

カッパロケット用 FRP ロケットチャンバの開発研究

植村 益次・井山 向史・白石 勉孝*・野口 勉宏**

Development Research on Fiber-Reinforced Plastic Cylindrical Chamber for Kappa Rocket

By

Masuji UEMURA, Hisashi IYAMA, Michiyoshi SHIRAISHI
and Michihiro NOGUCHI

Abstract: In the light of the technical experience obtained on the three different kinds of fiberglass reinforced plastic (FRP) rocket chambers for Lambda and Mu rockets developed in the Institute of Space & Aeronautical Science, a cylindrical FRP chamber for Kappa rockets was developed and launched successfully in the second stage motorcase of the K-10-8 rocket in September 1972. The chamber consisted of fiberglass/epoxy composite and was fabricated by a helical filament-winding technique. It had a 420 mm diameter and was 1800 mm in length. The structural weight of the FRP chamber was approximately 70 kg and a weight reduction of 27 kg was obtained compared with the previous steel chamber. This fact contributed to the high flight performance. The progress of the FRP chamber development research on flexural stiffness necessary for avoiding divergence, burst strength due to internal burning pressure, heat-resistance to aerodynamic heating, joining technique with adjacent stages and so on are described in the present paper. The experimental results on structural tests and test firings on the ground are also included.

概 要

宇宙航空研究所では数年来ラムダ、ミュー用 FRP ロケットチャンバを開発してきたが、その実用性を確認するためカッパ用円筒形 FRP チャンバを開発し、K-10-8 号 2 段目に採用し、昭和 47 年 9 月の打上げに成功した。本チャンバはガラスせんい／エポキシ樹脂の複合材料であり、ヘリカル巻きフィラメント・ワインディング工法で作られた。直径約 420 mm ϕ 、軸長約 1.8 m である。チャンバ重量はノズル部を含め、従来の鋼製の 97 kg に比べ、約 27 kg 軽量化され、飛しょうの高性能化に貢献した。力学的研究としてチャンバの曲げ剛性、曲げ強度、耐圧強度、下段との接手方式と強度、空力加熱に対する耐熱性、構造動力学的特性としてダイバージェンスなど構造問題の解析・検討のほかに、曲げ剛性

* 日産自動車・宇宙航空部

** 住友電工・ゴムプラスチック事業部

試験，耐圧試験，温度と振動に対する環境試験，2度の地上燃焼試験等の実験を行って性能を確認したが，飛しょうに成功するまでの420φ FRP チャンバの構造開発研究の概要を報告する。

1. は し が き

従来宇宙航空研究所が打ち上げていたロケットのチャンバは，主として金属製であるが，チャンバはロケット構造重量の50～70%を占めるので軽量化は性能向上に有効である．そこで軽量化のため数年前からフィラメント・ワインディング (FW) 法によるガラス繊維強化プラスチック (FRP) チャンバの研究を行ってきた。

すなわち FW 法は，ロケットチャンバのような曲面の圧力容器の製作に適しており，またロービングを用いた FW 材は特に引張比強度が大きく，燃焼圧によって主として引張応力が発生する圧力容器に適しているためである．このため FW 材の弾性特性や破壊強さについて基礎的な研究を積み重ねてきた．しかし FW 材は剛性については必ずしも金属材に優るものではなく，そのため構造動力学の立場から多段ロケットの上段チャンバに応用することが妥当であるとまず判断し，ラムダ3段用として500φ円筒形チャンバ[1]，ラムダ4段用として480φ球形チャンバ[2]について，植村，河田両研究室が圧力容器としての基礎開発研究を進めた．さらにロケットへの実用化を目指し，衛星部，下段部との接合構造を含め，ミュー4段用として800φ球形チャンバについて植村研究室が担当して試作開発してきた．これらについては耐圧試験や地上燃焼試験も大体2個ずつ行なわれ，耐圧性や軽量化の点で充分実用性が確かめられ，飛しょう用実機に使用できる段階になっている．実際の飛しょうロケットへの応用については，まず小型ロケットについて試験確認することが必要であるとの見地から，K-10型ロケット2段用420φ円筒形チャンバについても3年前から植村研究室が開発研究を担当してきたが，耐圧試験，燃焼試験を2回経た後，昭和47年9月，K-10-8号機として打上げられ，満足すべき飛しょう特性を得て軽量化の実をあげたので，この機会に K-10 ロケット第2段 FRP チャンバの開発経過を纏めて報告し，今後の参考資料にしたいと思う。

