

M-3 S 型ロケットの構造・機能

森 大吉郎・小野田 淳次郎・橋 元 保 雄
中 田 篤・名 取 通 弘・市 田 和 夫

(1985 年 12 月 20 日受理)

1. 概 要

M-3 S 型ロケットは、M-3 H 型ロケットの第 1 段に姿勢制御装置を搭載したものである。第 1 段すなわち大気中飛翔時から姿勢制御を行うこととしたことに伴い、機体に作用する曲げ荷重は制御方法に大きく左右されることとなったが、原則として過大な曲げ荷重を発生させない制御方法を採用するか、あるいは制御力の範囲を一定限以下とすることを前提として、接手等の主な機体部分の設計変更は行なわないこととした。

M-3 S 型ロケットの構造の M-3 H 型との主な相違点は、次のとおりである。

- (1) 尾翼筒の内外径の増大及び整備点検用開口部の設定
- (2) 尾翼先端部への SMRC の搭載及び尾翼全長短縮
- (3) 衛星接手の新規設計
- (4) M-3 A モータケースの薄肉化 (2 号機より)
- (5) M-13 ノズルまわりの TVC 搭載部の設計

また、第 1 段制御系設計の資料を得る為に、機体動特性の予測が従来になく精力的に行なわれたことも、本機体開発の特徴であった。

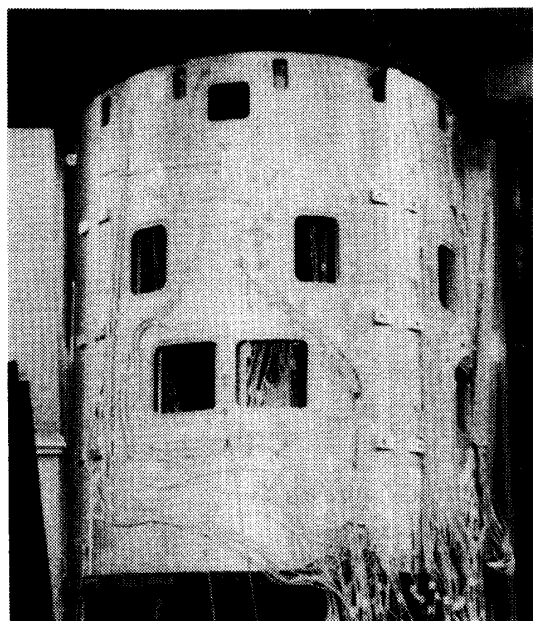
2. 尾 翼 筒

M-3 S 型では、

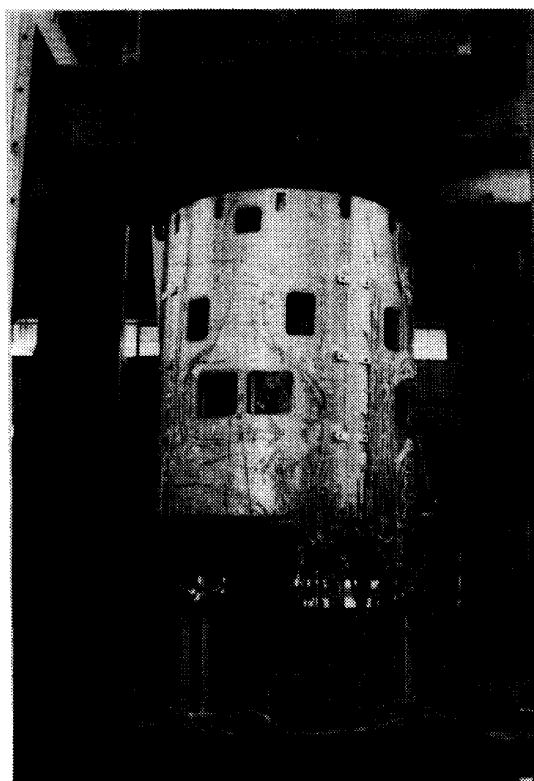
- (1) 尾翼筒内に、M-13 ノズルまわりに搭載される TVC 装置を収納する。
- (2) M-13 ノズルの開口比増大、すなわちノズル出口径の増大に対処する。
- (3) ロケット組立後、M-13 ノズルまわりに搭載の機器に不具合が発生した場合にも、ロケットを分解することなく修理・取換ができるよう点検窓を設ける。

