

チタニウム合金製球形ロケットモータケースの試作

森 大吉郎・中野 旭

Development of Spherical Rocket Motor Cases by Titanium Alloys

By

Daikichiro MORI and Akira NAKANO

Abstract: The fourth stage motors of the Mu and Lambda rockets, developed by the Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo, are designed to be spherical motors. Titanium alloys having a high strength-to-density ratio and superior welding characteristics have been selected as the candidate material. Series of studies on the strength and other static mechanical behavior of both the base metal and the welded joints were described, and further the results of fabrication processes including welding, explosive forming and chemical etching were explained.

1. チタニウム合金によるロケットモータケース

固体推進を用いたロケットエンジンの金属製モータケースは鋼板の溶接構造がおもなものであるが、アルミニウム合金およびチタニウム合金を用いる場合もある。チタニウム合金板を用いたモータケースを科学衛星打上げロケットの第4段の球形エンジンに使用した経過を以下に報告する。

2. モータケース用チタニウム合金

チタニウム合金製モータケースの試作計画は昭和38年頃から始められたが、その際にあげられた候補材料は表1のa~dに示すものであった。aの高力純チタニウムは純チタニウムとしては最も抗張力が高く展延性、溶接性ともに良好なので、チタニウム材をロケット用に使用する第一着手として直径20cm、長さ2mの円筒形モータケースを製作して昭和40年8月にPT-200-1・2号機の2機の観測ロケットを打上げた。bのTi-2Al-2Mn [1]は住友軽金属KKで開発した実用合金で、本材料をラムダおよびミューロケット第4段モータケースに用いることを決めたのは昭和39年である。なおこの材料は焼鈍材を用いたが、熱処理によって強度を高めることが可能であるので、熱処理材による性能向上をあとのラムダロケットにおいて図った。

cのTi-6Al-4Vは $\alpha+\beta$ 型チタニウム合金の代表的なもので特性も良く米国で多用されているが、われわれの当面の目的に対しては加工性と溶接性に技術的難点があり、また特許の制約もあったので、使用は見送った。

表1 チタニウム合金の化学成分

材 質	化 学 成 分 (%)							引張強さ (kg/mm ²) (代表値)
	Al	Mn	V	Sn	Cr	Mo	Ti	
a. 高力純チタニウム	—	—	—	—	—	—	100	63
b. Ti-2Al-2Mn (ST-A90)	1.5 ~2.5	1.5 ~2.5	—	—	—	—	残	73 (焼 鈍 材) 85 (熱処理材)
c. Ti-6Al-4V	5.5 ~6.7	—	3.5 ~4.5	—	—	—	残	94 (焼 鈍 材) 119 (熱処理材)
d. Ti-13V-11Cr-3Al	2.5 ~3.5	—	12~14	—	10~12	—	残	94 (焼 鈍 材) 126 (熱処理材)
e. ST-A902	2	2	—	—	—	1	残	86 (焼 鈍 材) 95 (熱処理材)

d の Ti-13 V-11 Cr-3 Al は高温強度の高い材料であり、基礎的な諸試験により材料評価 [2] を実施したが、モータケースの試作には至っていない。

e の ST-A 902 (住友軽金属 KK の製品名) は Ti-2 Al-2 Mn をモータケース用としてさらに強度を高めたもので、昭和 42 年に試作ケースによるエンジン地上燃焼試験を実施している。

3. Ti-2 Al-2 Mn による球形モータケースの試作

(1) 材料の選定 ラムダロケット第4段エンジン用の直径 480 mm の球形モータケースを試作するにあたり、その材料にまず Ti-2 Al-2 Mn の焼鈍材を選定した。第4段エン

表2 チタニウム合金および超高張力鋼の代表的機械的性質

材 質	熱処理	引張強さ (kg/mm ²)	耐 力 (kg/mm ²)	伸 び (%)	比重量 (kg/mm ³)	比強度* (mm)
高力純チタニウム	—	63	50	27	4.5×10 ⁻⁶	14.0×10 ⁶
Ti-2Al-2Mn	焼 鈍 材	73	60	22	4.5×10 ⁻⁶	16.2×10 ⁶
	熱処理材	85	75	12	4.5×10 ⁻⁶	18.9×10 ⁶
Ti-6Al-4V	焼 鈍 材	94	84	11	4.5×10 ⁻⁶	20.9×10 ⁶
	熱処理材	119	105	7	4.5×10 ⁻⁶	26.4×10 ⁶
ST-A902	熱処理材	95	85	8	4.5×10 ⁻⁶	21.1×10 ⁶
HT-140	—	136	107	11	7.85×10 ⁻⁶	17.3×10 ⁶
PH-200	—	190	175	5	8.02×10 ⁻⁶	23.7×10 ⁶

