

M-3SⅡ型ロケットの構造開発

小野田淳次郎，渡辺 直行，市田 和夫
橋元 保雄，中 田 篤

1. 序

M-3SⅡ型ロケットは，M-3S型の性能向上型とは言え，図1にその全体概要を示す内のM-13モータケースとSB-735モータケース以外の全ての構造要素を新規に開発することとなり，構造開発の面では全く新しい機体を設計開発するに近い状況となった¹。

以下に各構造要素の開発について述べる。

2. モータケース

モータケースは固体ロケット最大の構造要素である。M-3SⅡ型には第一段に従来のM-13モータケースが，補助ロケットにラムダロケット第一段と本質的に同じSB-735モータケースが各々用いられた他は全て新たに開発することとなった。M-3SⅡ型1～5号機用に用いられたモータケースの概要を表1に示す。M-3SⅡになってからも，年代と共に徐々にではあるが確実に性能が向上していることが判る。なお，M-13モータケースは3号機用から薄肉平行部をHT-210製とし，かつ実績を踏まえて安全率を1.6から1.45へ下げて板厚を低減し，軽量化を図っている。

以下にM-3SⅡ型用に新たに開発された各モータケースの開発経緯を述べる。

2.1 M-23モータケースの開発

2.1.1 HT-210材の開発

昭和53年に，ロケットモータケースへの適用を目指して高性能マレージング鋼を開発すべく，森・堀内両教授を中心とする宇宙科学研究所と，三菱重工，川崎製鉄によるマレージングチャンバ研究会が発足し，従来からMロケットの1，2段ロケットモータケースに用いられていた18%Niマレージング鋼HT-200材の改良研究が進められた。目標は強度と破壊靱性の双方を向上させることであった。組成，熱処理，溶接条件など種々検討した結果，表2に示す組成のマレージング鋼を開発して²，HT-210と名付けた。材料特性を表3に示す様に，本鋼の特徴は高い強度を有しながら高い靱性を維持していることであり，その性能は同表に示す様に電子ビーム溶接部でもさほど低下しない。本材料の製造は川鉄のSS-VOD（Strongly Stirred Vacuum Oxygen Decarburization）法と消耗電極型真空溶解の組合せにより実現したものである。

HT-210材のモータケースへの適用に先立ち，母材部，電子ビーム溶接部，TIG溶接部の

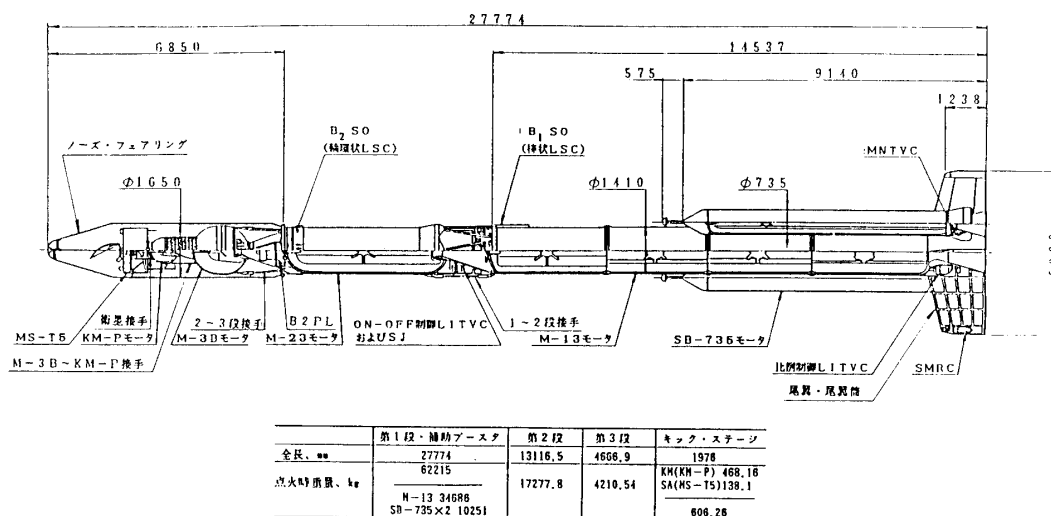


図-1 M-3S II 全機構成

表1 M-3S II のモータケース

	M-23	M-3B	KM-P	KM-D	KM-M	M-13 1, 2号機	M-13 3号機以降	SB-735
内容積 V(m ³)	6.73	2.1	0.27	0.13	0.31	19.6	19.6	3.0
最大径(m)	1.41	1.50	0.79	0.63	0.80	1.41	1.41	0.74
全長(m)	4.82	1.64	0.80	0.63	0.79	13.28	13.28	7.15
設計内圧(最大使用 内圧)P _d (kgf/cm ²)	55	50	50	53	60	60	60	60
最小板厚(mm)	3.5	2.5	1.2	0.7	1.4	5.0	3.9	2.5
ケース重量 W(Kg)	<830	<128	<16.5	<7.0	<19*	<3858	<3424	<431
材料	HT-210 HT-140N	Ti-6Al-4V (α+β)	Ti-6Al-4V (α+β)	Ti-15-3-3-3	CFRP	HT-200 HT-140N	HT-210 HT-140N	HT-140N
耐力(kgf/mm ²)	185~205 >115	>100	>105	120	—	160~180 >115	185~205 >115	>115
実測破壊圧力 P _b (kgf/cm ²)	107	76	79	67	101~117	—	—	—
ケース重量/モータ 全重量(%)	<7.1	<3.6	<3.6	<2.9	<3.4	<11.9	<10.5	<8.9
P _d V/W(km)	>4.5	>8.2	>8.2	>9.8	>9.8	>3.0	>3.4	>4.2
P _d V/W(km)	>8.7	>12.5	>12.9	>12.4	>16.5~19.1	—	—	—

* スカートを含む

基本性能試験に加えて、破壊靱性試験、遅れ破壊感受性試験が行われ、表3の材料仕様が定められた。同表には若干の実測例をも示してある。溶接部の破壊靱性は表に示した熔融金属部が最も低い。遅れ破壊感受性はHT-200材と大差はなく、3.5%食塩水中で60kgf/mm^{3/2}程度、蒸留水中で100kgf/mm^{3/2}以上であった。

2.1.2 小型モータケースの試作試験

新たに開発されたHT-210材を用いたモータケースを開発するために、まず、小型モータケースの試作と破壊試験を実施し(1981年3月)、より实际的な状況での溶接条件の確認と、

表 2 HT-210材の化学組成 (%)

C	Si	Mn	P	S	Ni	Co	Mo	Al	Ti	Zr	B	Cr
≤0.005	≤0.05	≤0.07	≤0.005	≤0.005	17.5 ~ 18.5	8.3 ~ 9.3	4.7 ~ 5.5	0.05 ~ 0.10	0.40 ~ 0.60	0.01 ~ 0.04	0.001 ~ 0.005	≤0.5

O≤15ppm N≤40ppm

第 3 表 HT-210材の機械的性能 (材料仕様及び実績)

		0.2%耐力 (kgf/mm ²)	引張強さ (kgf/mm ²)	伸び (%)	衝撃値 (kgf-m/cm ²)	K _{IC} (kgf/mm ^{3/2})	かたさ (H _{RC})
母 材	仕様	185~205	190~215	≥7	≥1.7	≥225	≥49
	実績	198	203	13.9	3.17	338	—
E B W 部	仕様	≥167	(≥171)	—	≥1.7	≥225	≥49
	実績	187	193	—	2.28	286	—
T I G W 部	仕様	≥157	(≥161)	—	≥1.7	≥225	≥49
	実績	168	172	—	2.32	330	—

「実績」は各々40~6個の実測値の平均である。

「仕様」欄 () 内数値は参考値

溶接部の強度などの確認を行った。小型モータケースは、実機モータケースと同様に、周方向の TIG 溶接線、機軸方向の EBW 溶接線、及びその交点を備えていて、内径450mm、最小板厚3.5mm、平行薄肉部長さ1890mmであり、両端には緩衝リングを介して厚肉鏡板が取り付けられていた。試験の結果、破壊圧力は359kgf/cm²で、破壊時の周方向応力は実測最小板厚3.8mm に対して212kgf/mm² (実測平均板厚に対して207kgf/mm²) であり、溶接接手を含めた全系の高い性能が確認できた。

2.1.3 モータケースの設計

表1に示す内容積、最大使用内圧、公称外径などの要求条件に基づき、加工性、コスト、強度、精度などを考慮して表4のような製法と材料を採用することとした。

M-22モータケースでは安全率（ここでは降伏が起きる圧力と最大使用圧力との比）は1.45であったが、材料や製造技術が安定して来ていることを考慮して、M-23モータケースでは1.3とした。

更に真円度 5 mmTIR 以下、真直度 4 mmTIR 以下、設計使用温度150℃の条件を定めて設計を行った。円筒部の板厚は、温度上昇による強度低下量10kg/mm²及び EBW 溶接接手効率90%を前提として、3.5mm とした。半球状の鏡板と平行部の境界の Y リング部付近、イグナイタ及びノズル取り付け用ボス付近の板厚分布は高い応力ピークが生じないよう有限要素法解析を用いたケーススタディの結果に基づき決定した。

表4 M-23モータケースの製作法概要

平行部：HT-210厚板材曲げ
軸方向電子ビーム溶接による短円筒の製作
機械切削による薄肉化
周方向 TIG 溶接による短円筒の結合
鏡板部：HT-140N 厚材板プレスによる半球の製作
HT-140N 鍛造リング材の溶接(TIG)
機械切削による薄肉化
全体給合：周方向 TIG 溶接
時効処理
仕上げ機械加工

2.1.4 実機モデルの試作試験

上記の設計の確認のために、平行部の長さが約 $1/2$ であることを除いて実機と同等なモータケースを試作した。この試作モデルについて、真円度、真直度、板厚分布などが満足できるものであることを確認し、曲げ強度・剛性試験、耐圧試験を実施した後、1982年3月、内圧破壊試験を実施した。破壊圧力は $107\text{kg}/\text{cm}^2$ で、常温とはいえ十二分の強度余裕が確認された。

以上により、M-23モータケースの設計の妥当性が確認され、それまでの第2段モータケース(M-22)に比べて内容積が1.5倍以上で重量は逆に2割削減したモータケースの開発を終了することができた。

2.2 M-3B モータケース

M-3B モータケースは Ti-6Al-4V 製の略球形モータケースである。金属製の球形モータケースは、熱間プレス加工により作られた半球状厚肉素材から機械切削で削り出した薄肉半球形殻を赤道部付近で溶接して作る。M-3A 改モータケースで培ってきた製造技術を活かして、M-3B クラスの大きさの半球を Ti-6Al-4V $\alpha+\beta$ 組織材で製作する目処が1980年度までにたち、表5に示す材料特性が得られることが確認された。設計は、機械切削による精密な板厚分布の再現性を前提に行われた。

2.2.1 モータケースの試作・試験

1981年度、ノズル取り付け用ボス部が図2Bの様であることを除きほぼ図2Aと同一のモータケースを設計、試作し、耐圧試験を実施した。図3の様に応力分布などのデータは取得できたものの、2度目の最大使用内圧の保持中に、ノズル取り付けボルトが破損し、反動でモータケースも破損した。破損原因を究明したところ、薄肉化によって剛性が低下したモータケースと剛性の高い耐圧試験用盲板をボルト結合する部分のいわゆる接触問題と呼ばれる複雑な挙動と、それに伴う過大な局部荷重の為であると判断された。

2.2.2 モータケースの設計改善

上記の不具合原因検討結果を踏まえ、以降、全ての耐圧試験には試験用盲板を使用せず、実際のノズルホルダを使用して、ケースとノズルの結合部の力学的及びシール上の挙動をできるだけ実状に近づけて行う事を原則とした。更に、上記設計では、ノズルとケースの結合

