

## 上段ロケット用金属モータケースの研究開発

森 大吉郎・小野田 淳次郎

(1981年12月26日受理)

### Development of Spherical Rocket Motor Cases by Titanium Alloy

By

Daikichiro MORI and Junjiro ONODA

**Abstract:** Development of spherical cases for the solid propellant rocket motors is presented. These motor cases, made of titanium alloy, have been designed for upper stages of satellite launchers for scientific satellites.

In past twenty years, many type of motor cases have been developed corresponding to the ever increasing mission requirement of the Japanese scientific satellites, thereby, overcoming the shortage of budget.

In this report, research work carried out to produce more efficient and more large motor cases are outlined, emphasizing the improvement both in material property and manufacturing process.

#### 1. 序

ロケットモータは上段用としては、下段用と較べて軽量化の要請が一層厳しいが、空気抵抗への配慮が不要であるので、一般に球形にすることが多い。球形固体ロケットモータの構想は秋葉 [1] が Thibodaux [2] と同時に発表し、小型 (直径 300 mm) モータの試作を行ったのに始まる。

ここでは東京大学において宇宙航空研究所が実施した金属製球形モータケースの研究開発の経過を述べる。FW (フィラメント・ワインディング) ケースの研究開発については稿を改めて述べることにした。

## 2. Ti-2Al-2Mn 材による球形ケース

ラムダ(L)-4S ロケットおよびミュー(M)-4S ロケットにおいて球形モータを第4段に用いることに決められたのは昭和38年であるが、そのモータケースの材料は以下に述べる技術検討を経て、Ti-2Al-2Mn に決めた。

球形ケースについて鋼とチタニウム合金とを比較すると、代表例についての材料特性は表1に示す如くであるが、比強度、球面への加工性、端部フランジ重量等を含めた設計によると、100キロ鋼や140キロ鋼程度の鋼材を用いるよりもチタニウム合金の方が有利と計算される。そこで東京大学から安藤良夫・堀内良・森大吉郎、担当会社三菱神船・住友軽金属・日本油脂の技師より構成されたチタニウム・チャンバ研究会が昭和39年から宇宙研において発足して組織的な検討と必要な開発研究を行なった。

候補材料として数種のチタニウム合金材を選び、諸材料試験を実施しながら比較検討の結果以下の結論となった。

- a. 米国では Ti-6Al-4V を用いており、性能も良いが、厚肉の半球鍛造品から機械切削で所定の厚さに削り、これを赤道熔接する加工法となるため、素材量が大き、加工コストも高い。さらに加工技術と生産設備に国内では未だ不十分な点があり、また材料特許の制約もあるので、次期課題として研究はするが当面はこれを見送る。
- b. 住友軽金属工業で開発[3]された Ti-2Al-2Mn (ST-A 90) を材料とし、爆発成型で半球を作る方法によると、当面焼鈍材を用いるとしても強度は充分高く要求重量に適い、寡少生産にも適している。
- c. 爆発成型は、
  - 1) 硬い金属材料でも成形できる、
  - 2) 組織に熱影響がない、
  - 3) 成形が型に対して忠実である、
  - 4) より深い絞り加工が可能である、
  - 5) ダイスのみでポンチが不要で、治具費が安い、
  - 6) 成形後のスプリングバックが少ない、の特色をもちチタニウム合金の半球加工に適しており、日本油脂にその技術がある。
- d. HT-140 および 200 等の高張力鋼は球形への加工が難しい上に、比強度・靱性・フランジ部重量を併せて考えると得策でない、

等の理由で Ti-2Al-2Mn・爆発成型加工を採用した。

最初にはロケットモータ用としてのチタニウムに慣熟するために、高力純チタニウム(表1参照)により直径 200 mm, 長さ 2 m の円筒形モータケースを試作し、推進薬を実装して小型観測用ロケット PT-200-1, 2号機を仕立て、昭和40年8月に打上げて好結果を得た。

ついで Ti-2Al-2Mn による球形ケースの試作に入ったが、まず直径 200 mm の球形ケースを試作し、K-10S 型テストロケットで打上げて(昭和40年8月)好結果を得た。これがわが国での球形ロケットの最初の飛翔である。

ラムダ4S のケースは直径 480 mm とし、まず Ti-2Al-2Mn(住友軽金属 ST-A 90)