* 比強度=引張強さ/比重量

表 3 Ti-2Al-2Mn (焼鈍材) 母材の機械的性質

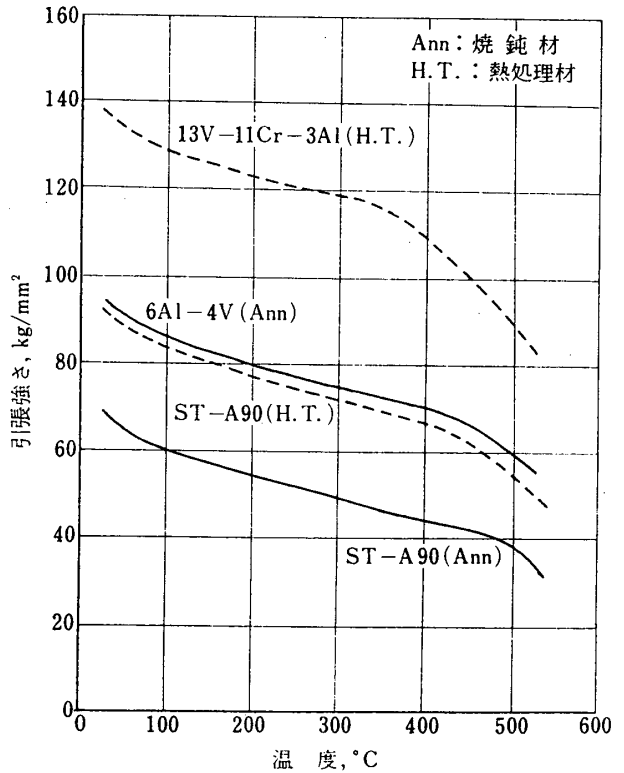
引張試験結果					
採取方向	板厚 (mm)	幅 (mm)	降伏点 (kg/mm ²)	引張強さ (kg/mm ²)	伸び (%)
L	1.97	10.0	66	71	24
L	1.99	9.99	65	71	23
C	2.02	10.0	61	70	23
C	2.02	9.0	64	70	22

* ゲージ長さ 50 mm

曲げ試験結果			
圧延方向 (L)		直角方向 (C)	
曲げ半径×角度	状態	曲げ半径×角度	状態
3.0TR×180°	微小き裂入り	3.0TR×180°	表面き裂入り
3.0TR×180°	同上	3.0TR×180°	同上

ジンを球形にしたのは、空気密度の低い上空で作動する上段エンジンの場合には円筒形よりも球形が軽くて総合性能が良いからである。第2表でみられるように、単に比強度(引張強さ/比重量)で比較するならば、Ti-2Al-2Mn より HT-140, PH-200 等の超高張力鋼が有利であるが、球形に成形するにあたって爆発成形を行なうが、その成形性がすぐれていること、および断面曲げ剛性が高くとれることにより価格は高価であるがチタニウム合金を選んだ。

(2) 材料の機械的特性 母材についての引張試験と曲げ試験の結果を第3表に示す。高温における強度の特性は第1図に示すごとくであるが、内面燃焼型のエンジンであって内部から伝わる熱は少なく、また空気層を抜けるまではノーズコーン内に収納されているので外からの空力加熱もないから、特に高温における強度は要求されていない。



第1図 チタニウム合金の高温強度

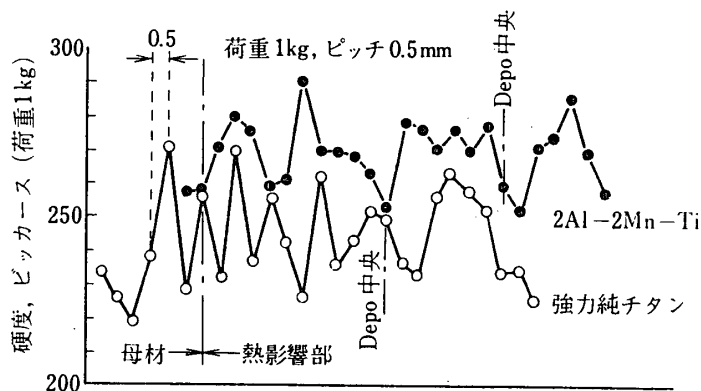
表4 Ti-2Al-2Mn (焼鈍材) 溶接接手の性質

溶 接 条 件						
開先形状	添加棒	層数	電 流	速 度	主シールドガス	補助シールドガス
I型(つき合せ)	なし	1	100~120A	220~250mm/min	15l/min	20l/min