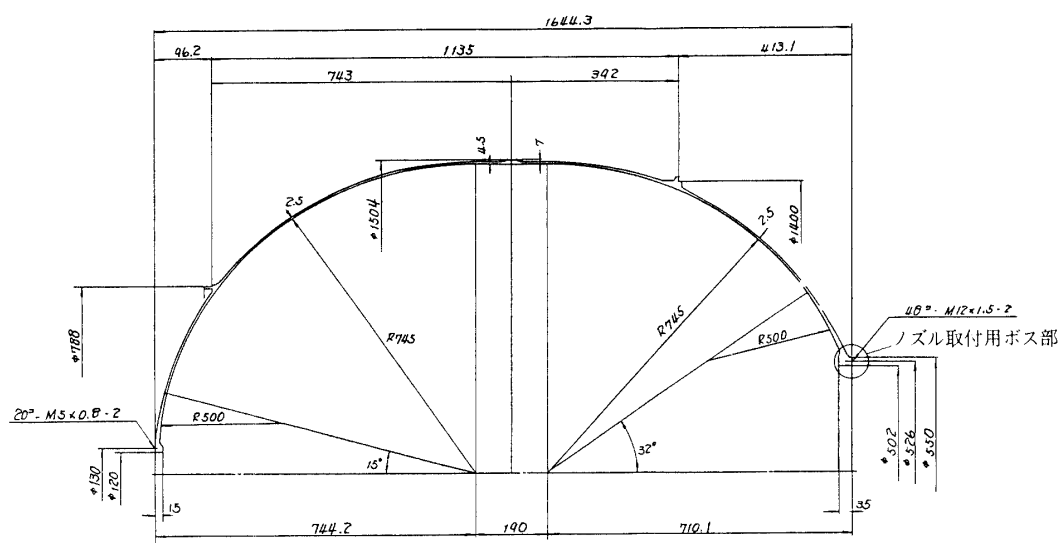


図-2A M-3b モーターケース

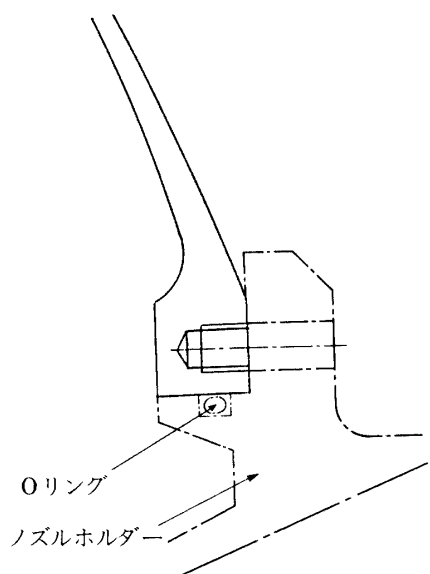


図-2B 当初設計のノズル取付用ボス部

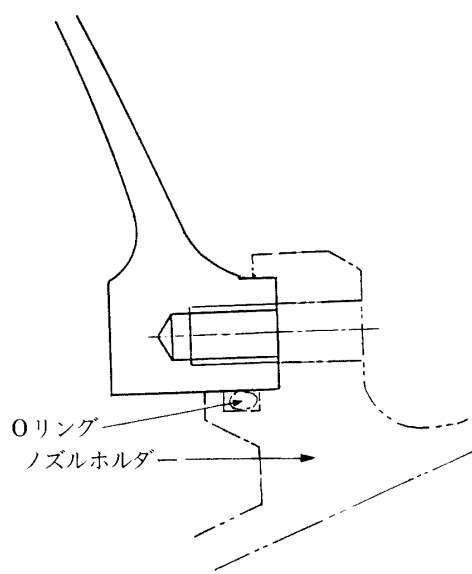


図-2C 設計変更後のノズル取付用ボス部

部の強度とシール性について余裕が不十分であることが判明したので、モーターケースとノズルホルダー結合部を図2Cの様に改めて外側にもインローを設け、ボルトに過大な剪断力がかかることを避けると共にOリング部の口開きを抑えてシール性の確保を図った。設計は軸対称2次元モデルに簡略化した有限要素モデルを用いて非線型な接触問題を解いて行った。

但し地燃用#1については既にノズル側が製作されていたため外側のインローが作れず、応急処置として外側から剛なタガをはめて地燃に臨み、1983年4月、異常なく使用に供する

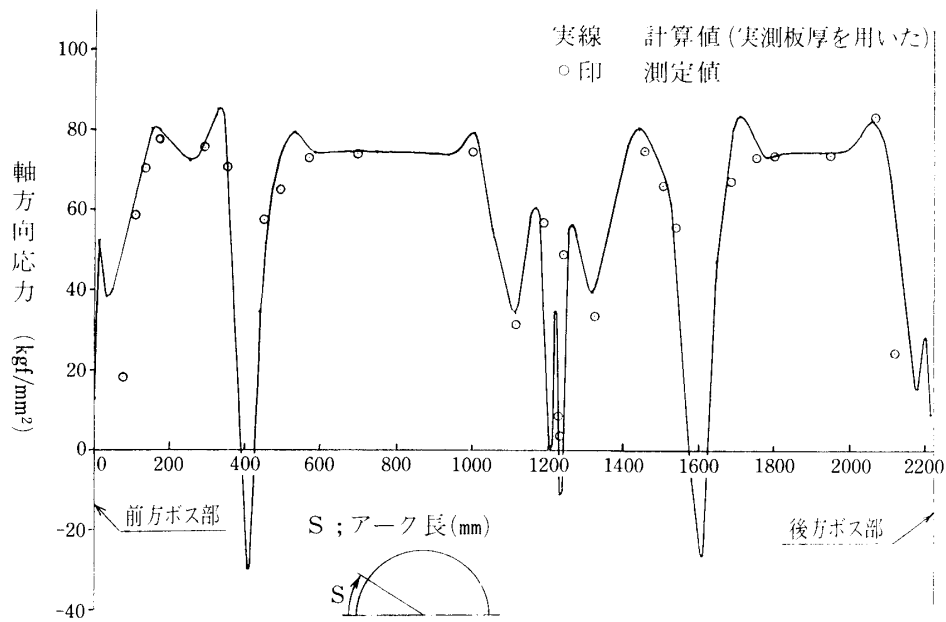


図-3A M-3B モータケースの軸方向応力分布の計算値と測定値

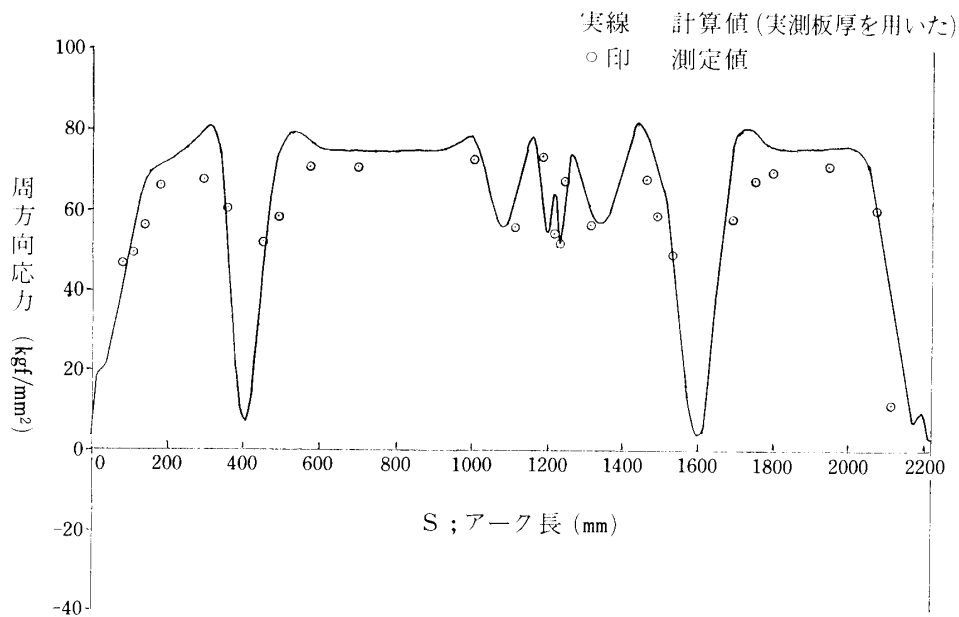


図-3B M-3B モータケースの周方向応力分布の計算値と測定値

ことが出来た。

2.2.3 地燃用#2 モータケース

前項の改良をすべて盛り込むことが出来、異常なく耐圧試験、地上燃焼試験(1984年7月)を終えた。地燃後1984年9月水圧破壊試験を実施したところ、 75.9kg/cm^2 でモータケースの降伏により昇圧が困難となり、この圧力までの強度が確認された。

2.3 KM-P モータケース

初期の計画段階ではフィラメント・ワインディング・モータケースも候補に上がったが開発スケジュールなどからリスクが大きすぎると判断し、M-3B と同様の Ti-6Al-4V 製とした。製法、設計思想、開発手順も M-3B と同様である。但し、寸法が小さいことから、より精密な熱処理が可能であるので、表 5 の様に M-3B 用素材よりも材料特性を上げることが可能となっている。開発が先行した M-3B での不具合に対して講じた諸対策を、いち早く取り込むことが出来た為もあって、最初の試作品を用いた水圧破壊試験で $75\text{kg}/\text{cm}^2$ の耐圧強度を確認することが出来、順調に開発を終えることが出来た。

2.4 KM-D モータケース

4 号機用の第 4 段 KM-D モータケースには恐らくモータケースとしては世界で初めての Ti-15V-3Al-3Cr-3Sn 材 を使用することとした。理由は同材の溶接技術などがかなり確立されて来ていたことと、同材が β 組織であるために熱間プレス等の加工性に優れ、比較的薄い素材からケースを製造することが出来る見通しが立ったためである。同材料は比重は Ti-6-4 材に比べて 1 割近く重いものの、表 5 に示す様に高い強度を有している。ただ、伸びが少なく、特に溶接部の靱性確保が重要項目であると当初から見られていた。

表 1 は、本モータケースが他の金属性球形ケースに比べて更に軽量化できている事を示している。理由の一つは安全率の低減である。更に、本モータケースは、後方着火のため、前方に点火器用のボスを持たない事、及び、従来のモータケースと異なって、上下段接手との結合は赤道部の一箇所だけで行う構造であるので結合用リングが一つだけとなっている事もその理由である。

2.4.1 シミュレーションモータケース

KM-D モータの開発のために先ず小型のシミュレーションモータを製作して地上燃焼試験を実施する計画があった。そこでこのシミュレーションモータケースを Ti-15V-3Al-3Cr-3Sn 材を用いて製作して、同材を用いたモータケース設計製作技術を習得し、フルサイズの試験用モータケースの試作試験を省くこととした。シミュレーションモータは、直径 400mm の球形モータである。

シミュレーションモータケースを試作し、耐圧試験を実施したところ最大使用圧力 $50\text{kg}/\text{cm}^2$ のところ $44.9\text{kg}/\text{cm}^2$ で赤道部溶接の補修部から破損した。破損したモータケースの溶接部の強度を評価したところ、正常な溶接部でも、 $115\text{kg}/\text{mm}^2$ 以上と予定していた強度が熱影響部での結晶粒粗大化の為 $92\text{kg}/\text{mm}^2$ と不足していることが判明した。溶接部板厚を増加して再製作したモータケースは耐圧試験後、無事地上燃焼試験に用いられた。