の必要性の為に尾翼筒を新規設計開発した。

上記(3)項の為に、いかほどの開口部がどこに必要であるかの検討が、昭和 49 年からモックアップの製造をも含めて行なわれた。また上記(1)、(2)項の為に、尾翼筒内径を 132 mm 広げて 1336 mm ϕ とし、外径も 86 mm 増し、M-13 モータケースセグメント結合部フランジ径と同一の 1496 mm ϕ とすることとした。リング、縦通材及び外板を主体とす



第1図 尾翼筒（圧縮試験時）および開口部



第2図 尾翼筒圧縮試験



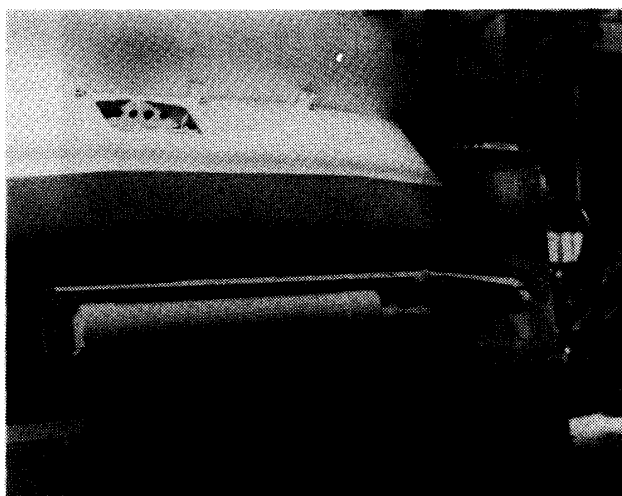
第3図 尾翼筒翼曲げ試験

る従来の尾翼筒と基本的に同じ構造様式を前提として、構造強度上許される範囲で、基本的には全ての機器が取外し可能となる開口部配置及び尾翼筒構造が、昭和50年8月に決められた(第1図参照)。

設計極限荷重は、地上荷重としては、(ロケットが 1° 傾いた時の最大合応力) \times (周長) \times (動荷重倍数) \times (安全率)とし、動荷重倍数を1.2、安全率を1.5と規定した。それによると、一様圧縮状態で $1.00 \times 10^6 \text{N}$ (106 ton)に耐えることとなる。飛行時の荷重としては、尾翼からの荷重を1枚あたり、剪断で $8.33 \times 10^4 \text{N}$ (8.5 ton)翼の付け根での曲げモーメントで $6.47 \times 10^4 \text{N}\cdot\text{m}$ (6.6 ton $\cdot\text{m}$)とした。更に、SB(サブブースター)分離時に、SB取付け金具からの外向き荷重を2本あたり $3.63 \times 10^4 \text{N}$ (3.7 ton)とした。

本設計に従い、昭和51年度に供試体1個を試作し、これにより強度試験を実施した。圧縮試験(第2図)は保有設備の関係で $5.47 \times 10^5 \text{N}$ (55.8 ton)まで、翼曲げ試験(第3図)は空力中心に剪断荷重で $7.84 \times 10^4 \text{N}$ (8 ton)までの試験を実施した。その結果異常は認められず、また圧縮試験については $5.47 \times 10^5 \text{N}$ までの試験結果を極限荷重まで外挿し、それにより極限荷重負荷時でも異常は生じないと推測できた。

なお尾翼筒外径の増大に伴い、M-13モータ最後端のYリングとの結合方法については数案検討したが、結局最も無理のないようYリング外径を尾翼筒、外径に合わせて大きくす



第4図 尾翼及びSMRC

ることとした。また、尾翼筒外径が増大することに伴い、SBの後部(下方)取付け部のみが外側に移動してSBがわずかに内側に傾いて取付くことになったが微小なため、SBの取付け金具等の変更は行わないこととした。