引 張 試 験 結 果						
引張方向	板厚 (mm)	幅 (mm)	降伏点 (kg/mm ²)	引張強さ (kg/mm ²)	伸 び* (%)	破断位置
横ビード引張	1.91	10.01	73.4	76.8	26.1	母材
〃	1.83	10.04	73.8	77.0	18.2	母材

* ゲージ長さ 50 mm

横 曲 げ 試 験 結 果		
	曲げ半径×角度	状 態
表曲げ	3.0TR×180°	溶接部微小き裂入り
裏曲げ	3.0TR×180°	溶接部き裂入り



第2図 チタニウム合金溶接部の硬さ分布

溶接は TIG 溶接である。第4表に溶接接手の溶接条件と引張および曲げ試験結果を示す。引張試験における破断位置は母材である。溶接接手の曲げ特性は母材の曲げ特性とほぼ同等である。第2図は溶接部の硬さ分布の測定例を示す。溶着金属部における硬化現象は見られない。

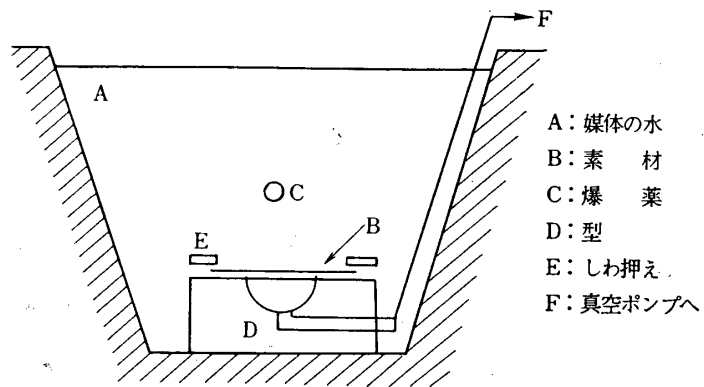
- (3) 製作工程 製作法における一つの特長は爆発成形 [3] である。これは
- (i) 硬い金属材料でも成形できる。
 - (ii) 組織に熱影響がない。
 - (iii) 成形が型に対して比較的忠実である。ポンチが不要である。

(iv) 成形後のスプリングバックが少ない。

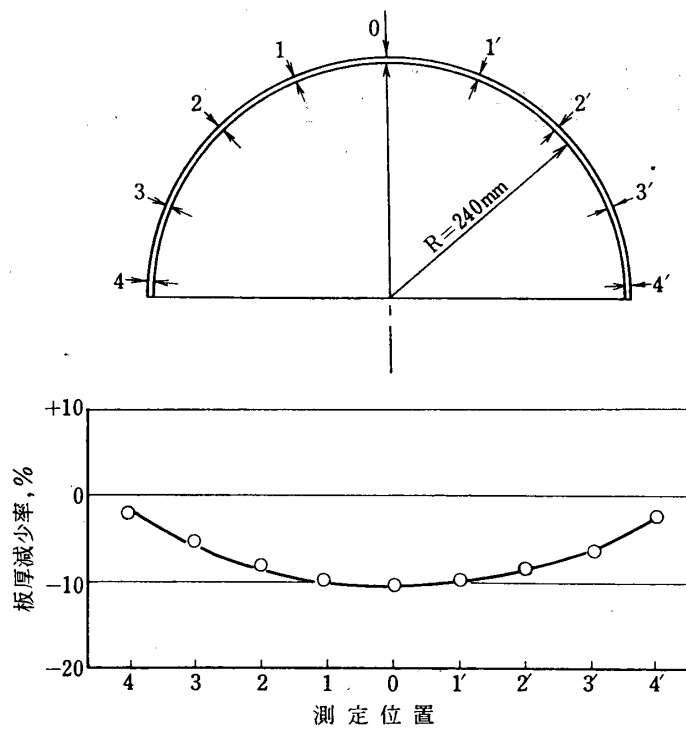
などの特色がある。

型の概念図は第3図に示すごとくで、6号電気雷管で起爆し、膠質ダイナマイトを用いる。

直径 480 mm の半球を爆成した際の板厚の変化を第4図に示すが、板厚の減少は約 10% 以下に止まっている。成品の不良率は昭和 40 年頃は 40% 台であったが、爆成工程の間に焼鈍工程を適当にそう入することにより、昭和 42 年は 12% にまで低下させることができた。