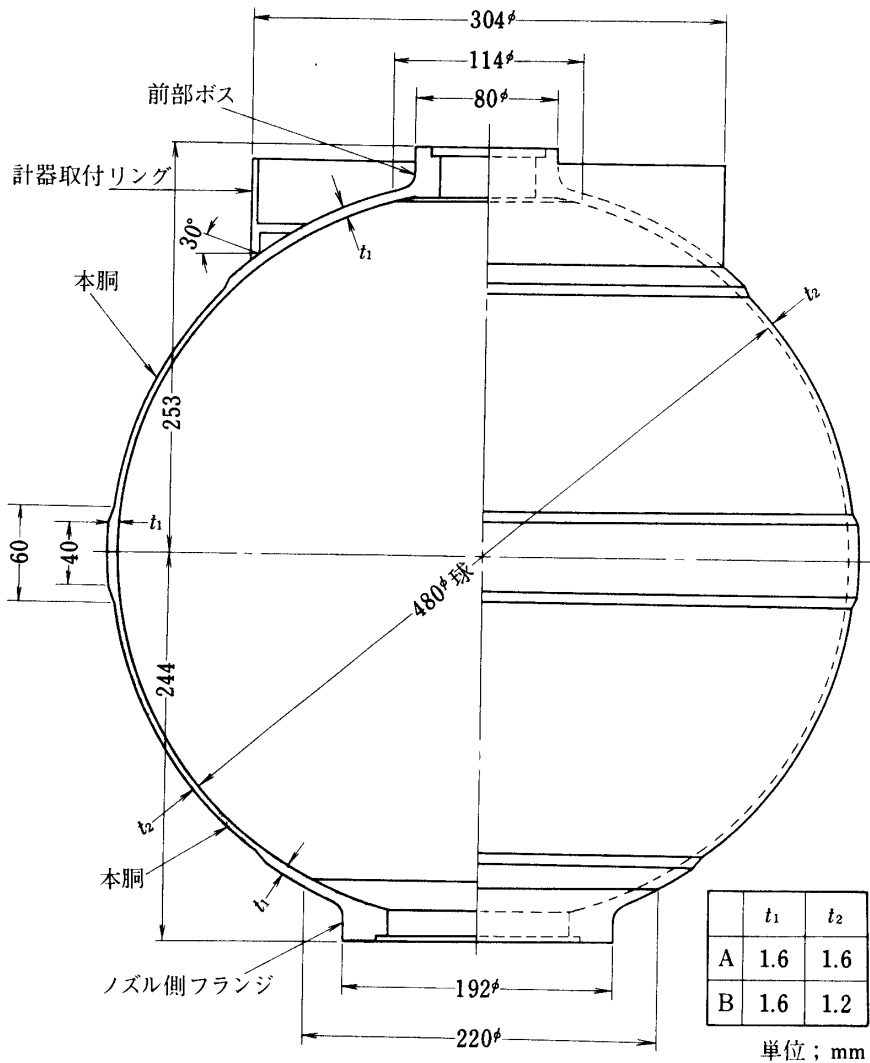


図1 480φ球形ケースの寸法

の焼鈍材による試作を行った。Ti-2Al-2Mn と Ti-2Al-2Mn-1Mo(住友軽金属 ST-A 902)の試験片(母材と熔接部)についての材料強度試験結果は表2に示す如くであり、この他に曲げ試験とNASA切欠試験も実施した。ST-A90 焼鈍材の場合熔接効率は概ね100%である。設計を図-1に示す。

製作の工程は図-2に示すが、熔接と並んで重要なのは半球への加工である。これには爆発成型法が前述の特長を持っているので採用された。

様々の工夫と苦心の末に爆発成型後の半球の板厚減少率は図-3に示すように10%以下に止めることが出来たので、480~780mm程度の球であるならロケットモータとしての仕様の許容範囲に入るものと考えた。最初にST-A90の焼鈍材で製作を行ったがすぐ後続して、同熱処理材による製作の開発に着手した。熱処理材は表1と表2に示すように強度

表 1. チタニウム合金と高張力鋼の機械的性質例 (材料仕様例)

| 材 種                                      | 熱 処 理            | 引張強さ<br>(kg/mm <sup>2</sup> ) | 耐 力<br>(kg/mm <sup>2</sup> ) | 伸 び<br>(%) | 比 重 量<br>(kg/mm <sup>3</sup> ) | 比 強 度<br>(mm)    |
|--|------------------|-------------------------------|------------------------------|------------|--------------------------------|------------------|
| 高力純チタニウム                                 | —                | 56以上                          | 49以上                         | —          | $4.5 \times 10^{-6}$           | $11 \times 10^6$ |
| Ti-2Al-2Mn<br>(ST-A90)                   | 焼 鈍              | 63以上                          | 49以上                         | 15以上       | $4.5 \times 10^{-6}$           | $14 \times 10^6$ |
| Ti-2Al-2Mn-1Mo<br>(ST-A902)<br>Ti-6Al-4V | 熱処理              | 85以上                          | 75以上                         | 12以上       | $4.5 \times 10^{-6}$           | $19 \times 10^6$ |
|  | 熱処理              | 95以上                          | 84以上                         | 8以上        | $4.5 \times 10^{-6}$           | $21 \times 10^6$ |
|  | $\beta$          | 91以上                          | 84以上                         | 10以上       | $4.5 \times 10^{-6}$           | $20 \times 10^6$ |
|  | $\alpha + \beta$ | 115以上                         | 105以上                        | 6以上        | $4.5 \times 10^{-6}$           | $26 \times 10^6$ |
| HT-140                                   | —                | 120以上                         | 115以上                        | 8以上        | $7.85 \times 10^{-6}$          | $15 \times 10^6$ |
| HT-200                                   | —                | 170以上                         | 160以上                        | 4以上        | $8.02 \times 10^{-6}$          | $21 \times 10^6$ |
|  |                  | 205以下                         | 180以下                        |            |                                |                  |

比強度 = 引張強さ / 比重量

表 2. Ti-2Al-2Mn 及び Ti-2Al-2Mn-1Mo 材の強度試験例

| 材 料     | 熱処理条件   | 母 材 の 特 性                    |                               |            | 溶 接 接 手 の 性 質                |                               |            |
|---------|---------|------------------------------|-------------------------------|------------|------------------------------|-------------------------------|------------|
|         |         | 耐 力<br>(kg/mm <sup>2</sup> ) | 引張強さ<br>(kg/mm <sup>2</sup> ) | 伸 び<br>(%) | 耐 力<br>(kg/mm <sup>2</sup> ) | 引張強さ<br>(kg/mm <sup>2</sup> ) | 伸 び<br>(%) |
| ST-A90  | 焼 鈍 材   | 61~66                        | 70~71                         | 22~24      | 60~71                        | 73~74                         | 12~14      |
|         | 熱 処 理 材 | 75~78                        | 91~93                         | 12         | —                            | —                             | —          |
| ST-A902 | 熱 処 理 材 | 91~93                        | 104~106                       | 8~10       | 71~72                        | 87~94                         | 2.5~5.5    |