2.4.2 地燃用 # 1 モータケース

上記のように、シミュレーションモータケースの試作試験で赤道部接手の強度不足が明らかになり、同一仕様の溶接を用いた地燃用 # 1 モータケースの強度に懸念が持たれた。そこで、耐圧試験圧を $45\text{kg}/\text{cm}^2$ まで下げて実施した上で、地上燃焼試験でもノズルスロートを広げてこの圧力以下で使用する事として、地燃 # 2 モータケースで対策を講じることとした。

2.4.3 地燃用 # 2 モータケース

赤道部板厚を増加し、赤道部溶接法を TIGW から EBW に変更した上で地燃用 # 2 モータケースを製作した。しかし $50\text{kg}/\text{cm}^2$ まで予定した耐圧試験中に約 $45\text{kg}/\text{cm}^2$ でノズル取り

表5 上段ロケットモータケース用チタン合金の機械的性質

A) M-3B用 Ti-6・4 ($\alpha+\beta$ 材) の機械的性質

		0.2%耐力 (kgf/mm ²)	引張強さ (kgf/mm ²)	伸び (%)	K _{IC} (kgf/mm ^{3/2})
母材	仕様	≥100	≥110	6	120
	実績	114.0～116.4	120.6～122.6	6.5～7.6	135～140
EBW部	仕様	≥90	≥100		≥220
	実績	103.9～107.4	117.4～122.2		231～245

「実績」は各々10～5個の測定値

B) KM-P用 Ti-6・4 ($\alpha+\beta$ 材) の機械的性質

		0.2%耐力 (kgf/mm ²)	引張強さ (kgf/mm ²)	伸び (%)	K _{IC} (kgf/mm ^{3/2})
母材	仕様	≥105			—
	実績	118.7～123.8	125.8～127.8	～7.0	—
EBW部	仕様	≥105			—
	実績	113.8～115.3	120.4～121.2		—

「実績」は各々10～5個の測定値

C) KM-D用 Ti-15・3・3・3の機械的性質

		0.2%耐力 (kgf/mm ²)	引張強さ (kgf/mm ²)	伸び (%)	K _{IC} (kgf/mm ^{3/2})
母材	仕様	≥120	≥128	≥4.5	≥160
	実績	122.2～126.2	129.7～133.2	4.6～4.8	168.9～178.5
EBW部	仕様	≥110	≥115	—	≥100
	実績	128.4～129.0	131.7～133.0	—	185.2～220.9
TIGW部	仕様	≥110	≥115	—	≥100
	実績	127.1～127.3	132.8～133.1	—	100.3～101.0

「実績」は各々10～5個の実測値

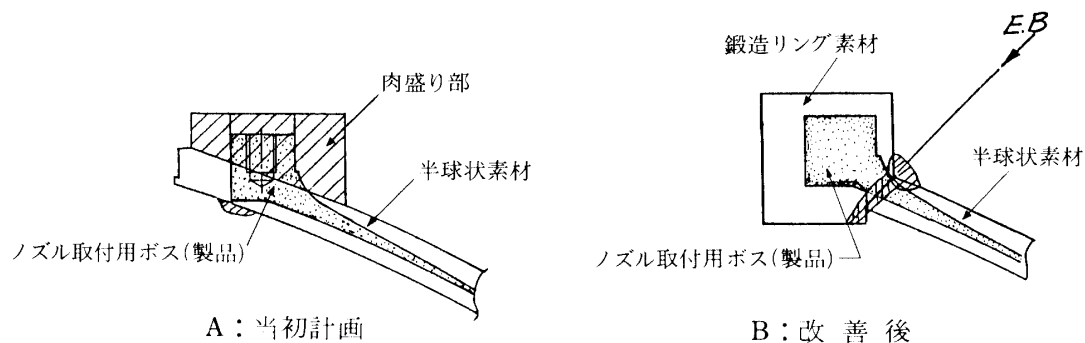


図-4 ノズル取付用ボス部素材

付け用ボルト36本中15本が破断し、モータケースのボス部に開けたタップ穴から発したクラックが球形殻部に広がった。破断したボルトのうちの2本は破断面がボルトに垂直で、破断面に変色部がみられ、分析の結果この変色部から、Ca, K, Clなど存在しない筈の元素が検出された。更に、モータケースボス部は図4Aの様にTIG溶接による肉盛り後に切削加工されていて、柱状の粗大結晶組織がみられ、破壊靱性が大きく低下していることが窺われた。以上から破壊がボルトとモータケースの何れの原因によったかは特定出来ないものの、双方とも対処が必要であると判断された。ボルトについてはそれまでのSCM製から、より品質管理が行き届いて品質が安定したMS規格のTi-6Al-4V製に変更することとした。モータケースのボス部は、図4Bの様に、別製の鍛造リングをEBWで溶接して削り出すこととして、タップ穴加工等による応力集中の生じる部分の破壊靱性を上げ、EBWは応力レベルが低くかつ集中の無い部位に選んだ。更に、ノズルとケースの接合部の強度に余裕をもたせるために、ボルトサイズを上げ、ボスの形状については接触問題としての有限要素法非線型解析に基づく最適設計を行って形状を決定した。

改善後の設計に基づき、モータケースは再度製造され、耐圧試験を無事パスした後、異常なく地燃に供された。地燃後のモータケースを用いて水圧破壊試験を実施したところ $67\text{kg}/\text{cm}^2$ の強度が確認できた。図5に実測した応力分布を計算値と比較して示す。計算と実測で傾向は一致しているが、絶対値に差があるのは、計算は板厚が公差の下限になった最悪の時のもので、実際の物はノミナルよりやや厚めにできているためである。M-3Bでも応力ピークを抑える板厚分布設計を行っていたが、KM-Dでは応力ピークが殆ど無くなっていて、設計手法の更なる進歩が窺える。

2.5 KM-M モータケース

炭素繊維を用いたFW（フィラメントワインディング）の高い潜在能力はよく知られているが、価格の面でもチタニウム合金製のものに比べて有利となってきたので、5号機用のKM-M モータケースは炭素繊維を用いたFWとすることとした。FW モータケースはM ロケットではKM-B に用いた実績が一度だけ有るが、その後用いられず、設計、製造技術も足踏み状態であった。FRP 製品の品質のばらつきに対しては注意が必要との観点から、KM-M モータケースの開発に当たっては価格上の利点を活かしてできるだけ多数の試作を行うことにより技術レベルの向上と信頼製の確保を図ることとした。

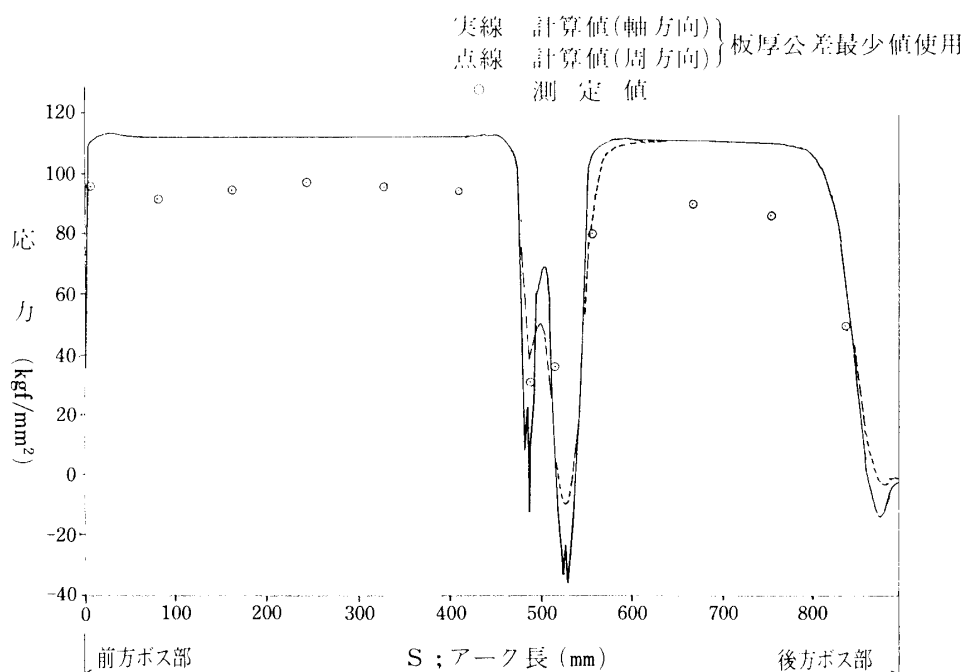


図-5 KM-D モータケース応力分布計算値及び測定値

KM-M モータケースには、イグナイタ用には前方ボスが不要なので、軽量化の為にこれを極力小さくすることとした。前後のボス径が異なることからインプレーン巻とし、安全率は1.5とやや大きめにとった上で、網目理論により前後ドーム部を設計した。製法は3B～KM 接手などで経験のある湿式 (wet winding) とし、繊維はトレカ T-800を用いることとした。また前後ボスも CFRP 材として軽量化を図ることとした。

表6に1987～1988年度の開発過程で試作したケースを示す。試作1号機としては、上下段間接手との結合のためのスカートの無いケースを試作したが、極力小さくした前方ボスの周辺にボイドができ、予期した90kgf/cm²の耐圧強度は得られなかった。そこで、前方ボスの径を大きくしてボイド多発部を無くする設計変更をして、試作2号機を試験したところよい結果を得たので、同一設計で地燃#1用のモータケースまでを製作した。試作3号機は耐圧試験及び推薬充填作業時と同一の環境履歴を経た上、通常環境に23カ月間放置された後、水压破壊試験に供されたものであり、その破壊圧力が表6の様に1～6号機の値のばらつきの中にあることから顕著な老化はないものと判断された。試作4号機以降はスカート部の軽量化を行ったものであるが、圧力容器部はそれ以前のものと同じである。試作4号機ではスカートの接着に問題があったので、接着に頼らない方式に代え、その効果は試作6号機で確認した。試作8号機は、推薬加圧充填時にモータケースの有害なクリープの有無を確認するためのクリープ試験に用い、変形は非常に小さく、試験後の寸法がクリープを考慮しない通常の製作時の公差の範囲にもおさまっていることを確認した。地燃用モータケースは2つとも無事に地上燃焼試験に用いられ、燃焼中のケースの温度上昇も5℃以下であることが確認された。また、耐圧試験時のノズル取り付け部の倒れ角は0.00044～0.00148radであり、規格である1/500radを満足している事を確認した。

表 6 KM-M モータケース開発過程に於いて製作されたモータケース

	実 施 試 験	重 量	破壊圧力 (kgf/cm ²)	概 要
試作 No. 1	耐圧, 水圧破壊	スカート 部なし	62	前方ボス部強度不足, 設計変更
試作 No. 2	耐圧, スカート部強度, 水圧破壊	20.8	114	
試作 No. 3	耐圧, 経年後水圧破壊	21.1	102	顕著な老化みられず
地燃 # 1 用	耐圧, 地上燃焼	20.5	—	
試作 No. 4	耐圧, スカート部強度, 水圧破壊	18.3	105	スカート部軽量化, スカート接合部 強度不足, 接合部設計変更
試作 No. 5	耐圧, クリープ, 水圧破 壊	18.5	117	60℃, 35kgf/cm ² で168時間, 変形 量許容値以下
試作 No. 6	耐圧, スカート部強度, 水圧破壊	18.5	101	スカート接合部強度確認
地燃 # 2 用	耐圧, 地上燃焼	19.0	—	
実飛翔用	耐圧	19.0	—	