なお480φ，800φ球形チャンバはインプレーン巻き工法で三菱重工業名古屋航空機製作所が製作を担当したが，本文で述べる420φ円筒形チャンバは500φ円筒形チャンバと共に，ヘリカル巻き工法によって，住友電工社が製作し，日産自動車社がロケットモータとして纏め製作したものであることを始めに付記しておく。

2. 420φ FRP チャンバの概要

2.1 K-10 ロケット2段用420φ FRP チャンバの構造設計仕様

K-10 ロケットの第2段メインロケットチャンバとして，従来の HT-100 鋼製チャンバに代えて FRP チャンバを用い，軽量化による性能向上を期したが，構造設計上の可能性を検討するに際し，当初設定した仕様，要求項目は次のとおりである．

- ① K-10 ロケットの第2段目として現用の金属製チャンバと互換性があり，かつ同等以上の推進性能を有すること．

- ② 耐圧 60 kg/cm^2 で 30 秒以上耐え、破壊圧力は 85 kg/cm^2 以上のこと。
- ③ 真円度 全長で 3 mm 以内 (FIR) の製作精度をもつこと。
- ④ チャンバ材料の弾性係数 E が、円周方向及び軸方向で $2,000 \text{ kg/mm}^2$ 以上であること。
- ⑤ チャンバ重量；現用鋼製チャンバ重量より軽く、ライナーを含み、58 kg 以下とする。
- ⑥ 構造設計条件…第 2 段ロケットモータとして次の荷重負荷に耐えるものとする。

(1) 軸方向最大加速度 $20G^*$

(2) 横 “ “ $3G^*$ (*上段重量のみに対して考える)

(3) 最高動圧 $q_{\max} = 4 \text{ kg/cm}^2$ (第一段燃焼終了時)

(4) ダイバージェンス動圧 q_{div}

$$q_{\max}/q_{\text{div}} \leq 0.2$$

(5) 空力荷重の算定に際しては、最大動圧時 (マッハ数 $M=3$) に $C_{N\alpha}=15$ ($C_{N\alpha, \text{Nose}}=3$, $C_{N\alpha, 2\text{段}}=4$, $C_{N\alpha, 1\text{段}}=8$) とし、ロケット迎角 2.5° を最大値とする。