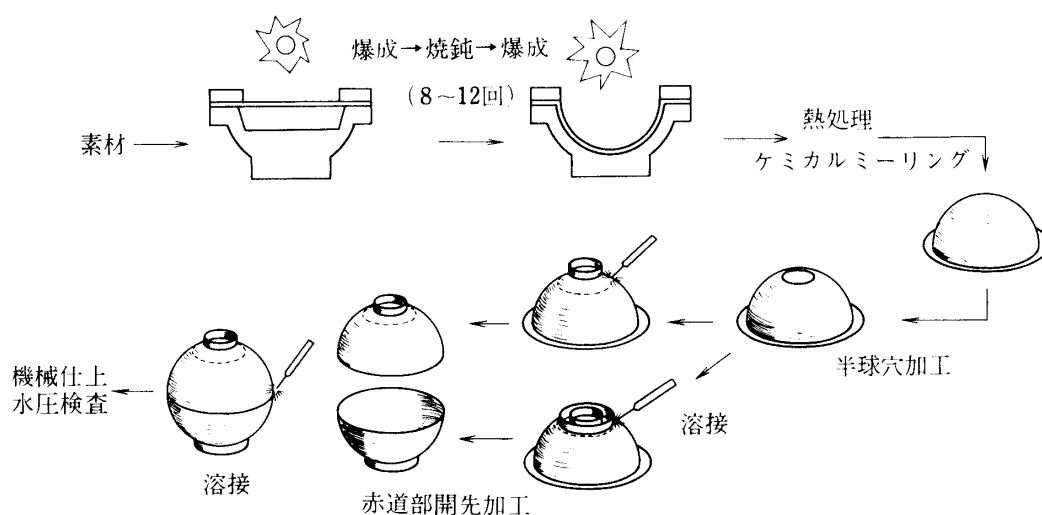


図 2 480φ球形ケースの製作工程

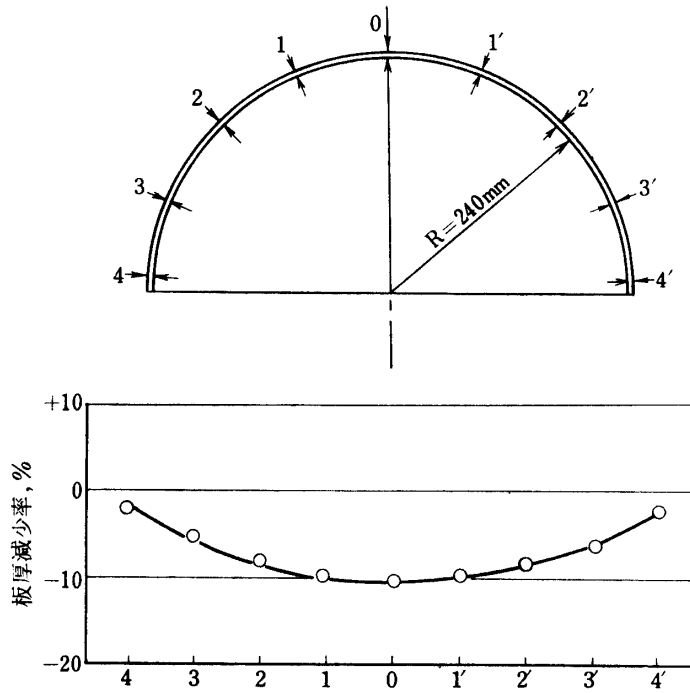


図3 480φの爆成後の板厚の変化

表3. 開発した金属球形モータケース一覧

| モータ名             | 内径<br>mm | 内圧<br>kg/cm <sup>2</sup> | 板厚<br>mm | 重量<br>kg | 材 料                | 耐 力<br>kg/mm <sup>2</sup> | 安全率 | 使用機                   |
|------------------|----------|--------------------------|----------|----------|--------------------|---------------------------|-----|-----------------------|
| 480S             | 480      | 50                       | 1.6      | 7.5      | ST-A90             | 49以上                      | 1.3 | L-4S                  |
| 480S<br>(軽量型-I)  | 480      | 50                       | 1.2      | 6.3      | ST-A90<br>(熱処理)    | 75以上                      | 1.5 | L-4S                  |
| 480S<br>(軽量型-II) | 482      | 50                       | 1.0      | 5.6      | ST-A90 2           | 84以上                      | 1.4 | —                     |
| M-40             | 780      | 50                       | 2.6      | 28.8     | ST-A90             | 49以上                      | 1.3 | M-4S                  |
| M-3A-1型          | 1130     | 50                       | 3.0      | 67       | Ti-6Al-4V<br>(β)   | 84以上                      | 1.8 | M-3C,<br>M-3H<br>M-3S |
| M-3A-2型          | 1130     | 55                       | 2.3      | 53       | Ti-6Al-4V<br>(α+β) | 105以上                     | 1.6 | M-3S                  |
| KM-A             | 380      | 60                       | 0.8      | 2.4      | Ti-6Al-4V<br>(β)   | 84以上                      | 1.2 | M-3H                  |
| M-3B             | 1490     | 50                       | 2.5      | 125      | Ti-6Al-4V<br>(α+β) | 100以上                     | 1.3 | M-3S II               |

$$\text{安全率} = \frac{(\text{耐力}) \times (\text{板厚})}{(\text{内圧}) \times (\text{内径})} \times 4$$



が向上して軽量化が実現できるが、伸びが減り、熔接効率も落ち、成型も難しくなる。

材料の吟味、爆発成型回数の増加等の様々の努力でこの困難を克服し、熔接と成型を行い、また設計としては軽量化を図るために一般球形部の肉厚を減らし(図-1のA寸度からB寸度へ)、かつ継手やノズル結合部等は応力集中を緩和する目的でもとの板厚のままとする設計とした。薄肉への加工にはケミカル・ミリング加工を採用した。

このように2段階の研究開発を行い、表3に示すようにまずはST-A90焼鈍材によるケースを製作して、L-4S-1~3号機に供給し、同4・5号機には熱処理材を用いて軽量化したケースを供給した。重量は計器取付リングを含み、表3に示すように最初の焼鈍材7.5kgから熱処理材6.3kgへと貴重な軽量化が実現し、初の人工衛星実現への原動力の一つとなった。さらにST-A902材による試作では、重量も一段と軽いものが仕上がったが、実機への適用はしないままに終わっている。

ミュー4Sロケット用にはラムダより一段と直径が大きく(780mm)なったので、加工性の観点からST-A90焼鈍材を用いることとした。開発は順調で、図-4に示すようなケースとしてM-4S型用に合計6機が製作され、このうち3個がM-4S-2・3・4号機にて衛星打上げに成功した。図-5は半球完成品を示す[4][5][6]。