第3図 爆発成形法



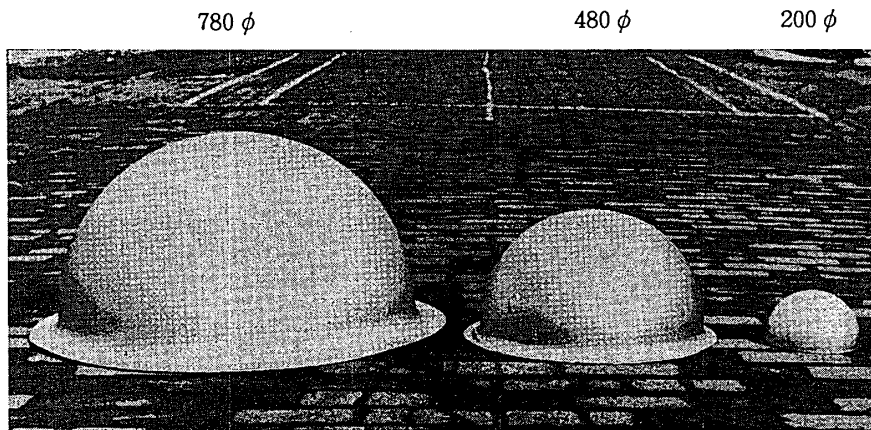
第4図 480φ 爆成後の板厚の変化

第5図は半球の写真で右からおのこの直径 200 mm, 480 mm および 780 mm である。

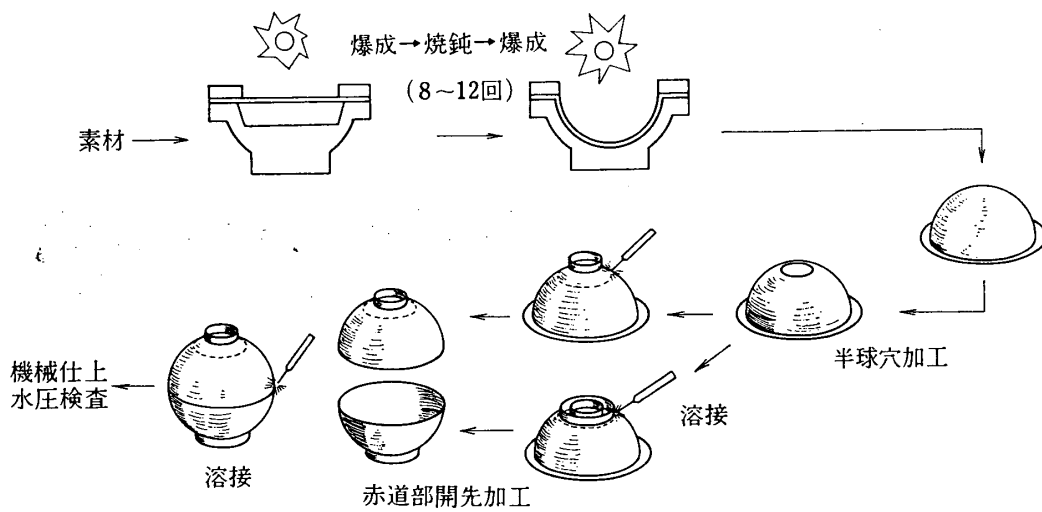
製作工程を第6図に示す。爆発成形で半球を製作したあとに、端部金具を溶接し、次に半球を2個合わせて赤道溶接を行ない、最後に端部の切削加工を行なう。水圧試験は内圧 50 kg/cm² で行なう。

(4) 製作の経過 最初直径 200 mm のケースを試作して製法全般の検討をしたあとに、直径 480 mm のケースの試作に進んだが、試作の経過は順調で、昭和 39 年 10 月の試作開始後 1 か年で強度試験用試作品が完成し、内圧および剛性試験に合格した。推薬を充填してのエンジン地上燃焼試験は昭和 41 年 1 月に施行され、ついでラムダ 4S 型ロケットに組込んでの実用は昭和 41 年 9 月より開始された。本材料によるモータケースは 3 個が飛しよう実験に、また 2 個が地上燃焼実験に使われた。

(5) ミューロケット用モータケース ラムダロケット用の直径 480 mm ケースが完成したのに引続いて、ミューロケット用の直径 780 mm ケースを同じ材料で製作することを試



第5図 半球完成品



第6図 製作工程 1

みた。爆発成形の工程で若干の苦心があった以外には大きな障害もなく、昭和41年3月には強度試験用製品が作られ、同年12月の地上燃焼試験を経てM-4Sロケットに実用された。特に46年2月のM-4S2号機は試験衛星「たんせい」を軌道にのせることができ、第4段球形モータ自身も軌道を回っている。図7は試験衛星たんせいと第4段モータの打上げ前の写真である。