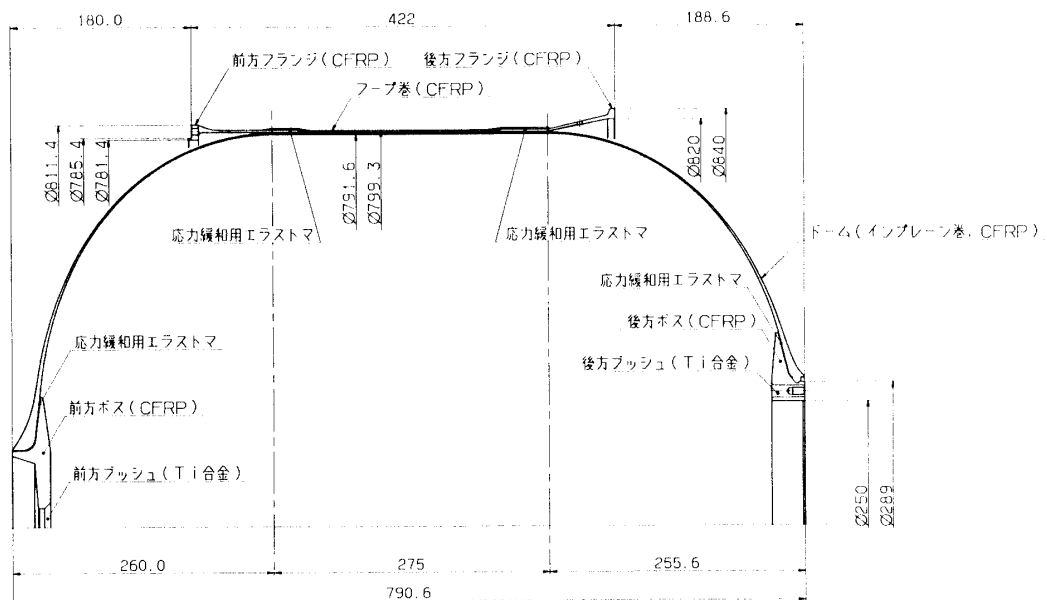


図-6 KM-M モータケース概要 (寸法は概略値, 単位 mm)

第6図に最終的な KM-M モータケースを示す。

3. 段間接手

M-3SⅡ型ロケットの1～5号機の段間接手の概要を表7に示す。また、これらの接手の外観を図7～12に示す。1～2段接手と2～3段接手は各号機共通で、3段以上の上段接手は各衛星及びキックモータに対応して個別に設計している。

接手に作用する荷重は、ランチャ操作、ランチャ上滑走、ランチャからの離脱³、飛翔時のウインドシア・ガスト及び推力によるものを評価した。しかし、曲げ動荷重が接手剛性により敏感に影響を受けることと、当時制御系が確定してなく、制御に伴う荷重が的確に評価できなかったことから、若干の余裕を持った設計荷重を定めて接手の開発を行い、制御系や剛性値が定まった時点で荷重を再評価することとした。評定荷重は、1～2段接手についてはランチャ上下角65°での鉛直方向2G、それ以外についてはM-3Bの3G、キックモータの5G、衛星の7G（3段式の場合は5G）相当の横荷重とした。

以下に各接手の開発経緯を述べる。

3.1 1～2段接手

荷重が大きいことから従来 방식을踏襲して図7のような様式を採用した。下端にヒンジを持つ6組の三角フレームの頂点をセパレーションナットで直結しておき、セパレーションナット作動後はバネの力で開傘する方式である。各結合部にはセパレーションナットをダブルに使うことで冗長性を持たせている。三角フレーム部はクロムモリブデン鋼のパイプ製である。

1982年フレーム一つだけの要素試作試験を経て、実機型接手を試作し、1983年設計荷重までの強度剛性試験と分離試験を行い、問題の無いことを確認した。強度余裕確認のための破壊試験は大容量の装置が無かったため相模原キャンパスの構造試験装置の完成を待って1984年に行い、表7の結果を得た。破壊モードは圧縮側部材の降伏であった。

3.2 2～3段接手

上段側に残る接手重量を極力減らし、かつ、薄肉のM-3Bモータケースに集中荷重を入れないよう、図8のようなマルマンクランプ方式とした。1～2段接手と同様、1982年に一組だけのフレームとパネルの要素試作試験を経て、実機型接手を試作し、1983年、設計荷重までの強度剛性試験と分離試験を行い、問題の無いことを確認した。破壊試験は1984年に行われ、破壊荷重は設計荷重の158%、破壊モードはマルマンクランプの乗り越えであった。

3.3 3～KM段接手

1, 2, 4, 5号機はキックモータを搭載していて、3～KM段接手を備えている。何れも非開傘型で、CFRPラティス円筒を用いて軽量化を図っている。この様式のラティス円筒接手は、M-3H-3号機に用いた後、1980年にフィラメント・ワインディングによるCFRP製ラティス円筒を試作した実績があったが⁴、M-3SⅡ型1～5号機の間、ラティスパターン、設計方法、製造方法が格段に進歩した。分離方式は何れもマルマンクランプ方式で、セパレーションナットは一箇所到一个づつしか使用していないが、180°対称位置の何れかが作動すれば正常な作動が行われる仕組みとなっていて、冗長性は確保されている。

3.3.1 1, 2号機用

図9に示すような三角形パターンのラティス円筒である。ラティス円筒はフィラメント・

表 7 M-3SⅡ ロケットの段間接手

	1 ～ 2 段接手	2 ～ 3 段接手	1, 2 号機用 3 ～ KM 段接手	1, 2 号機用 衛星接手	3 号機用 衛星接手	4 号機用 3 ～ KM 段接手	4 号機用 衛星接手	5 号機用 3 ～ KM 段接手	5 号機用 衛星接手
接手全長 (m)	2.0	1.36	0.86	0.17	0.37	0.89	0.38	0.80	0.25
最大径 (m)	1.65	1.42	0.82	0.50	0.8	0.82	0.57 (上端) 0.69 (下端)	0.84	0.81
様式	セパレーションナット直結式								
構造様式	開傘型	開傘型	非開傘型	非開傘型	非開傘型	非開傘型	非開傘型	非開傘型	非開傘型
材料	フレーム クロムモリブデン鋼	フレーム+パネル クロムモリブデン鋼 アルミニウム合金 (2014)	ラティス円筒 CFRP	円筒殻 アルミニウム合金 (2014)	ラティス円筒 CFRP	ラティス円筒 CFRP	ラティス円筒 CFRP	ラティス円筒 CFRP	ラティス円筒 CFRP (トレカT-300)
相対分離速度 (m/s)	0.8	0.9	2.1	2.2	2.3		2.2	2.1	2.1
分配的荷重条件 ^{a)}	73ton-m (B) +83ton (A) +16ton (S) (ランチャ+65°, 2G)	33ton-m (B) +13ton (A) +14ton (S)	4.2ton-m (B) +9.3ton (A) +3.4ton (S)	0.69ton-m (B) +0.98ton (A) 1.05ton (S)	3.3ton-m (B) +1.8ton (A) +2.3ton (S)	4.8ton-m (B) +3.8ton (A) +3.3ton (S)	1.9ton-m (B) +2.1ton (A) +2.1ton (S)	5.3ton-m (B) +4.7ton (A) +4.0ton (S)	1.0ton-m (B) +1.6ton (A) +1.4ton (S)
接手全備重量 (kg)	670	240	24	5.4	(16)	(15.7)	(7.2)	16.2	6.2
平均曲げ剛性 ^{b)} (kgm ²)	3×10^7	8×10^6	6×10^5	1×10^5	1×10^6	1.3×10^6	3.2×10^5	1.1×10^6	1.4×10^5
破壊荷重 ^{c)} (%)	120～180の組合せ	158	186	>155	300	>250	250	200	400
火工品 (セパレーションナット)	26mm×12個	16mm×4個	8mm×4個	8mm×2個	12mm×2個	12mm×2個	8mm×2個	12mm×2個	8mm×2個

* スカートを含む

a) B: 接手下端曲げモーメント, A: 軸圧縮, S: 剪断

b) 実測値

c) 設計荷重に対する比

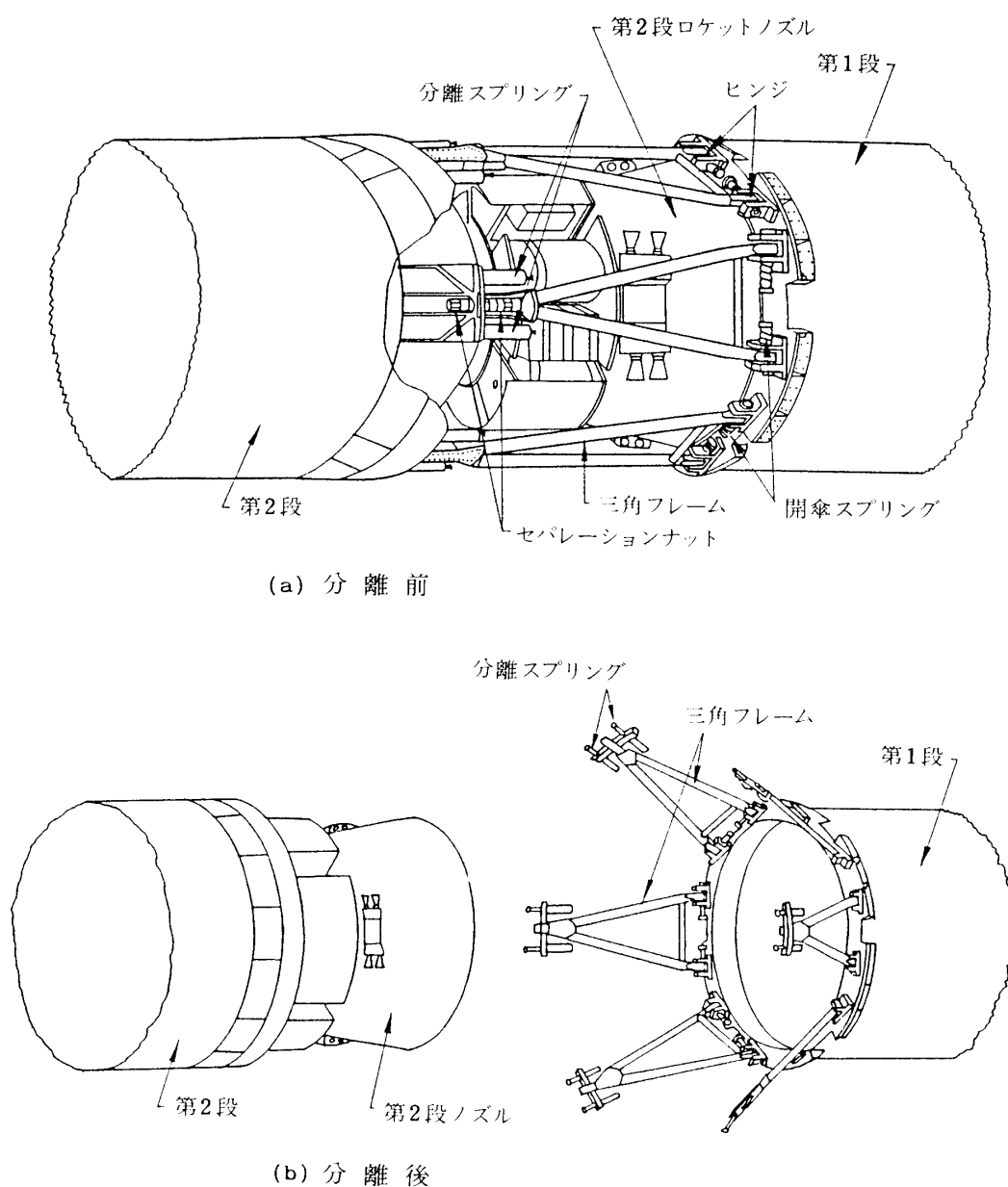


図-7 1～2段接手

ワインディングにより製作し、マルマンクランプ部はカーボン・クロスを積層したものをボルト結合した。1981年ラティス円筒部を試作し、強度試験の後に各部から試験片を切り出して V_f (繊維含有率) 等を測定した。このデータに基づき、1982年度には実機型接手を試作し、強度・剛性試験、分離試験を問題なく終えた後、破壊試験で設計荷重の185%の強度を確認した。