### 3. Ti-6Al-4V 焼鈍材による M-3A モータケース[7]

#### (1) 選定の経過

直径780mmの球形モータを第4段に配したM-4Sで初の科学衛星が実現した後を受けて、Mシリーズ第2型として3段式の新しいM-3C型への大改造が計画された。昭和46年頃である。その重要な基本要素の一つとして第3段に薬量1tonの高性能モータ(M-3A)を配することが不可欠となった。

このM-3Aのモータケースに対する基本要件は、

- i) 直径約1mの球で薬量1ton、内圧50~60気圧、
- ii) 直径780φ級より軽量化の必要があり、重量70kg以内、
- iii) 真球度と内容積の精度の向上。

この要求に対して各種の材料を用い両端のリングを含めた設計試案が関連メーカーを交えて検討された。その概略の数値を表4に示すが、要約すると以下の如くである。

- (a) 最初は取扱の便宜と接手部構造の見地から平行部を持った形も提案されたが、比較設計の結果純粹の球形の方がやはり軽量で有利であることが判明した。
- (b) Ti-2Al-2Mnは抗張力がもはや低すぎて重量要求を満し得ない。またこれまでの爆発成型法では、新しい高度の精度要求に応えられない。
- (c) HT-200は抗張力と比強度は高いが、成型と切削等の加工性に難点があり、特色を生かし切れない。
- (d) FRPフィラメントワインディング(FW)は、一品生産に適し、軽量化の見通しも高いが、取付部の補強や金具との接合についての経験が未だ浅いこと、剛性が低くて内圧による推薬のクラック発生への懸念、品質管理・試験履歴・検査法等についての経験不足等の要因を考慮して、今回は採用を見合せた。ただしキックモータ等の小型ケース

表 4. M-3A モーターケースの重量試算比較

| 材 料              |  | ST-A90<br>(Ti-2Al-2Mn) | Ti-6Al-4V<br>β 材     | HT-200              | FW<br>(フィラメント・<br>ワインディング) |
|------------------|--|------------------------|----------------------|---------------------|----------------------------|
| 材<br>料<br>特<br>性 | ρ (比 重)                                      | 4.5                    | 4.5                  | 8.0                 | 2.0                        |
|                  | σ <sub>T</sub> (引張強さ) [kg/mm <sup>2</sup> ]  | 63以上                   | 95以上                 | 170以上               | 120                        |
|                  | σ <sub>V</sub> (耐 力) [kg/mm <sup>2</sup> ]   | 49以上                   | 84以上                 | 160以上               | —                          |
|                  | E(ヤング率) [kg/mm <sup>2</sup> ]                | 1.13×10 <sup>4</sup>   | 1.12×10 <sup>4</sup> | 1.9×10 <sup>4</sup> | 0.4×10 <sup>4</sup>        |
|                  | σ <sub>T</sub> /ρ(比強度) [kg/mm <sup>2</sup> ] | 14                     | 21                   | 21                  | 60                         |
|                  | E/ρ(比剛性) [kg/mm <sup>2</sup> ]               | 2.5×10 <sup>3</sup>    | 2.5×10 <sup>3</sup>  | 2.4×10 <sup>3</sup> | 2.0×10 <sup>3</sup>        |
| 内 容 積 [l]        |  | 756                    | 750                  | 750                 | 744                        |
| 試 算 重 量 [kg]     |  | 88                     | 65                   | 105                 | 65                         |

などへの実用化を目途とした研究と試作を進めることとした。

これに対し、Ti-6Al-4V は下記の理由によりまずそのβ材(焼鈍材)によりケースを作ることが適当と判断した。

- i) 強度・比強度が高く、靱性も充分にとれる。β材で当面の軽量化要求を満たしうる。
- ii) プレス・切削・熔接等の加工法や製造設備につき施策を進めることにより所要期限内に目標の性能と精度のケースを作る見通しがついたこと、
- iii) 当面は設備・熔接技術等の観点からβ(焼鈍材)材によるが、将来α+β(熱処理)材により更に軽量化が期待できること。

## (2) M-3A モーターケースの研究開発の特長

(i) 材料性能：上述のようにTi-6Al-4Vβ材を用いる。図-6の試験片を用いて試験した結果得た材料特性は表5の如くで、熔接効率90%と見る。β材よりもα+β(熱処理)材が有利なことは勿論であるが、α+β材での経験が浅いこと、必要な熱間プレスと熱処理等の設備と技術を未だ国内に整えることが困難であること等を考慮してその採用は今後のこととして見送った。

(ii) 構造設計：球形殻の両端にノズル・点火器および衛星を取付けるためのフランジやボスを熔接した構造である(図-7)。一般球形部の板厚を3mmと定めて標準内圧50kg/cm<sup>2</sup>に対する一般部の発生応力σと安全率SFとは下記となる。

$$\sigma = \frac{PR}{2t} = 47.1 \text{ kg/mm}^2$$

$$SF = \frac{\sigma_y}{\sigma} = 1.8$$

内圧に対する強度は一般的な目安であるが、構造設計としては飛しよう中の軸力・曲げ・内圧の総合負荷の諸ケースについて解析を行う必要がある。有限要素法を用いたコンピュータによる詳細解析が実施されるようになり、設計の適確度が向上した。