4. ST-A 902 材と Ti-2 Al-2 Mn 熱処

理材による球形モータケースの試作

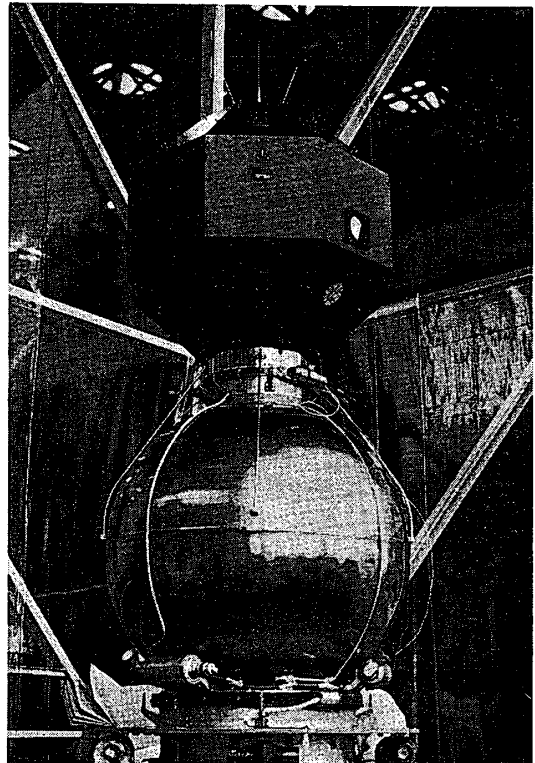
(1) ST-A 902 Ti-2 Al-2 Mn による球形ケースの試作を完了して、さらにラムダロケット用としての軽量化を図るために、同材料の強度を向上させた ST-A 902 (住友軽金属 KK 型名) が開発された。これは Mo 添加により強度を高めたものであるが、伸び・溶接性・加工性の確保には格段の工夫を要することになった。第1表には主成分と機械的性質を示したが、母材および溶接材についての靱性を見きわめる試験が各種実施された。第5表はその要約を示す。

(2) 製作工程 モータケースの軽量化を図るに際しては材料性能の向上と同時に、それに対応した加工方法の工夫と適正な設計とが必要である。具体的には第1には強度増大に伴う加工性低下をいかに克服するかという点で、第2には設計寸度を確保するための新しい加工法の導入であり、そして第3には軽量化された品が予定した構造強度上の性能を保持していることの確認である。

第8図に製造工程を示す。材料が硬いので爆成工程における不良率が最初は50%を超えていたが、爆成回数の増加やおさえ板の工夫などにより10%程度に低減させることができた。工程の中での特長の一つはケミカル・ミーリングで、第10図に示す断面のように溶接部近傍等の応力の高い場所にくらべて、一般部の板厚を薄くするために肉抜きをケミカル・ミーリングで行なっている。

(3) 製作結果 苦心の末に試作品が完成したのは昭和41年11月で、水圧試験に合格し、42年には推薬を充填しての地上燃焼試験がスピンの6c/sのもとで実施され合格した。しかし実機に適用するにはいまだ至っていない。

(4) Ti-2 Al-2 Mn 熱処理材による球形モータケース 前に述べたように Ti-2 Al-2 Mn 材は熱処理を施すことによってその抗張力を増大させることができる。ST-A 902 による工作経験を応用して、Ti-2 Al-2 Mn 熱処理材で直径480mm球形モータケースを試作