分離速度は当初 1 m/s で計画されていたが M-3S-4号機の飛行結果から M-3B の残留推力がそれまでの予想以上に大きいことが予測され、2 m/s 以上の分離速度が必要であること

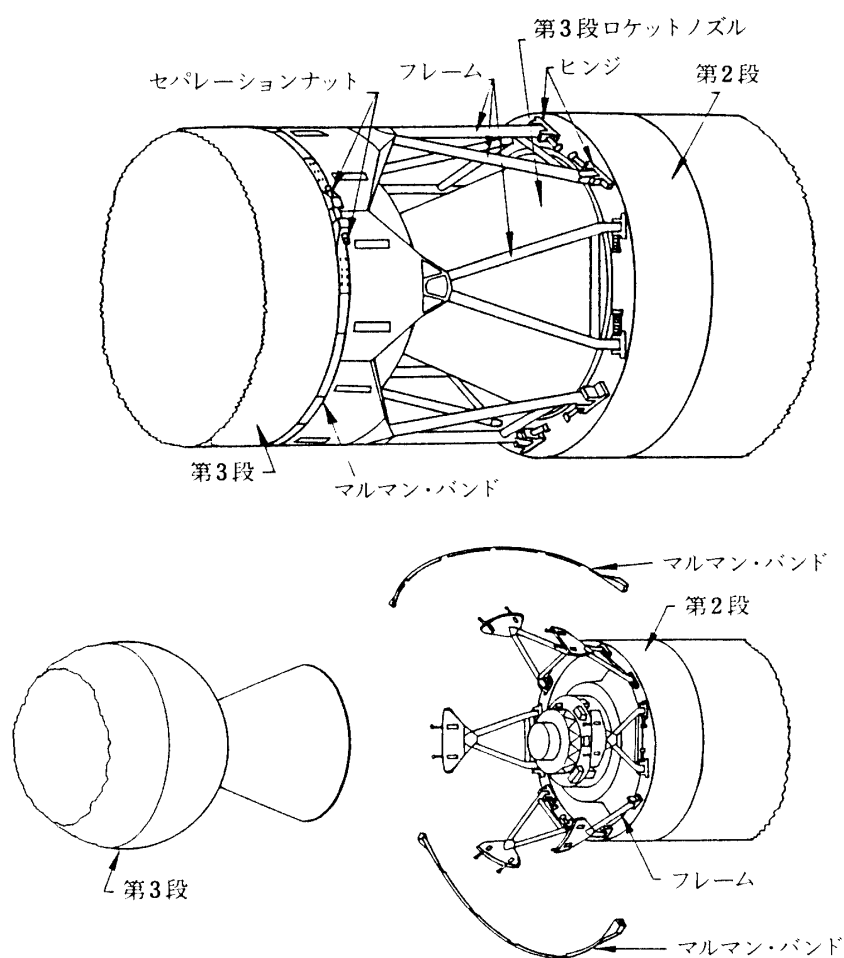


図-8 2～3段接手

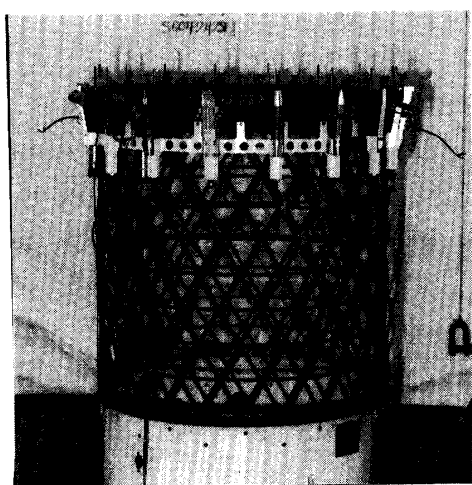


図-9 1, 2号機用3～KM段接手

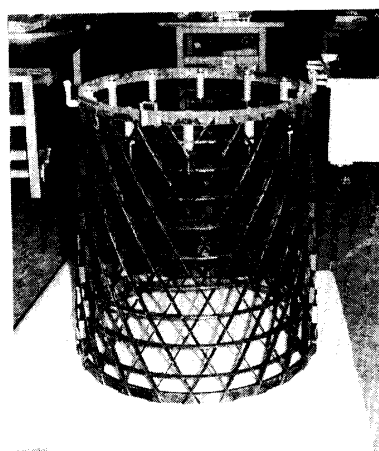


図-10 4号機用3～KM段接手

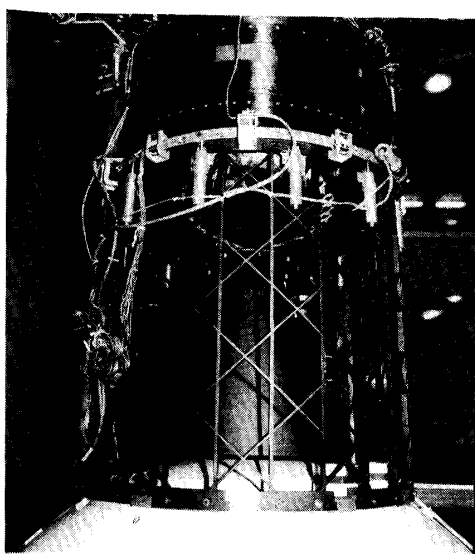


図-11 5号機用3~KM段接手

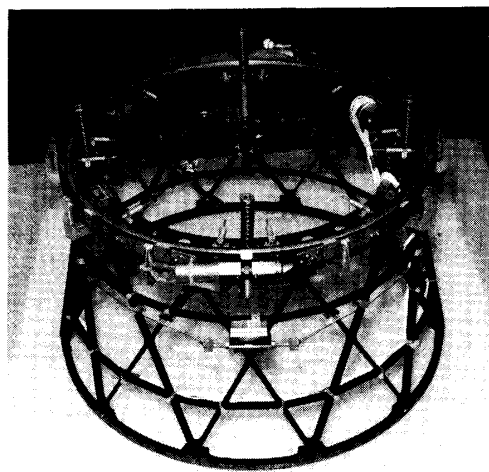


図-12 3号機用衛星接手

が判った。そこで、分離用スプリングをチタニウム合金製のより強力なものに変更し、1号機用の実機接手を用いた分離試験で実機換算2.1m/sの速度を確認した。

3.3.2 4号機用

図10の様な新パターンのラティスを採用した。旧パターンでは3方向の部材が1点で交わるために製作が困難な面があり、 V_f も場所によっては著しく低下していたが、新パターンでは2方向のみの部材が交わり、状況が改善されている。更に、最適設計を行えば、新パターンの方が旧のものに比べて5割ほど強度が高い⁵。設計は、1987年に行った部分構造試作試験に於て測定した各部の材料特性に基づいて行われた。新旧パターンとも、更に目の細かいものが最適であるが、製造上等の制約から図のような設計としている。また、本接手では、マルマンクランプ部のVリングまでCFRPの一体構造として製作した。実機型接手の試作、及び、強度・剛性試験、分離試験、破壊試験は1987年度に行われた。

3.3.3 5号機用

図11の様に4号機用のパターンを90°回転させたパターンのラティス円筒を用いた。これにより、フィラメント・ワインディングに当たって繊維を連続とすることが出来、作業性が改善されている。ラティス各部の寸度の決定に当たっては、現実の製作上の制約の下で、最適化を行っている。実機型接手の試作、及び、強度・剛性試験、分離試験、破壊試験は1988年度に行われた。

3.4 衛星接手

衛星接手も3号機以降CFRP製ラティス構造を採用して、軽量化を図っている。CFRP材の品質安定度に若干の不安が拭えないので、安全率は材料強度については1.5、座屈については2.0とやや大きめを原則にしてある。

3.4.1 1, 2号機用

従来よく用いられてきた様式の衛星接手である。試作器材につき1982年に強度・剛性試験、分離試験を実施したが、その後接手長さの延長と分離速度の増加の必要が生じ、器材を改修

して1984年再試験を行っている。破壊試験は衛星（MS-T5）のスラストチューブと併せて行い、設計荷重の155%でスラストチューブの一部が破損した。

3.4.2 3号機用

3号機は3段式であるので、接手はM-3Bと衛星を結ぶ図12の様な截頭円錐形である。衛星接手としては大型で、荷重も大きいので、2.3.2項で述べたパターンのラティス円錐として、軽量化を図っている。接手はハンドレイアップによるCFRP製で、上端のマルマンクランプのVリング部まで一体構造である。1985年の部分構造試作試験で得た材料特性の最悪値（25kg/mm²）に基づき設計された。1986年に強度・剛性試験、分離試験で問題無いことを確認した。

3.4.3 4号機用

KM-D モータケース赤道部と衛星を結ぶ截頭円錐形で、3号機と同様のラティス円錐として、軽量化を図っている。円錐はハンドレイアップによるCFRP製で、3号機用の設計と同一の材料特性に基づき設計された。1987年に強度・剛性試験、分離試験で問題無いことを確認した。

3.4.4 5号機用

KM-M モータケースのスカート上端と衛星を結ぶ截頭円錐形で、3、4号機と同様にハンドレイアップによるCFRP製ラティス円錐構造である。1989年に強度・剛性試験、分離試験で仕様を満たしていることを確認し、破壊試験では設計荷重の約4倍でラティス上端部が破損した。この過大な強度は、比較的ばらつきの大きかったCFRP材強度の最悪値に基づいて設計が行われていたのに対し、製品の材料特性が安定してきたためと考えられ、製造技術の蓄積により、接手重量の軽量化が期待できる。

4. 補助ブースタ分離機構

SB-735は可動ノズルを備えているため、後端を支えられないので、後端のピボット点を利用したM-3S型までの分離機構は使えず、新たな機構の開発が必要であった。補助ブースタ分離機構は

a) 補助ブースタ結合時には、4.9tonの補助ブースタに作用する重力、慣性力、及び、公称約35tonの推力を支えること。

b) 分離直前加速度3.5G、動圧0.97kg/cm²、マッハ数3.2、最大スピン速度0.3rpmの条件の下で、コアモータと衝突する事なく、かつコアモータに過大な擾乱を与える事なく、補助ブースタを投棄できること。

が必要とされた。更に、上記b)を達成するために

c) 分離直後の補助ブースタの姿勢角、角速度、並進速度が、好ましい値になる様に調節できる設計自由度が大きいこと。

及び信頼性の観点から

d) できるだけ少数の火工品の作動により分離が行われること。
を基本方針として定めた。

以上の条件を基に考えた分離機構が図13である。補助ブースタは発射前、同図a)に示す様にスラストチューブ、後部ブレース、前部スタビライザ、及び前後アタッチフィッティン

グによりコアモータに取り付けられる。ここで前部ブレースは伸縮可能な構造となっており、この時点では補助ブースタの支持には寄与しない。また、前部ブレースのコアモータ側端末及び前部スタビライザのコアモータ側端末は圧縮力のみ伝達可能で、回転可能な上に、張力が作用すると外れる構造となっている。後部ブレースのコアモータ側端末は、初期には圧縮・引張の双方の荷重を伝達するが、一定角度（25°）回転した後では引張力により外れる構造となっている。前部アタッチフィッティングはT溝式噛合となっていて、前後方向にのみ相対移動でき、結合時には前部スタビライザにより引張側にプリロードが掛けられる。後部アタッチ・フィッティングは通常の溝で周方向の相対移動のみ拘束する。従って補助ブースタ燃焼中の推力、及び、燃焼終了後の抵抗力、機軸方向の慣性力などは主としてスラストチューブによりコアモータに伝達される。また、コアモータ及び補助ブースタが各々のモータ内圧により伸縮する場合には、補助ブースタ前部がコアモータに対して機軸方向にスライドできる。