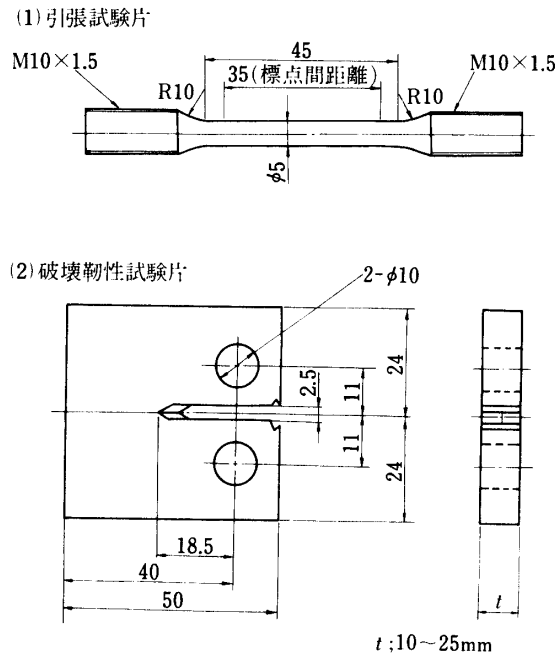


図6 Ti-6Al-4V材の試験片例

表5. Ti-6Al-4V材の母材および溶接部の強度試験例

| 材 料            |         | 0.2%耐力<br>(kgf/mm <sup>2</sup> ) | 引張強さ<br>(kgf/mm <sup>2</sup> ) | K <sub>Ic</sub><br>(kgfmm <sup>3/2</sup> ) | 溶接継手効率<br>(%) |      |
|----------------|---------|----------------------------------|--------------------------------|--|---------------|------|
| Ti-6Al-4V 合金   |         |                                  |                                |  |               |      |
| β 温度域での圧延加工材   | 母 材     | 88                               | 98                             | 180  | —             |      |
|                | TIG 溶接部 | —                                | 90                             | 140  | 91.8          |      |
| α+β 温度域での圧延加工材 | 母 材     | 113                              | 119                            | 200  | —             |      |
|                | 溶接部     | TIG 溶接 <sup>(1)</sup>            | —                              | 110 <sup>(3)</sup>                         | 150           | 92.4 |
|                |         | 電子ビーム溶接 <sup>(2)</sup>           | —                              | 105  | 240           | 88.2 |

注. (1) ハイパルス溶接  
 (2) 溶接後、固溶体化処理+時効処理  
 (3) 余盛りあり

(iii) 製作：製作は取りまとめ(日産自動車)，素材(日本鋳業)，プレス(北海鉄工)，切削・溶接(日産)の分担で設備と治具が準備された。製作工程は表6に示すように厚肉半球・切削・溶接・仕上げの段階を持ち，従来の素材板のまま爆発成形で仕上げする工程とは大巾に変わったが，製品精度と強度レベルの向上を図るための措置であった。

(iv) 精度：真球度・偏心等の要求，総推力・飛しょう分散・重量偏差等の見地から図-8のように定められた。これを実現するべく上述の工法が採用された訳であり，関係者の苦心の試作の結果，十分にこの要求を満足するものが出来た。

(3) 試作と実用

内圧試験は昭和47年8月に行い，歪分布は図-9のような計算通りのものが得られ，ま



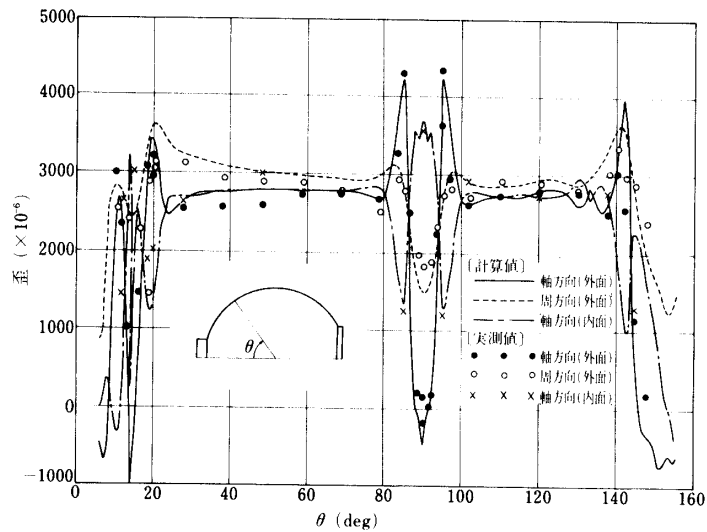


図9 M-3A チャンバ歪分布

た破壊圧力は  $105 \text{ kg/cm}^2$  でこれまた所期の値を得た。

ついで昭和48年7月に能代実験場で推薬を実装して地上燃焼実験を行い、その上で昭和49年2月にM-3C-1号機に組込んで飛ばし実験を行った。

結果は良好で、ここにこのTi-6Al-4V  $\beta$ 材を用いたモータケースは完成し、3段式M-3C型による衛星の実現に貢献した。これはM-3C型4機に用いられたのに続いて次のM-3H型3機、M-3S型1機にも使われ、使命を果たした。

#### 4. Ti-6Al-4V $\alpha+\beta$ 材によるM-3A改およびM-3Bモータケース

(1) 概要：前節にはTi-6Al-4V  $\beta$ 材による直径1.1mのM-3Aモータケースの研究開発について述べたが、その開発の当初においても折角Ti-6Al-4Vを用いるからには抗張力の高い $\alpha+\beta$ 熱処理材にすべきではないかとの考えは当然であった。しかし昭和47年当時においては下記の理由により $\alpha+\beta$ 材の適用を見送らざるを得なかった。

(i) プレス能力：強度レベルの高い厚肉チタニウム合金製の半球を熱間プレスで製造する技術的見通しが得られなかった。

(ii) 熱処理：短秒時に均一に熱処理を実施するためのガントリー炉の適用準備が未完であった。

(iii) 薄肉切削：板厚が薄く、かつ真球度の高い半球殻の切削加工技術は一朝一夕にはえられない。まず $\beta$ 材での板厚に仕上げることに努力を集中すべきである。