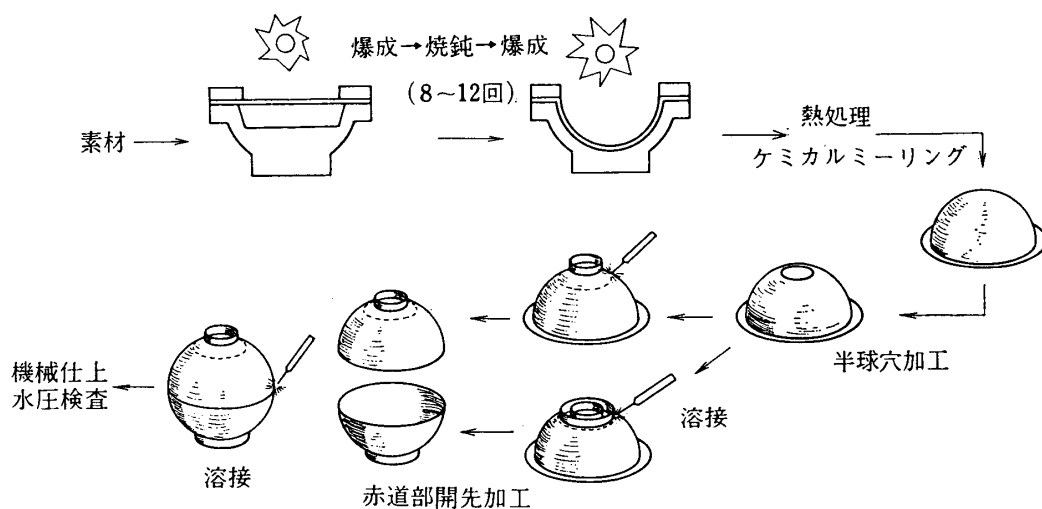
第7図 試験衛星「たんせい」と
第4段球型モータ

表 5 ST-A 902 の諸試験結果

母材の機械的性質-1					
条 件	平滑引張試験		NASA 切欠引張		硬さ試験
	引張強さ (kg/mm ²)	伸 び* (%)	引張強さ (kg/mm ²)	切欠強さ比	硬 さ (Hvs)
熱処理前	86.8	18.6	85.1	1.0	322
	84.0	18.6	84.8	0.99	323
熱処理後	106.2	8.3	80.5	0.73	356
	113.0	6.6	82.3	0.75	363

* ゲージ長さ 50 mm

母材の機械的性質-2						
採取方向	試験片 幅×板厚 (mm) (mm)	平滑引張試験			NASA 切欠引張	
		耐 力 (kg/mm ²)	引張強さ (kg/mm ²)	伸 び (%)	切欠位置	切欠強さ (kg/mm ²)
L	12×1.5	72.7	88.0	15.0	母材	98.1
		76.4	91.5	11.0		99.2
	25×1.5	90.9	95.3	6.0		
		94.0	100.3	3.0		
C	12×1.5	67.2	85.0	13.0	母材	92.3
		65.4	84.7	14.0		94.9
	25×1.5	65.8	81.5	19.5		
		59.7	78.4	20.5		



第 8 図 製作工程 2

表 5 つづき

溶接接手の機械的性質						
溶接方向	試験片	平滑引張試験			NASA 切欠引張	
	幅×板厚 (mm) (mm)	耐力 (kg/mm ²)	引張強さ (kg/mm ²)	伸び* (%)	切欠位置	切欠強さ (kg/mm ²)
縦	5×1.5	71.7	87.0	2.5	溶着金属中央	88.1
		72.2	88.9	5.5		86.1
横	25×1.5	71.8	88.1	3.3	"	85.3
		72.0	88.6	4.5		86.6

* ゲージ長さ 50 mm

ヤング率測定結果 (平滑引張試験におけるひずみ測定)

材 料	ヤング率 (kg/mm ²)	
	母 材	溶 接 部
ST-A 902 熱処理材	11,300	11,500

曲げ試験 (熱処理材・溶接接手)

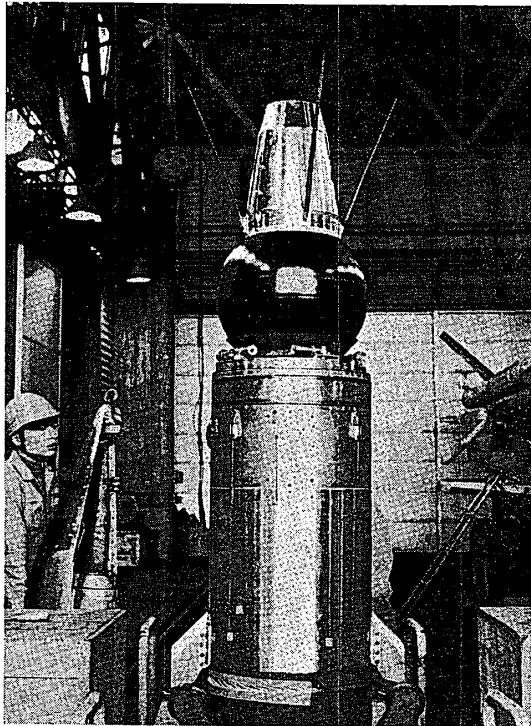
曲げ半径×角度	状 態
8TR×180°	良 好
8TR×180°	境界微小き裂

表 6 チタニウム球形モータケースの重量例

直径, mm	480	480	480	780
材 料	ST-A90	ST-A90 (熱処理)	ST-A902	ST-A90
重量, kg	7.5	6.3	5.6	28.8

した。直径 780 mm ケースは Ti-2 Al-2 Mn 熱処理材および ST-A 902 材で製作することは工作上むずかしいので、ミュー用は Ti-2 Al-2 Mn 焼鈍材、ラムダ用は同熱処理材でという方針を採ったわけである。