3. 尾 翼

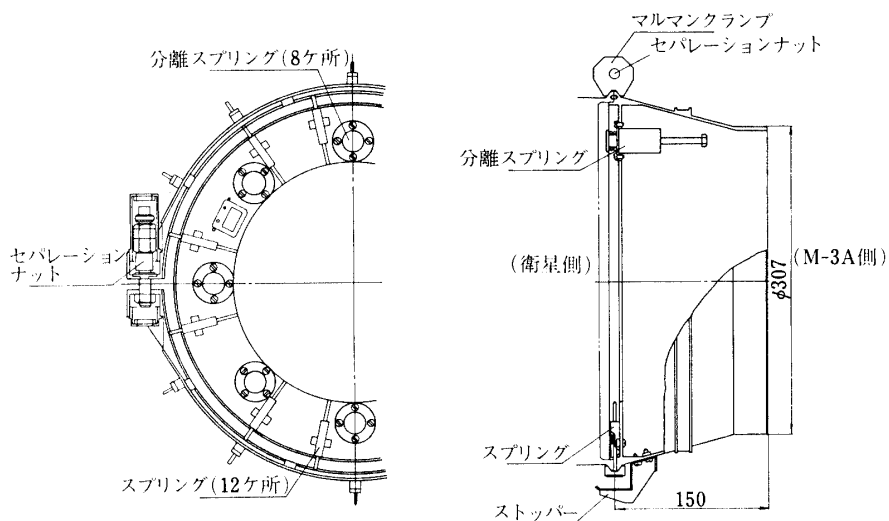
尾翼先端にロール制御用固体ロケット SMRC を搭載する為に、尾翼先端部の改造を行った。また、計画している飛翔モードと翼面積及び新たに搭載する SMRC によるロール制御力等を総合的に検討して、尾翼長さ (tip-to-tip) を M-3 H 型の 4.5 m から 4 m へと短くした。

上記改造は、尾翼主構造は変更しないことを基本として行い、結局 M-3 H 尾翼の先端部を切除して、ここへ SMRC 搭載部を付加したに等しい構造とした。従って、その強度については試験等で確認する必要はないと判断した。但し、SMRC 実装の具合確認及び下記フラッタ特性検討の為に、M-4 S 開発時に試作していた試作尾翼を M-3 S 型に改造し、これについて影響係数の測定及び振動試験を昭和 54 年 5 月に実施した。尾翼先端に搭載される SMRC は点火時重量 22.5 kgf/1 個、外径 114 mm であり、これを収納する為に第 4 図の如く直径 154 mm の収納部をもうけた。

尾翼先端に重い SMRC を搭載することから、尾翼フラッタ特性に関する再評価が行われた。但し、L-4 SC-4, 5 号機で、同様の検討を行って解析及び風洞試験を実施していた為 [1][2]、M-3 S 尾翼に関しては解析と簡単な風洞試験 (昭和 55 年 7 月) で、十分なマージンがある事を確認できた。

4. 衛星 接 手

MS-T 4 衛星が、従来に比べて大型化しかつロケットとの結合リング径が増大した為、M



第5図 衛星接手 (M-3S-1号機)

-3S-1号機からの衛星接手は新規開発となった。1号機では、M-3Aモータケースの設計変更を行わずに済む様、接手は5図の如くM-3A側が細い円錐台として接手下端の径を変更しなかった。

本接手はアルミ合金(2014)製の円錐台形殻構造で、通常のマルマンクランプ方式であり、セパレーションナットM8×2個で固定・分離を行うこととした。設計荷重は、最大軸加速度20G、最大横加速度5Gを想定して、接手下端で $4.02 \times 10^4 \text{N}$ (4.1 ton)の軸力、 $6.17 \times 10^3 \text{N} \cdot \text{m}$ (0.63 ton·m)の曲げモーメント+ $1.01 \times 10^4 \text{N}$ (1.03 ton)の剪断力と規定した。第7項で述べる如く、M-3S-1号機では機体曲げ振動と制御系が連成して生じる自励振動が発生し、飛翔後の解析によれば、衛星接手には上記設計荷重を越える荷重が作用したものと考えられる。しかし接手等は正常に機能し、無事ミッションを達成できた。結果的には、この大きめの安全率が幸いしたと言えよう。分離用スプリングは、スプリング力245N(25kgf)(セット状態)、ストローク40mmのものを8本使用し、M-3A~SAの相対分離速度は計算上は約1.1m/sとした。