(iv) 熔接効率：高抗張力材の熔接効率を確保し、靱性を保つ経験が未熟である。

要するに $\beta$ 材で薄肉球殻を作製するのに手一杯で、 $\alpha+\beta$ 材に進む余裕が設備と技術の両面において不足していたと云える。

その後昭和54年に至る間に、上記の技術的難点を克服する研究がなされ、設備充実の見

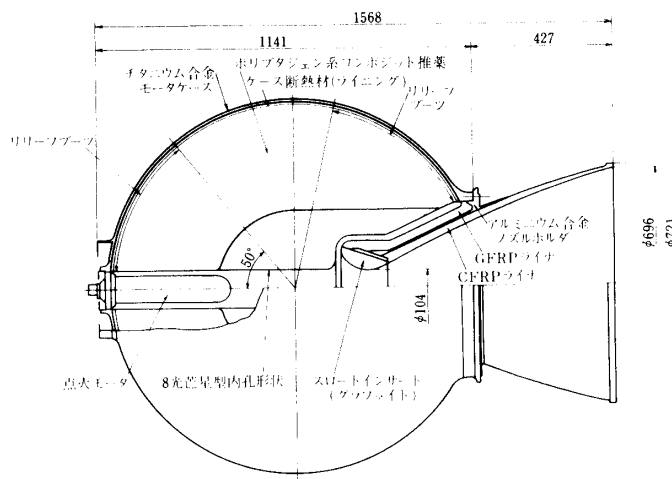


図10 M-3A改モーター

通しも得られたので、下記の諸方策を採った上で、その適用を開始した。試作は M-3A ケースの軽量化 (M-3A 改) と M-3S II型用の M-3B ケースについて計画した。

以下にその要点を述べる。

(2) **材料強度と熔接性**: 母材の強度・伸び等について試験した結果を表5に $\beta$ 材と比較して示した。

熔接試験片の特性についても併せて示してあるが、概ね90%の効率を持つものと判断される。

(3) **製法の改善**: 製造工程を表6に示した。前の $\beta$ 材のときの製法に比べ追加の新工程および改善を必要とされた工程につき鋭意技術的準備が実施された。以下にその概要を述べる。

(i) **プレス加工**: 素材のままでの熱間プレスでは以下の難点によって今回要求される寸度や精度に対しての加工が困難である。

(a) 冷えたプレス型に素材の熱が吸収されるため温度が下がり硬くなってプレス出来なくなる。

(b) 素材表面が大気にさらされるため酸化して脆くなる。

(c) 複数回のプレスをすると結晶が成長し脆くなる。

(d) プレス効率を上げるため素材温度を上げると $\beta$ 合金になってしまう。

そこで、 $\alpha+\beta$ 合金に適した温度に保つことと、プレス型により直接熱を吸収されないことを目指して1~2回のプレスで出来ることを主眼として素材と鋼板とをサンドイッチ結合にした状態でプレスする特許工法を日産において案出された。また M-3B ケースは直径1.55 m と大きいので、プレス能力が限界に近いこと、周辺部にシワがよるおそれがあること、

およびプレス後の板厚変化が大きく製品を削出すのが苦しくなること等の難点を実務的に克服するために、まずチタン材の代りに鋼板を用いての工法練習を行って見通しをえた上で本番の製作に入った。

(ii) 熱処理：均一で速かな熱処理を実施するための特殊炉を用いることとした。ひずみの発生しないような方策に苦心が払われた。

(iii) 切削：材料強度の向上に伴い、より薄い板への切削や直径の大きい球面の切削という難しい課題に取り組む、慎重な治具準備と加工練習とによってこれを克服した。

(iv) 溶接：溶接強度を保持し、かつ靱性を維持するためにボス部との結合には新しく電子ビーム溶接を採用した。

(4) 構造設計：一般球面部板厚について表3に他のチタン製モータケースと比較して示した。引張強さの向上と安全率の低下とによって軽量化（板厚減）が実現していることが判る。断面変化部（接手や点火ボス部への接続部）については有限要素法を用いた数値計算により種々の形状（板厚分布）について検討を行い、応力のピーク値を極力押さえるような形状を選んだ。

荷重条件の諸ケースとしては、地上試験と飛しょうのフェーズに伴って内圧、軸力、曲げ、内圧+軸力+曲げ等の各種が考えられるが、その各々について強度と剛性と座屈を吟味することになる。

結論としては全フェーズを通じて第3段飛しょう中と内圧試験時が最も苛酷であることが判った。

(5) 試作経過：M-3Aの研究開発の順序として、内圧のみによる強度の限界を吟味するため予定より薄肉の板厚(1.95 mm)の球形ケースの試作を行った。その破壊内圧は84 kg/cm<sup>2</sup>であり、十分に材料強度を一杯に生かした良品ができたことを示した。

この試験を参考として、一般部板厚を2.3 mmとしてM-3A-2型チャンバを製作し、内圧試験をした上でM-3S-2号機に組込んで昭和56年2月に飛しょうに供し、好成績を収めた。

従来のM-3A-1型チャンバと比較して重量が67 kgから53 kgへと14 kgの軽量化が実現した。これは直接に衛星重量の増加となって反映するので、その効果は誠に大きいものがある。

かくて飛しょうを完了したM-3A-2型と、更に推薬・ノズルを改めて比推力を向上させて地上スピン燃焼試験を完了しているM-3A改型とについて、モータとしての総合性能を表7に、断面図を図-10に示す。これはM-3S-3号機よりフライトに供する。

これらは球形、ポリブタジエン推進薬(1.1~1.2 ton)、埋没型ノズル、Ti-6Al-4Vケース、マスレシオ、比推力等の特性において現在の米・仏等で実用されている世界的水準に迫る作品であると思う。

技術と実績の積上げを地道に行って来た結果として、大規模の開発をすることなしに性能を向上させてこれたことと、何よりも1回の失敗もなく安定して確実に任務を果していることにおいて、わが国の水準を示すものと云えよう。この基盤の上に樹ってこそ今後の発展が可能となるものと信ずる。

表 7. M-3A モータの現性能

| 仮 称               | M-3A-1 型                                       | M-3A-2 型 | M-3A 改型   |
|-------------------|--|----------|-----------|
| 直 径 (m)           | 1.14   | 1.14     | 1.14      |
| 全 長 (m)           | 1.54   | 1.52     | 1.56      |
| 重 量 (t)           | 1.24   | 1.22     | 1.31      |
| 薬 量 (t)           | 1.08   | 1.08     | 1.17      |
| ケ ー ス 重 量 (kg)    | 67   | 53       | 53        |
| ノ ズ ル 開 口 比       | 41.5   | 41.5     | 44.9      |
| 平 均 推 力 (t)       | 6.8  | 6.8      | 6.4       |
| 有 効 燃 焼 秒 時 (sec) | 45   | 45.5     | 52        |
| 比 推 力 (sec)       | 284  | 284      | 289       |
| マ ス レ シ ョ         | 0.87   | 0.89     | 0.89      |
| 適 用 機 種           | M-3C-2, 3, 4 号機<br>M-3H-1, 2, 3 号機<br>M-3S-1号機 | M-3S-2号機 | 地燃 (昭54年) |