このようにしてラムダ用は 41 年 11 月に完成し、44 年に増加試作されて、以後のラムダ 4S 機に実用され、特に 45 年 2 月の L-4S-5 号機においては、わが国での第 1 号科学衛星「おおすみ」を実現させることができた。第 9 図はおおすみの外観写真である。この改良型 480φ ケースは 2 個が飛しょう実験に、1 個が地上燃焼実験に使用されている。



第9図 おおすみと 480φ 球形モータ

耐力に対する安全率 (SF)

$$SF = \sigma_P / \sigma = 1.3$$

B型：内径 480 mmφ, 板厚 1.2 mm

内圧 50 kg/cm², 設計応力 σ

$$\sigma = 50 \text{ kg/mm}^2$$

耐力 $\sigma_P = 75 \text{ kg/mm}^2$ 耐力に対する安全率 (SF) = $\sigma_P / \sigma = 1.5$

上記の結果でみられるように材料強度の向上によって安全率をほぼ同一に保持しながら板厚の減少が実現できた。

(2) 溶接部 溶接部は熱処理を行なわないので、この部分の強度は A, B 型ともに同一で焼鈍材溶接部強度に等しいと考えられる。表4により溶接部強度は母材と同等であるので、安全率は上記の板厚 1.6 mm の A 型と同一である。B 型においては、したがって溶接部のみは A 型と同じく 1.6 mm にしてある。このため他の一般球殻部のみはケミカル・ミーリングによる薄肉化を図ったわけである。

(3) 断面変化部の応力 本ケースにおいては断面変化部はノズルおよび点火器を取付けるためのボス部、および赤道部においてみられ、テーパをつけて応力集中の緩和を図っているが、なお若干の応力集中がみられる。第 11 図はその測定例で、点火器およびノズル取付用ボス部のテーパ部において一般部殻応力値を上回る応力が計測されている。この近傍にはちょうど溶接線があるので、熱影響部の強度低下、溶接ひずみ、残留応力などが発生す

以上の3種類の 480φ ケースの重量例を表 6 に示す。

5. 球形モータケースの強度

第 10 図には直径 480 mm 球形モータケースの断面図を示す。A 型は Ti-2Al-2Mn 焼鈍材, B 型は同熱処理材を用いたものである。B 型は前述のように材料強度の向上を織込んで A 型より軽量化を図ったものである。構造強度に関する要点を以下に記す。

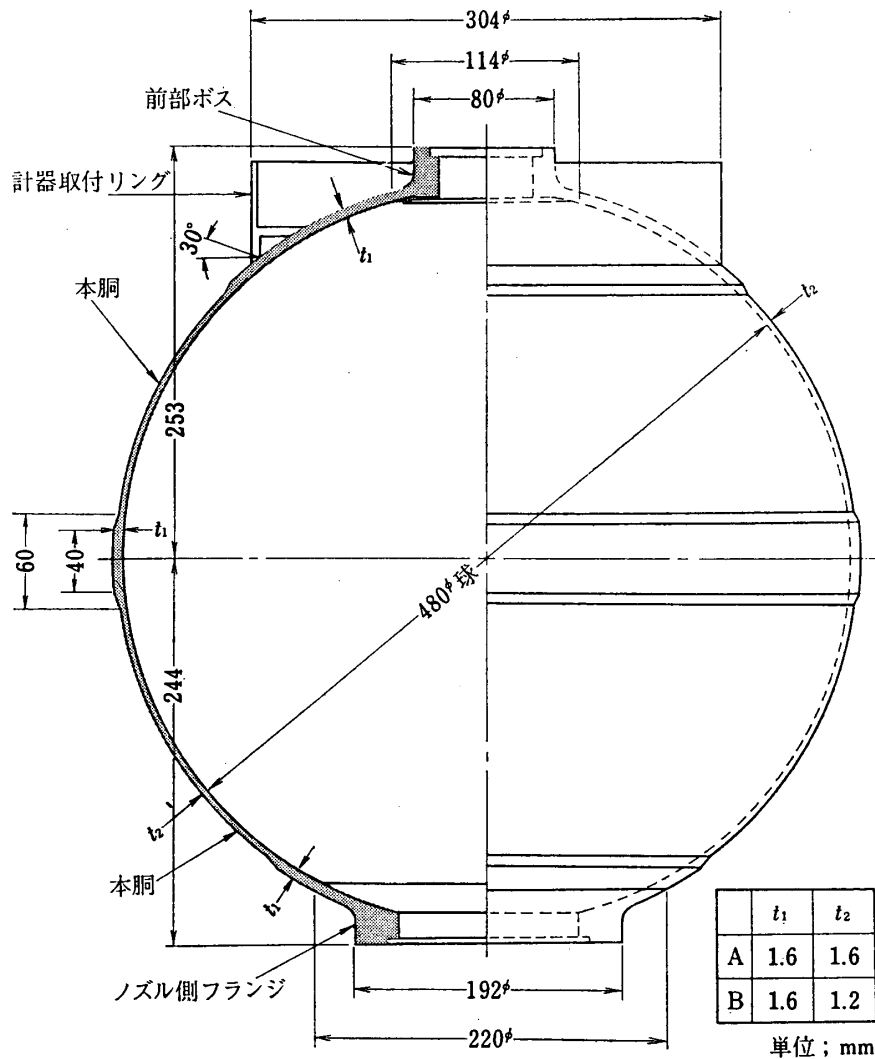
(1) 設計応力 一般球殻部においては内圧 50 kg/cm² のもとでの設計応力は以下のごとくである。