補助ブースタ燃焼終了後、スラストチューブがセパレーションナット（20mm、ダブル）の作動により、図示の位置で切断されると、コアモータの推力による補助ブースタの慣性力と、補助ブースタに作用する空気抵抗力とにより、補助ブースタが後方に押されて、分離動作が開始される。即ち、補助ブースタ前部は先ず前部スリッパの噛合が外れるまで機軸に平行に後方へ相対移動する。この間、前部ブレースは縮むが、縮み終えた後は補助ブースタをコアモータから突き放す働きをする。一方後部ブレースは切離し動作の最初から同様の突き放す役目を果たし、結局前後ブレースが補助ブースタに必要なコアモータからの距離、並進速度、姿勢角及び角速度を与える。前部ブレース、前部スタビライザ、後部ブレースに作用する力はやがて引張側になり、これに伴いこれらはコアモータ側端末から外れて補助ブースタと共に投棄される⁶。

前後ブレースの取り付け位置、長さなどは、ロール速度が0.3rpm以下の時には切離後の補助ブースタがコアモータのプルームに入っても、再びコアモータの一部と接触することの無い分離が行われるために必要な並進速度、角速度などを得るように定めたものであり、プルームの影響をも考慮した詳細な数値シミュレーションを繰り返して定めたものである⁷。また、前部ブレースが縮み終えた瞬間に発生する衝撃力を低減し、かつ、分離以前に自身の位置を保持する為に、前部ブレース内にはばねが入っており、組立時にはプリロードが掛けられている。

本分離機構の機能については、1982年に1/2サイズモデルによる1G下での分離試験で、基本構想に問題の無いことを確認した後、1984年約1/2サイズの試験機 ST-735-1号機で、約4Gの飛翔環境下で分離後運動をも含めて確認した。実機サイズの分離試験は行わなかった。

設計荷重は 1) 正常燃焼時のランチング・オフ（補助ブースタ横方向3G+前方18.3ton）、 2) 補助ブースター本の早期着火（補助ブースタが前方へ30.5tonでおされる。）、 3) 補助ブースター本の着火遅れ（補助ブースタが後方へ15.9tonで押される。）、 4) 補助ブースタ分離時のブレース荷重（前部12ton/本、後部6ton/本）を包絡するものとした。補助ブースタ分離時の前部ブレースに作用する荷重は前部ブレースが縮み終えた瞬間の衝撃力であるため、その定量的予測が困難であったが、サブサイズモデルの試験中に測定

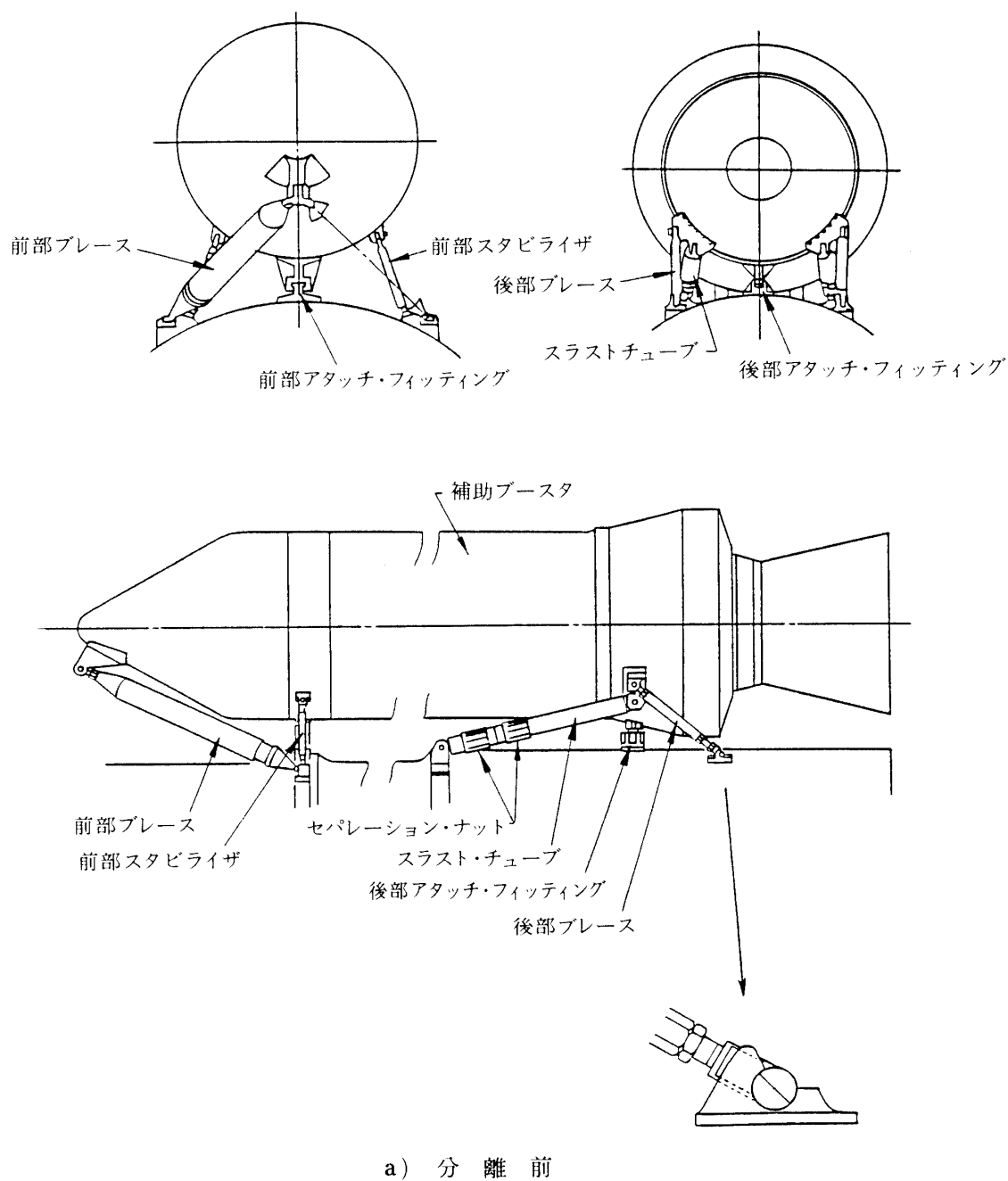
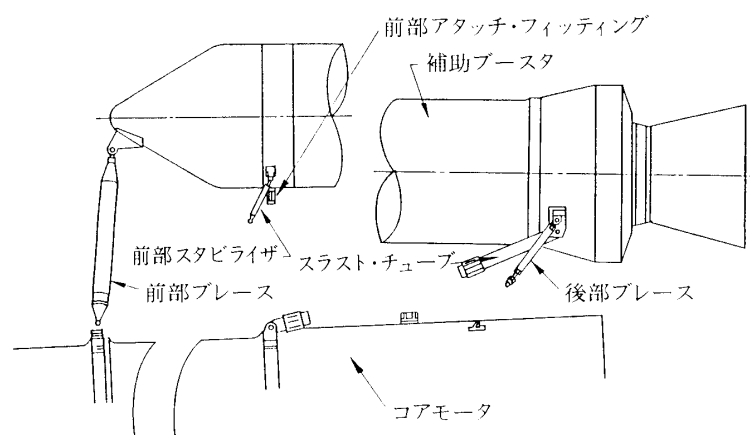


図-13 補助ブースタ分離機構

した荷重値と、各部の剛性値を用いて、実飛行時の荷重を見積ったものである⁸。ちなみに、1～5号機で測定した前部ブレースの最大荷重値は約6.5～10tonである。強度試験は、実寸試作品を用いて、1983年に部分構造ごとに行い、前部ブレースは146%，補助ブースタノーズコーン133%，その他は100%までの強度を確認した。



b) 分離後

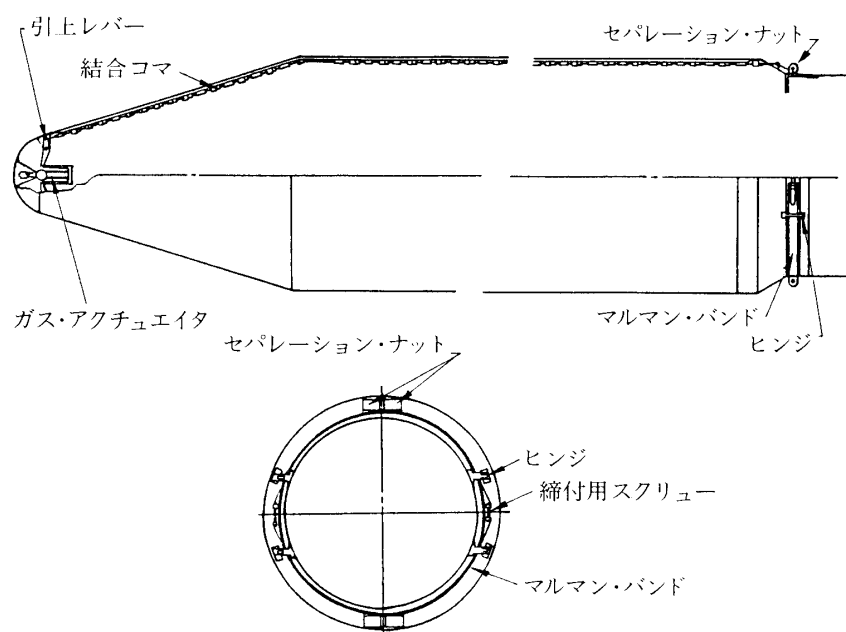


図-14 ノーズフェアリング

5. ノーズフェアリング

M-3SⅡのノーズフェアリングに対する基本要件は

- マッハ数2.6, $1.5\text{kg}/\text{cm}^2$ の動圧の下で, 4° の迎角に耐えられる強度を有すること.
 - $6\text{kg}/\text{m}^2$ の動圧と5Gの加速度下で, 衛星に接触したり, 衛星を汚染する事なく, 安全確実に開頭投棄できること.
- 等であった. その後, 第2段燃焼終了後の慣性飛行中での開頭機能も追加された. 当初フェ

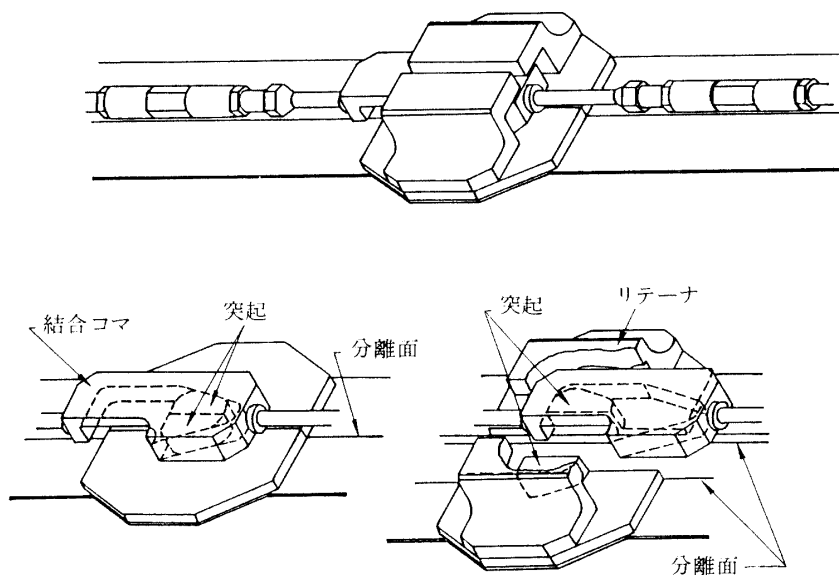


図-15 ロック機構

アリングを2～3段接手上端に組み付ける案と、従来通り第2段上端に取り付けて第3段を内部に納める案の双方が比較検討されたが、2～3段接手の機構が複雑になることを避けて、後者を選んだ。空気力学的性能、打ち上げ能力に見合った内容積等を考慮して、図14の様な外径1.65m、本体部全長6.85mの、下段部より直径の大きい、いわゆるハンマーヘッド型のフェアリング形状が決められた。先端球殻半径は0.3m、円錐部半頂角は17°である。構造体は、M-3Sに比べて高強度のシリカガラスのGFRP材表皮を用い、コア高さをM-3Sの8mmから13mmへと増加させて強度と剛性を向上させたハニカムサンドウィッチ殻である。フェアリング下端は第2段上端リングにマルマン・クランプ方式で固定されている。開頭は加速度場でも容易に行えるよう、クラムシェル方式とした。この大きさでは、両開頭片を多数の点で結合する必要が予見されたが、これを従来のMロケットの様にセパレーションナットで結合しては火工品の数が多くなり、信頼性確保が困難となるので、多数の点で両開頭片を結合しておき、少数の火工品の作動で結合解除・開頭が出来る多点クック開頭機構の開発を行うこととした。