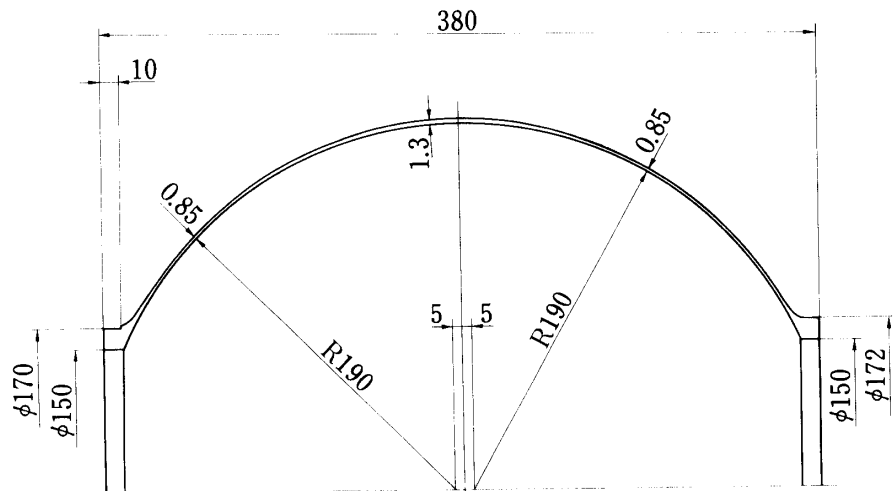


図 11 キックモータAケース寸度

M-3B チャンバは昭和56年現在強度試験用を製作中である。

### 5. キックモータケースの開発[6]

衛星のキックモータは小型ではあるが特に高い性能が要求される反面、生産個数が少ないので、その特質に対応した構想が必要である。

M-3H ロケットの1・2号機ではオーロラの観測のために衛星を高緯度の長楕円軌道に打上げることが要求されたので、薬量46kg、推力900kg、燃焼秒時29秒、 $I_{sp}$  286秒のキックモータを必要とした。そのモータケースとしてはTi-6Al-4V $\beta$ 材を用いた直径380mmの球形ケースを試作することとした。

設計の要点は下記である。

- a. 一品生産（地燃用と3H-1・2号機用の計3ヶ）であるためFW（フィラメント・ワインディング）方式の可能性を担当メーカと協議したが、個数の少ないこと、技術的に難しいことおよび他への応用のメリットの少ないことにより辞退された。FWケースはM-3H-3号用にやや大型のキックモータとしての計画があることも考慮して、今回の場合はM-3Aで経験のあるTi-6Al-4V $\beta$ 材によることとした。
- b. 設計・製作・価格の観点から前後ボス部を同一寸度とした対称構造とした。
- c. 応力ピーク値を下げるため細村（日産）の提案により、ペナルティ・ファンクションを用いて各部の最大応力値が $64\text{ kg/mm}^2$ になるよう板厚分布をコンピュータにより自動設計する方法をはじめて採用した。この際、有限要素法による軸対称構造解析プログラムを用い、弾性最大応力を目安値にした。
- d. 地燃用ケースについて、内圧試験を綿密に実施し、その結果に基づきフライト用に改良を加える。

設計概要は図-11に示す。一般球面部板厚は僅か0.85mmである。

試作は順調で、最初の製品について予定通り内圧試験を実施した。実測値と計測値の対応は図-12に示すように比較的良好で、応力ピークを出さないよう設計に努めた効果も現われている。

応力計測値は一様部で約 $60\text{ kg/mm}^2$ 、ピーク値が $67\text{ kg/mm}^2$ であるが、M-3Aモータケースの場合は一様部が $47\text{ kg/mm}^2$ 、ピーク値が $62\text{ kg/mm}^2$ であったのと比較すると、応力ピークを抑えた新計算法の効果と、材料強度の信頼性の向上とが大いに効果をもたらす、軽量化に寄与していることがうかがえる。

これに推進薬を充填して、地上燃焼試験を行い、好結果をえた。

これらの結果により、球形ケース赤道 $\circ$ 接近傍の板厚を1.5mmから1.3mmに減ずることとした。

変更の理由としては、

- (a) 重量が若干でも軽くなる、
  - (b) 断面変化部の応力ピークが緩和される、
  - (c) 熔接棒の入手便宜が良い、
- 等があげられる。ケース重量は2.4kgである。

表 8. チタニウム合金モータケースの材料と加工法の推移

| 期                 | 1  | 2   | 3   |
|-------------------|--|---|---|
| 年度(昭和)            | 38 → 47  | 46 → 56   | 54 →  |
| 材 料               | Ti-2Al-2Mn<br>引張強さ 63以上(焼鈍材)<br>(kg/mm <sup>2</sup> ) 85以上(熱処理材) | Ti-6Al-4V<br>94以上<br>(β, 焼鈍材)   | Ti-6Al-4V<br>119以上 (α+β, 熱処理材)<br>急速熱処理炉                  |
| 半球への加工            | 爆発成型<br>(数回~10数回)  | 熱間プレス<br>(厚肉・高温)  | 熱間プレス<br>(薄肉)<br>(不銹鋼サンドイッチ法)<br>変態点以下温度                  |
| 切 削               | な し  | ならい施盤切削<br>(厚肉 → 3 mm t)  | ならい施盤切削<br>(薄肉 → 2.4 mm t)                                |
| 溶 接               | T I G  | T I G   | 電子ビーム   |
| 適 用 機<br>(直径, mm) | K-10 (200 φ) 1機<br>L-4S (480 φ) 6機<br>M-4S (780 φ) 4機            | M-3C (1080 φ) 4機<br>M-3H (1080 φ) 3機<br>M-3S (1080 φ) 1機<br>KM-A (380 φ) 2機 | M-3S (1080 φ) 1機<br>(2機, 予定)<br>M-3S II (1550 φ) (3機, 予定) |