A 型：内径 (D) 480 mmφ, 板厚 (t) 1.6 mm

内圧 (P) 50 kg/mm², 設計応力 (σ)

$$\sigma = \frac{PD}{4t} = 37.5 \text{ kg/mm}^2$$

耐力 $\sigma_P = 49 \text{ kg/mm}^2$



第10図 480φ球形チャンバー

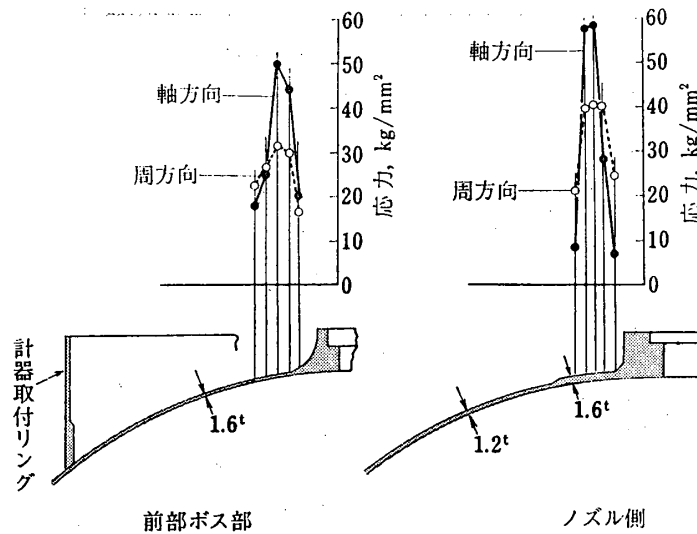
るから、断面変化による応力集中の影響は慎重に評価することが必要である。

(4) 内圧以外の負荷 エンジンとして地上燃焼試験を行なうとき、あるいは実機飛しょうに供するときには、内圧の他に軸力、曲げ、ねじり等の負荷がかかり、ときには局部的には内圧による応力と異なった点での検討を必要とする場合がある。

6. む す び

チタニウム合金を用いた球形ロケットモータケースの試作は試作開発段階は昭和39年から41年がおもで、比較的短い期間に一とおりの成果を収めることができ、また実用においては45年のラムダ、46年のミューと2機のロケットに組込まれて国産1号と2号衛星の実現に対し重要な役割を果たした。

この間においては研究所内外の多くの方々の熱心なご指導とご協力をえた。糸川英夫先生



第 11 図 応力測定例

はロケットへのチタニウム合金の応用を強力に提唱し推進された。所内では秋葉助教授・堀内助教授，工学部の安藤良夫教授より熱心なご指導とご協力をえた。材料は住友軽金属 KK 工業研究所の畑 所長，鈴木技師，日本ステンレス直江津製造所持館所長，爆成は日本油脂 KK 武豊工場金本技師，とりまとめと加工は三菱重工業神戸造船所高木調査役，坂井技師，同研究所鈴木技師ほかなどの多くの方の絶大なご努力の結晶であることを特記したい。

1971年9月10日 新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] 鈴木脩二郎・下野三樹雄・浜田淳司：ロケット用金属材料としてのチタニウムについて，住友軽金属技報，Vol. 7, No. 3, July (1966)
- [2] 鈴木和久・下山仁一・浜田年弘：チタン合金の溶接とロケットチャンバへの応用，三菱重工技報 Vol. 2, No. 3
- [3] 金本光郎・亀島善夫・桜井武尚：爆発成形法による球形ロケット用半球形の成形について，工業火薬協会誌，Vol. 30, No. 4 (1969)