がただちにミューロケットの設計に組み込まれ、その進展に大きく寄与したことは明白である。

図8 試験装置概要



1972年5月8日新設部 (工学)

## 参 考 文 献

- [1] “L-4S の構造” 森 大吉郎, 宇宙研報告, Vol. 4, No. 4 (B), (1968年12月), 601.
- [2] “ラムダロケットの第1段切離に伴う衝撃について” 森 大吉郎・富田文治, 宇宙研報告, Vol. 4, No. 4 (B), 1968年12月, 615.
- [3] “L-4S 第4段接手部の構造について” 森 大吉郎・中野 旭・橋元保雄, 宇宙研報告, Vol. 4, No. 4 (B), 1968年12月, 609.
- [4] “差分法による縦衝撃の解析” 森 大吉郎・若原洋一, CAS 研究報告, No. 12 (A), 1969年3月, 58.
- [5] “推薬を充填したモータケースの縦振動特性について” 若原洋一, 博士学位論文(東京大学), 1972年2月.
- [6] “チタニウム合金製球型ロケットモータケースの試作”, 森 大吉郎・中野旭 宇宙研報告 Vol. 7, No. 4, 1971年10月, 761.
- [7] “ラムダ・ロケット用140キロ鋼モータケースの構造強度の研究”, 宇宙航空研究所, 1969年11月.