○地上燃焼試験を除く。

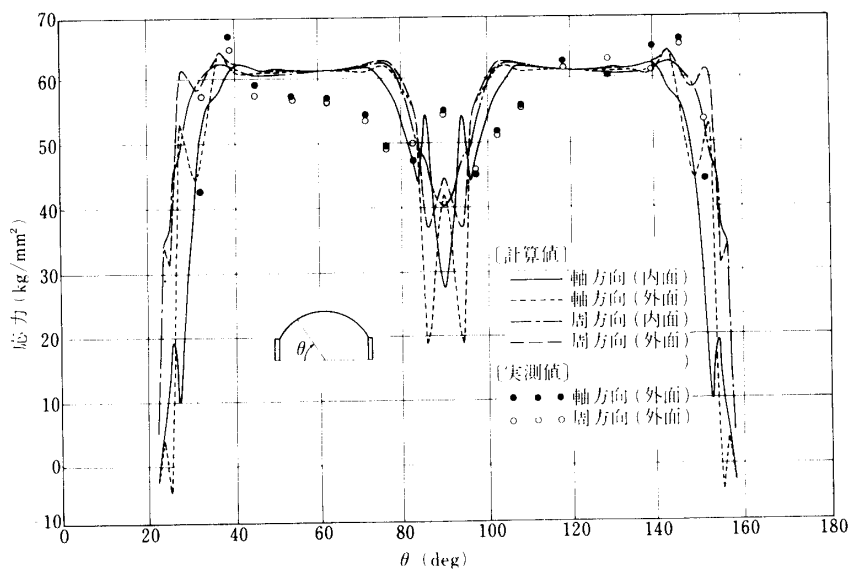


図 12 キックモータ (A) チャンバ応力分布

改良型は2個製作されそれぞれ M-3H-1, 2号機のフライトに供され, 何れも完全に役目を果し, たんせい3号と「きょっこう」の2衛星を近地点826km, 630km, 遠地点4,000km, 傾斜角66°, 65°の高緯度楕円軌道に投入し, 2年間に亘ってオーロラのグローバルな紫外線像10,000枚を撮る等の成果を収めるのに貢献することができた。



## 6. 材料と加工法の推移

上述のようなモータケースの研究開発を材料と加工法の変遷に注目して整理すると表8の如くなる。

大別して3期に分けられるが、年代を追って使用材料の特性の向上(軽量化に直結する)と製品の大型化を追求していることが判る。

1期では、半球への加工法として考えられる熱間プレス、熱間スピニング、冷間探絞り、爆発成型等の諸方法のうち、プレスやスピニングの設備、切削技術、治具コスト、材料コスト等の観点から素材板のまま製品になる爆発成型法を選んだが、この結果として成型性の制約により、材料としては強度レベルがやや低い伸びの良い Ti-2Al-2Mn を選ぶことになった。

2期では、軽量化と真円度の要求が一段と高まり、かつやや大型(直径 1.1 m)となったので Ti-6Al-4V を採用することとしたが、半球への加工のための熱間プレス工程における温度低下を避けるため厚肉にせざるをえず、一方厚肉であると焼入時の $\beta$ 組織凍結が困難になるので、焼鈍( $\beta$ )材を用いることとなった。厚肉半球から3mm厚への切削はならぬ旋盤を導入してその技術を樹立した。

3期では、Ti-6Al-4V( $\alpha+\beta$ )・熱処理材を用いる上での上記の難点を克服するために不銹鋼をサンドイッチする工法によるプレス加工法の改良が実現し、また特殊炉による迅速焼入、電子ビーム熔接の採用、製品の大型化への対応等の諸方策が講じられている。

## 7. 結 び

東京大学宇宙航空研究所を中心としたチタニウム合金による上段用モータケースの研究開発は長年に亘ったものであるが、この間において、その時期それぞれの科学衛星のミッション要求に応じてその実現に役目を果たし、また製品も逐次高度なものへと性能を向上して行くことができた。かくてわが国の上段用固体モータを現在水準に高めるのに貢献したことは喜びである。

さらに、打上げに際し、一度も故障を起さなかったことも誠に幸であるが、長い年月に亘り性能向上のための研究開発と逐次生産とに努力を傾注していただいた関係の方々へ深く謝意を表すものである。

以下に関係の深い会社名を列記する。

・三菱重工業神戸造船所・同高砂研究所・日産自動車宇宙航空部・日本油脂・住友軽金属工業・日本ステンレス・神戸製鋼所・日本鋳業・北海鉄工所・東洋金属熱錬工業所

とりまとめには高木乙磨博士と川島隆技師とがあたられた。

東京大学の安藤良夫教授・堀内良教授・中野旭助教授および電々公社の八坂哲雄調査役(現在)には長年に亘り中心となって御指導をいただいたことを感謝する。

## 参 考 文 献

- [1] R. Akiba, H. Itokawa : The Second International Symposium on Rocket and Astronautics

- Proceedings (1961), 97.
- [2] J. G. Thibodaux : *ibid* (1961), 88.
  - [3] 鈴木修二郎, 下野三樹雄, 浜田淳司: 住友軽金属技報, 7 - 3 (昭 41 - 7), 175.
  - [4] 森大吉郎: 機械学会誌, 72 - 606 (昭 44 - 7), 917.
  - [5] 鈴木和久, 下山仁一, 浜田年弘: 三菱重工技報, 2 - 3 (昭 40 - 3), 1.
  - [6] 森大吉郎, 中野 旭: 東京大学宇宙航空研究所報告, 7 - 4 (1971), 761.
  - [7] 橋元保雄, 八坂哲雄, 小野田淳次郎: 東京大学宇宙航空研究所報告, 14 - 1 (1978), 53.
  - [8] 森大吉郎, 小野田淳次郎, 橋元保雄, 細村建夫: 東京大学宇宙航空研究所報告, 16 - 1 (1980), 215.