採用した方式は、図15に示す様な二開頭片を結合するロック機構と、図16に示す様な火薬の燃焼ガスで2段に作動するアクチュエータと、後端のマルマンクランプから成る。ロック機構は図15に示す様に開頭片に沿って固定されたくさび形断面の突起を数珠繋ぎになった結合コマが締め付けるもので、結合コマを機体後方に引いている間はロックされ、前方に引くとロックが解除されるものである。開頭以前は数珠繋ぎの結合コマの後端がマルマンクランプ部で保持されている。

開頭時にはマルマンクランプ部のセパレーションナットと頭部のアクチュエータのガスジェネレータに同時に点火される。マルマンクランプ部は数msecのうちに解除され、ノーズフェアリングと2段側との結合が解かれると共に、結合コマの保持も解かれる。その数10msec後に図16のピストンAが作動して、ピストンAに数珠繋ぎに連なった結合コマを引

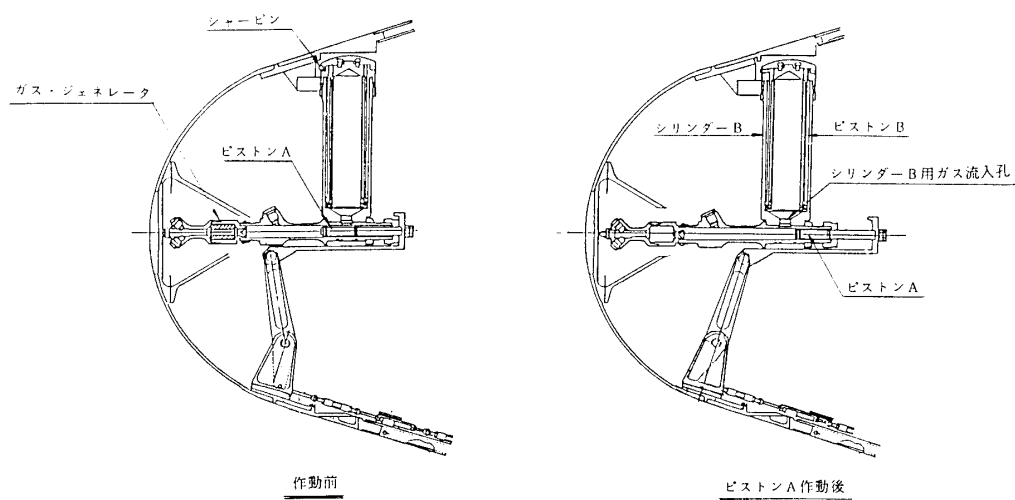


図-16 a) 2段作動ガスアクチュエータ
(断面 AOA)

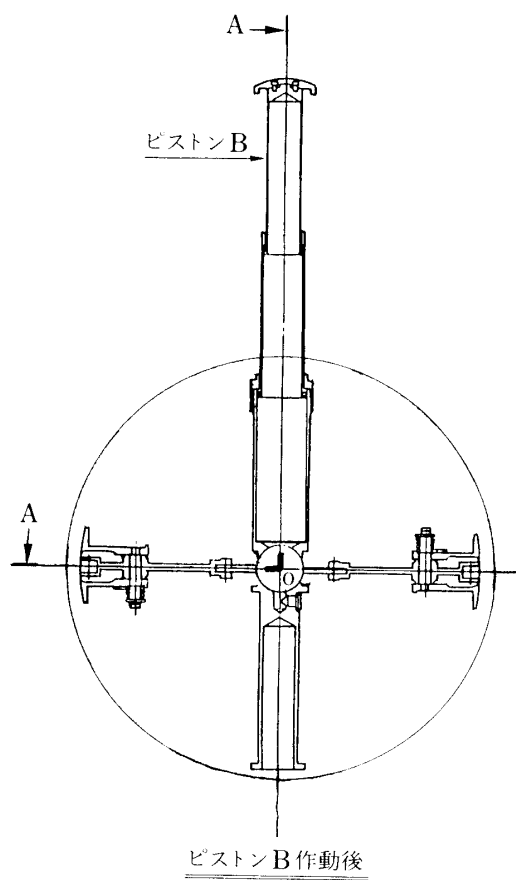


図-16 b) 2段作動ガスアクチュエータ

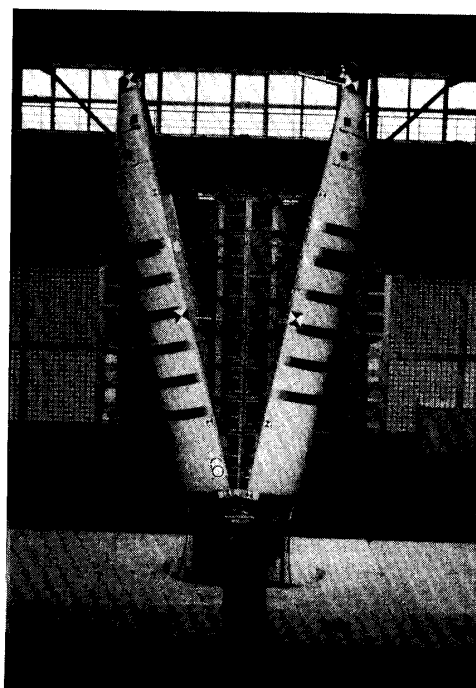


図-17 ノーズフェアリング開頭試験

き上げ，2 開頭片の結合が解かれる．更に200～300msec 後にピストン B がシアピンを切っ
て突き出すことにより開頭片に必要な初速度が与えられる．^{6, 9}

開頭機構は M-3S 寸法の機材を用いて1880年度から開発を行った．当初はばねの力だけ
による開頭方式を試みたが，十分な力が得られず，1981年度に上記 2 段作動方式のアクチュ
エイタを使用する方式を開発し，試作試験を行ったところよい結果を得たので，M-3S II 型
への適用に着手した．加速度場でクラムシェル型の開頭を行うと，開頭片の重心は一度僅か
に上方に移動した後，下方に離脱して行く．従って開頭片はこの「ポテンシャルの山」を越
えるに足る十分な初速を与えられる必要がある．1983年実機型ノーズフェアリングを用いて
開頭試験を始めたところ，開頭片が弾性変形するためにアクチュエイタが効率よく初速を与
えにくい事が判り，アクチュエイタのストロークを増すと共に力も強化した．地上試験では
加速度や空気力などを実飛翔時と同等にすることはできない．従って，実飛翔時の開頭性能
は計算により評価する他はなく，そのための数学モデルを，地上試験結果に基づいて製作す
る必要がある．地上試験で，アクチュエイタ内圧，開頭片の運動，ノーズフェアリング内外
差圧，開頭片固有振動数等を測定して，アクチュエイタ発生エネルギーの修正係数を求めるな
どして数学モデルを製作し，これを用いて実飛翔時の開頭片が十分な初速度を得ることを確
認した¹⁰．また，開頭試験では開頭時に衛星搭載用空間に開頭片の一部が侵入するような事
の無いことをも確認した．開頭試験は合計 8 回実施し，その内の 4 回が実機と同一仕様のも
のである．図17に開頭試験の様子を示す．

実機型ノーズフェアリングを用いた強度試験（1983年）に於いては，マルマンクランプ結
合部（セパレーションナットで締め付けられる部分）の強度不足，及びノーズフェアリング
後端付近の結合コマ及び結合コマを連結するワイヤなどに予期した以上の力が作用すること

が明らかになった。後者は、ノーズフェアリング後端に逆テーパの円錐部があることに起因するものであった。マルマンバンド結合金具の補強、結合コマ部の強度増強と個数追加、及び、連結ワイヤへの緩衝機構の導入を行い、強度試験で設計荷重の100%の荷重に耐えることを2度確認した後、開頭試験後に3回目の試験を行ったところ98%で破損した。破壊モードは、ノーズフェアリング後端のハニカムサンドイッチ部と金属部の結合箇所でのハニカムサンドイッチ表皮の破損で、破壊は開頭片の分割線の近くに不用意に開けた補強材取り付け用の穴から始まったようであった。実機では、この部分の表皮厚さを増し、上記の穴位置を変更してある。補強対策後の総重量は485kgである。

6. 尾 翼

図18の様な3本桁構造のアルミ合金とチタン合金製の翼で、翼端にSMRCを格納している。M-3S型等の従来の翼と構造様式、翼断面形状、後退角を同一として、今までに取得した空力データを極力生かせるようにしてあるが、スパンとコードは増大している。尾翼の構造部材の変更を伴う本格的な設計変更はMシリーズ始まって以来である。設計荷重は翼1枚当り6.2tonで、これは最大動圧時($q=1.42\text{kg/cm}^2$, $M=2.61$)の迎角 4.8° 及び遷音速時($q=0.61\text{kg/cm}^2$, $M=1.1$)の迎角 3.7° に相当する。SMRCを除く重量は一枚当り140kgである。

実機と同等の尾翼一枚を試作し、1983年、尾翼筒に取り付けた状態で設計荷重の150%の荷重に耐えることを確認し、更に、フラッタについては、剛性試験結果に基づき、超音速フラッタ解析と相似模型¹²による遷音速風洞試験¹³を行い、動圧にして約7倍の余裕があることを確認した。

7. 尾 翼 筒

図19に示す様に、3個の円框と縦通材及び外板よりなるアルミ合金製で、構造様式、外形ともに基本的にはM-3S型と大差ないが、尾翼のルートコードの増大、荷重の増加及びサブ・ブースタの取り付け方式の変更等に伴い、リング部材の位置の変更、構造部材の設計変更などが行われている。これに伴い、尾翼筒内の機器の点検窓は、ほぼM-3S型と同一の大きさが確保できているものの、その位置は若干変更されている。重量は340kgである。

主な設計荷重は 1) 圧縮荷重90ton 2) 前述の尾翼からの荷重 3) 前述の補助ブースタからの荷重である。上記圧縮荷重は発射前に尾翼筒が機体全重量を支えるためであり、ロケット全備重量62tonに偏心荷重の効果を加味したものである。実機と同等の尾翼筒を試作し、途中ファスナ類の強化などの対策を要したものの、1983年、上記各荷重の140~150%までの荷重に耐えることを確認した。

8. 結 び

M-3SⅡ型ロケットは幸いにも1985年の1, 2号機以来既に5機が成功裏に飛翔している。ただ一つ残念なのは、Mロケット開発を指揮してきた森大吉郎先生が、M-3SⅡ型の成功を見ずしてこの世を去られたことである。ご冥福をお祈りする。また、M-3SⅡの構造開発に御協力頂いた下記の方々(敬称略)を始めとする関係各位には心から感謝の意を表するもの