本接手については試験用機材を用いて、昭和54年に強度剛性試験及び分離試験を実施した。強度剛性試験では、設計荷重の120%までの曲げ荷重を負荷し、歪計測結果を含めて異常のない事を確認し、同時に測定した変位から衛星接手の平均的な曲げ剛性を $1.57 \times 10^{12} \text{N} \cdot \text{mm}^2$ ($1.6 \times 10^{11} \text{kgf} \cdot \text{mm}^2$)程度と推定した。分離試験は計3回実施し、それぞれ2.5Hz、1.5Hz、2.0Hzのスピンの状態で行われた。前2回は2個のセパレーションナットのうちの1個のみを作動させて分離させるある種の故障モードでの機能確認試験として実施し、最後の1回は2個のセパレーションナットを作動させる正常なモードでの試験として実施した。いずれも正常な分離動作が確認された。分離速度は分離速度計では0.87m/s~1.00m/s、高速度カメラ解析結果からは1.05~1.10m/sと計測された。

第1表 Ti-6Al-4Vの強度

組織	引張強さ	0.2%耐力
$\alpha + \beta$	1.13 (115)	1.03 (105)
β	0.89 (91)	0.82 (84)

単位： $\times 10^5$ Pa (kgf/mm²)

なお、M-3S-2号機において、M-3Aモータケースの材質及び形状を変更するさいに、衛星接手についても接手下端の径を大きくし、円筒状の形状へ変更した。

5. M-3Aモータケースの材質向上と薄肉化[3]

M-3Aモータケースには従来からTi-6Al-4V材が使用されていたが、それらはすべて比較的強度の低い β 材であった。これは半球形を作る時の熱間プレス工程における温度制御上を含む熱処理技術・設備上の都合によるものであった。しかし、技術及び設備の充実の結果、 $\alpha + \beta$ 材の半球形プレス成形品の製作に目途が立ったので、M-3S-2号機のM-3Aモータケースから強度向上した $\alpha + \beta$ 材を使用し、モータケースの軽量化を計った。第1表に、Ti-6Al-4Vの $\alpha + \beta$ 材と β 材の材料性能の一例を示す。

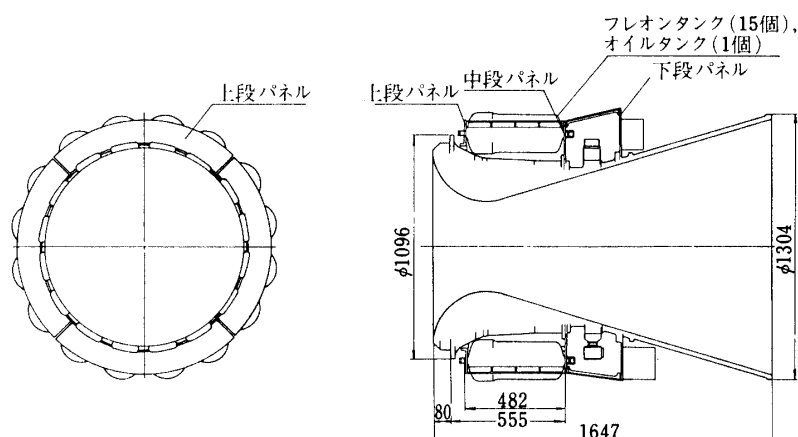
上記の材料強度向上をふまえた解析・設計の結果、M-3Aモータケースの最小板厚は従来の3mmから2.3mm薄肉化できることが確認され、モータケース重量は従来の67kgwから53kgwへと軽量化された。この薄肉化は、推葉形状の設計等への影響を避ける為、モータケース内側形状(1130 ϕ)は変更せず、外形のみ変更することにより行われた。設計内圧は従来と同様 5.4×10^6 Pa (55 kgf/cm²)であり、0.2%耐力に対する計算上の安全率は約1.15である。上記新設計の薄肉モータケースの設計・加工技術の信頼性は、昭和53年の更に薄肉な最小板厚1.95mmのモータケースの破壊試験により確認された。耐圧試験時(5.4×10^6 Pa)には異常は見られず、破壊圧力は 8.24×10^6 Pa (84.1 kgf/cm²)であった。これにより、Ti-6Al-4V材の本来の性能を生かしたM-3Aモータケースが、初めて実用化されることとなった。

M-3Aモータには、SA接手を介して衛星が搭載される。従って第1段、第2段燃焼時には、モータケースにSA接手から軸力及び曲げ荷重が作用する。上記の薄肉化の結果、これらの荷重によるモータケースの座屈も懸念されたが、数値解析により安全であることを確認した。[4]

6. M-13ノズルまわりのTVC搭載部の設計

M-3S型においては、第1段においてもTVCにより姿勢制御を行うこととし、それをM-13ノズルまわりへ搭載することとなったため、その部分を新たに設計することとなった。

搭載部及びノズル部を第6図に示す。搭載部は、上段・中段・下段の各パネル及びその



第6図 TVC 搭載部及び M-13 ノズル

間をつないで補強するジュラルミン製支柱で構成される。各パネルは、軽量化のため表皮が厚さ 1 mm の CFRP、コアが高さ 8 mm のアルミハニカムのサンドイッチ板で作られており、ノズルとの結合部には固定用アルミジョイントが接着接合され、ノズルとはそれを介してボルトにより結合される。TVC フレオントank 16 個は中段パネルに取付けられ、上段パネルにより支持されている。下段パネルには、サーボアンプ、TVC 計測器、SMRC ドライバー、バッテリー等が搭載される。また M-13 ノズルについても、パネル取付けのための結合部を設けるとともに、剛性・強度の増加をはかった。

この部分には新設計のため、昭和 55 年 1 月に強度試験を実施した。ノズル中心位置に油圧ジャッキをセットし、タンク 8 本の頭部に機軸方向に最大 $8.82 \times 10^4 \text{ N}$ (9 ton) まで負荷した。全荷重の 51 % を上段パネルが、45 % を中段パネルが受け持ち、下段パネルは 4 % の荷重を受けた。最大応力は中段パネル部で、104 MPa (10.62 kgf/mm^2) であり、安全率は 3.95 であった。また、ハニカムサンドイッチ板の剪断接着強度については、パネルコーナ部などで一部剝離が生じたが、最大 2.45 MPa (0.25 kgf/mm^2) あり、安全率は 8 で問題はなかった。さらに、ハニカムサンドイッチ板パネルの曲げ剛性については、最低 $2.66 \times 10^9 \text{ N}\cdot\text{mm}$ ($2.71 \times 10^8 \text{ kgf}\cdot\text{mm}$) であった。この最大荷重は、実機飛翔時で約 40 G の加速度に相当するもので、M-13 TVC 搭載部の強度剛性は十分であると判断された。

7. 機体動特性

第 1 段制御系の設計資料として、機体曲げ動特性の予測が従来になく積極的に行われた。にもかかわらず別項 (M-3S 型ロケットの制御) で記述されるごとく、曲げ振動モードの曲率が大きくかつ数学モデル上の微妙な位置に姿勢基準センサーが搭載されていたこと等から、1 号機ではわずかの動特性評価誤差により、制御系と機体曲げ振動が連成して生ずる大きな自励振動が発生する結果となり、一部には設計荷重を越える曲げ荷重も作用したと推定された。幸いにも、これにより不具合は生じることなく打上げミッションは達成され、

また2号機以降も1号機等の飛翔データから機体動特性がより精密に算定されて、順次このような現象は解消された。

8. む す び

M-3S型ロケットの構造・機能について、M-3H型から変更になった箇所の概略を述べた。新たに設計された部分については、全て地上試験及び他のロケットの飛翔試験により、その強度と機能の確認をおこなった。M-3S-1号機は、第7項で述べたようなことがあったにもかかわらず順調に飛行し、以来M-3S型は計4機飛翔した。構造・機能の面からは幸いに特に大きな支障は発生せず、新規設計の妥当性が確認できた。また、M-13ノズルまわりに搭載した機器については、取りはずしを要するような不具合は生じなかったが、尾翼筒にもうけた整備点検用開口部のため、点検・修理が容易で、この開口部が非常に有用であったことを付記しておく。

参 考 文 献

- [1] 小野田他, 翼端質量をもつ飛翔体尾翼のフラッタ実験. CAS 研究報告書, No. 20, 1977, pp. 87-94.
- [2] 小野田他, ランダム型ロケット尾翼フラッタ模型の製作, 第18回構造強度に関する講演会講演集, 1976, pp. 118-121.
- [3] 森他, 上段ロケット用金属モータケースの研究開発, 宇宙研報告, 第3号, 1982.
- [4] J. Onoda, An Analysis of the Buckling of Truncated or Complete Spherical Shells under Axial Compressive Loads. Trans. of JSASS, Vol. 26, No. 73, 1983, pp. 174-185.