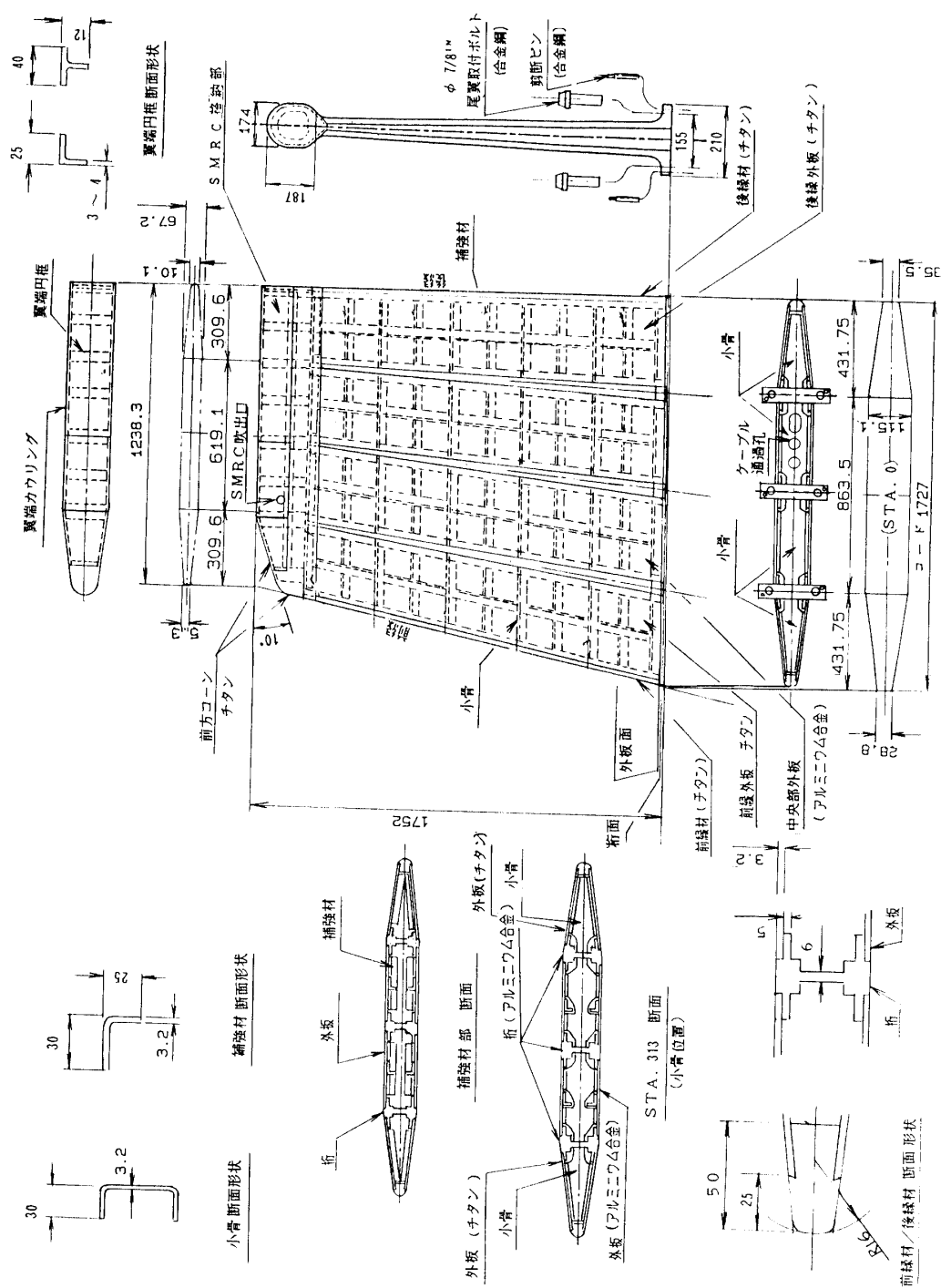


图-18 尾翼

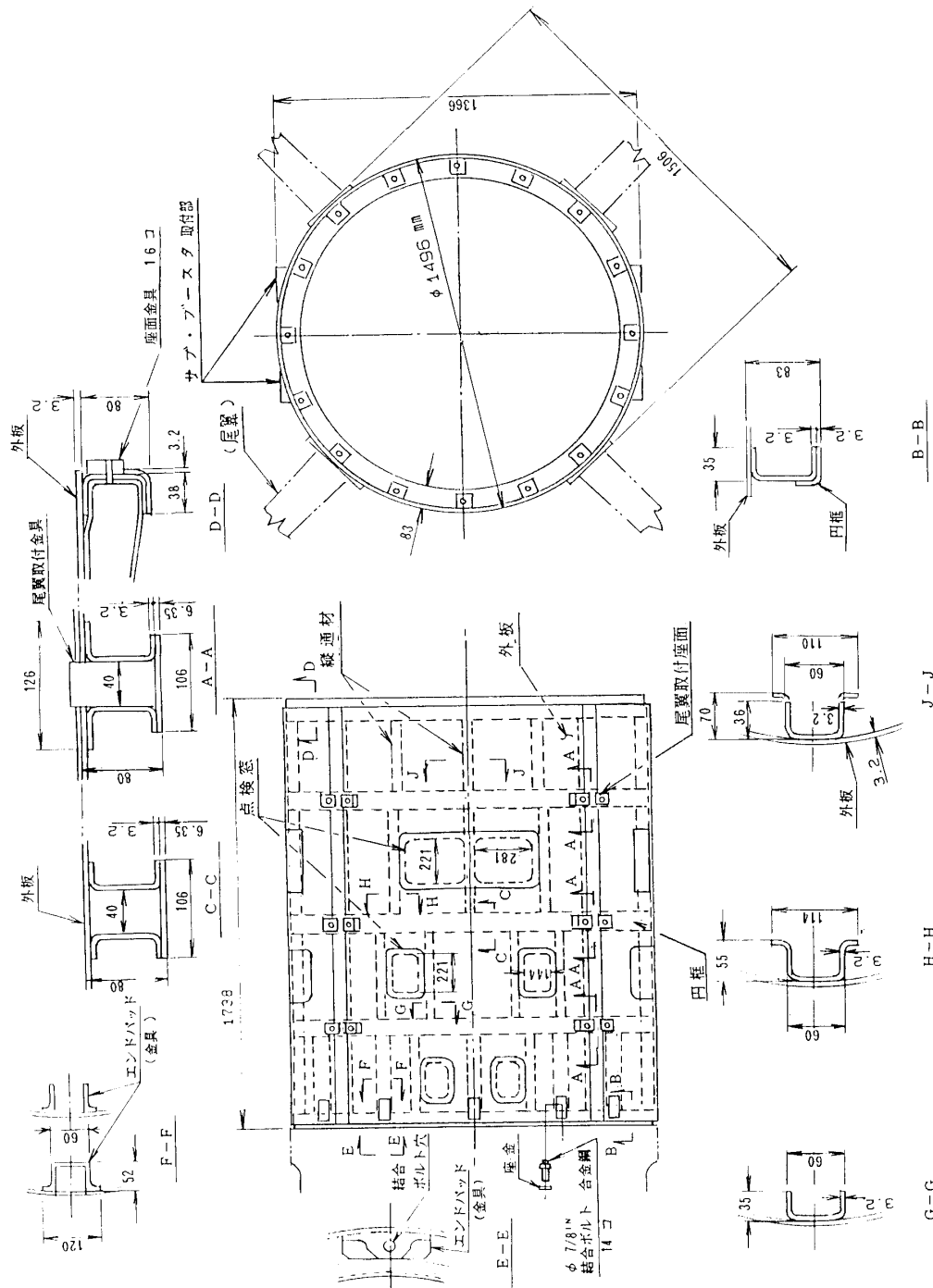


図-19 尾翼筒

である。

宇宙研：堀内良（材料），栗林一彦（材料），中島俊（SB分離運動），名取通弘（フラッタ），
日産自動車：生田義光（1・2号機上段接手，2/3段接手，M-3B，KM-P，KM-D モータケース），小野島昇（分離運動），行木徹（ノーズフェアリング，SB分離），坂井邦彦（ノーズフェアリング，SB分離），白銀博（4，5号機全体），谷口隆一（1/2接手），中村正俊（4，5号機上段接手），並本文春（KM-M モータケース），村上桌司（開発全体），森田真弥（3，4号機SA接手）山西政雄（実機体），山根公高（SB分離運動，機体動荷重）

日本飛行機：岡山房雄（尾翼・尾翼筒），柿坪田明（尾翼・尾翼筒），北村孝之（フラッタ）

三菱重工：岡崎洋（M-23モータケース），西田稔夫（M-23モータケース）

参考文献

- [1] Onoda, J., and Mori, D., The Development of Structure and Mechanisms for Mu-3S2, The Journal of Space Technology and Science, Vol. 2, No. 1, 1986, Summer, pp. 28-37.
- [2] 堀内良，岸輝雄，森大吉郎，小野田淳次郎，斉藤一雄，下山仁一，今政淳郎，岡崎洋，大橋延夫，小野寛，佐藤信二，M3S改の開発と超高張力綱，航空材料シンポジウム（第10回），1980. 2, pp. 37-47.
- [3] Onoda, J., The Dynamic Bending Load on a Satellite Launcher Due to Inclined Lift-off, Trans. JSASS, Vol. 26, No. 71, 1983. 5, pp. 37-52.
- [4] 森大吉郎，小野田淳次郎，細村建夫，白銀博，遠藤孝夫，辻良夫，CFRP製グリッド構造の試作，第22回構造強度に関する講演会講演集，1980. 7, pp. 84-87.
- [5] Onoda, J., An Optimal Design of Lattice Cylinders, Trans. Japan Society for Aeronautics and Space Sciences, Vol. 29, No. 83, 1986. 5, pp. 46-62.
- [6] Onoda, J., The Development of Staging Mechanisms for the Japanese Satellite Launcher Mu3SII, NASA CP2371, 19th Aerospace Mechanisms Symposium, 1985, pp. 259-267.
- [7] 松尾弘毅，小野田淳次郎，中島俊，山根公高，行木徹，M-3S II 補助ブースタ分離機構と分離の運動解析，宇宙輸送シンポジウム，1981. 12, pp. 8-52.
- [8] 小野田淳次郎，村上桌司，行木徹，小野島昇，M-3S II 型ロケットの補助ブースタ分離構造，第27回構造強度に関する講演会講演集，1985. 7, pp. 18-21.
- [9] 小野田淳次郎，行木徹，木内重基，M-3S II の開頭機構，宇宙輸送シンポジウム，1981. 12, pp. 1-7.
- [10] 小野田淳次郎，村上桌治，行木徹，坂井邦彦，M-3S II 型型ロケット用ノーズフェアリングの開発，宇宙輸送シンポジウム，1983. 12, pp. 84-87.
- [11] 市田和夫，橋元保雄，中田篤，小野田淳次郎，斉藤久，中村正俊，M-3S II 型ロケット・ノーズフェアリングの外圧による座屈試験，宇宙輸送シンポジウム，1986. 12, pp. 49-50.
- [12] Onoda, J., A Method for the Construction of a Flutter Model Wing Having Given Influence Coefficients, Trans. JSASS, Vol. 27, No. 75, 1984. 5, pp. 1-11.
- [13] 北村孝之，柿坪田明，小野田淳次郎，名取通弘，M-3S II 型ロケットフィンのフラッタ解析，第26回構造強度講演会講演集，1984. 7, pp. 180-183.