以上の仕様書により理論的解析と概念設計を行ない、性能向上を達成しつつ実現の可能性を確信できたので、具体的な研究開発に進むことにした。

2.2 チャンバの概要

420 ϕ FRP チャンバ (No. 3, 4) の概略図を図 1 に示し、試作した 4 ケのチャンバについて

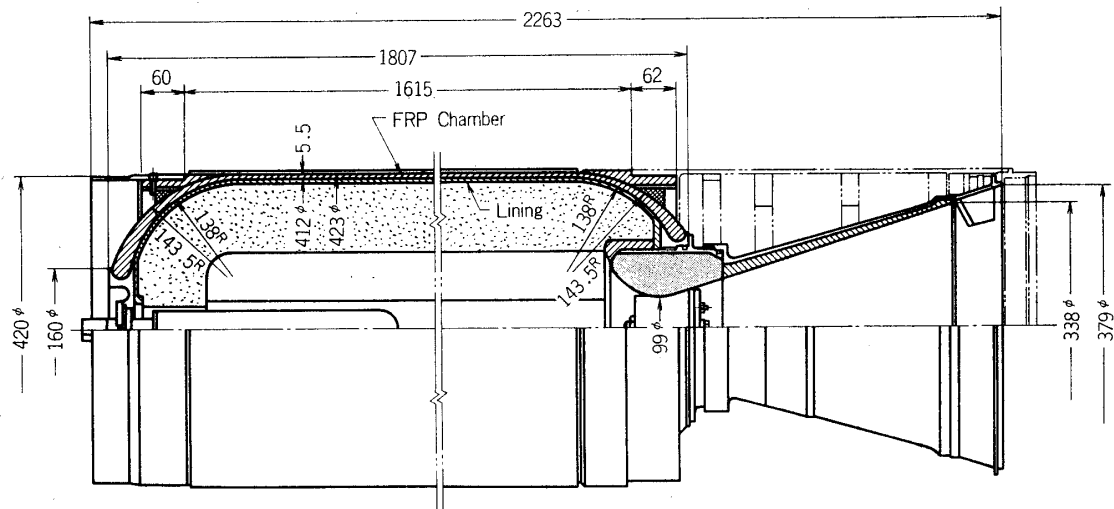


図 1 420 ϕ FRP モータ (K-10-8 第 2 段, No. 3, 4 チャンバ) の概略図

表 1 420 ϕ FRP チャンバの主要項目

No.	長さ $l(\text{mm})$	外径 $d_o(\text{mm})$	FRP 肉厚 $t(\text{mm})$	ライニン グ肉厚 (mm)	内径 $d_i(\text{kg})$	重量 (kg)	使用目的, 実験場所, 実験日
1	1,815	425	5.5	3.5	407	56.8	耐圧破壊試験用, 宇宙研 (1970. 5. 20)
2	1,815	425	5.5	3.5	407	58.6	燃焼試験用, 川越 (1971. 1. 20)
3	1,807	423	5.5	2.5	407	54.9	環境試験・川越 (1972. 2) 燃焼試験用, 能代 (1972. 3. 20)
4	1,807	423	5.5	2.5	407	49.4	K-10-8 飛しょう用, 内之浦 (1972. 9. 12)

ての要項を表 1 に示す。

2.3 研究開発経過の概要

420 ϕ FRP チャンバの研究開発経過を表 2 に示す。

(1) 昭和 43 年頃にラムダ型ロケット第 3 段チャンバ用に 500 ϕ FRP チャンバ [1] を開発したが、その経験を活かして、§2.1 で述べた構造設計仕様に基づいて各種の検討を加え、実現の可能性を確めたうえ、カップ K-10 型第 2 段用 FRP チャンバを製作することになった。

まず、No. 1 チャンバでは曲げ剛性試験によってロケット上段部としての曲げ剛性を理論値と比較し、ダイバージェンス等構造動力学の立場から十分な剛性を保持することを確認すると共に、内圧負荷耐圧試験と破壊試験を行ない、100 kg/cm² 程度の耐圧強度を得て、チャンバとしての信頼性を確認し、実用化に踏み切る決心をした。

(2) No. 2 チャンバは地上燃焼試験を目的として製作したが、ロケットモータとしては (1) 推進薬はポリウレタン系からポリブタジェン系に変更すると共に、直填方式にし、(2) ノズルは鋼から FRP に変更し、大幅に重量軽減を計った。燃焼試験の結果ほぼ予想通りの性能を得られたことが確認され、今後ライニング厚さを 3.5 mm から 2.5 mm に変更できることを確かめ、その分だけ外径を小さくすることにした。

(3) No. 3 チャンバは、①推進薬を内蔵するモータに、周期的温度と振動を繰り返し与

表 2 420 ϕ FRP チャンバの開発経過

500 ϕ FRP チャンバの経験 (1968~1969)	
K-10 第 2 段チャンバの構造設計仕様決定、構造強度、剛性の計算と概念設計	
No. 1 チャンバ試作	(1969. 10)
<div> <div>曲げ剛性試験</div> <div>静的耐圧試験</div> <div>内圧破壊試験</div> </div>	<div>(1970. 3)</div> <div>(1970. 5. 20)</div>
No. 2 チャンバ製作	(1970. 11)
<div> <div>静的耐圧試験</div> <div>地上燃焼試験</div> </div>	<div>(1971. 1. 20)</div>
No. 3 チャンバ製作	(1971. 4)
<div> <div>耐圧試験</div> <div>環境試験</div> <div>地上燃焼試験</div> </div>	<div>(1972. 3. 20)</div>
No. 4 チャンバ製作	(1972. 4)
耐圧試験	
K-10-8 飛しょう試験	(1972. 9. 12)

え，環境試験を行なっても地上燃焼特性に異状のないことを確認し，②機体に 2～4 cps. のスピンを与えるためのガイドベインの効果を確認することを目的で製作された．ライニングを薄くして表 1 に示すように軽量化を計ったが，燃焼試験の結果，燃焼特性は順調であり，ガイドベインについて有効な資料が得られた．温度周期によって FRP の円筒部表面層間に一部剥離が検出されたが，強度上問題はなく，燃焼試験には異状がなかった．

(4) K-10-8 号機用の No. 4 チャンバでは，FRP 成型の精度を高め，表 1 に示すようにライニングを含め 49.4 kg まで軽量化された．耐圧試験によって異状のないことを確認した後，K-10-8 号機の飛しょう実機に供され，昭和 47 年 9 月異状なく正常に飛しょうした．

2.4 製造工程と使用材料

420 φ FRP チャンバの製造は図 2 に示す工程によって製造され，使用材料は表 3 に示すものである．

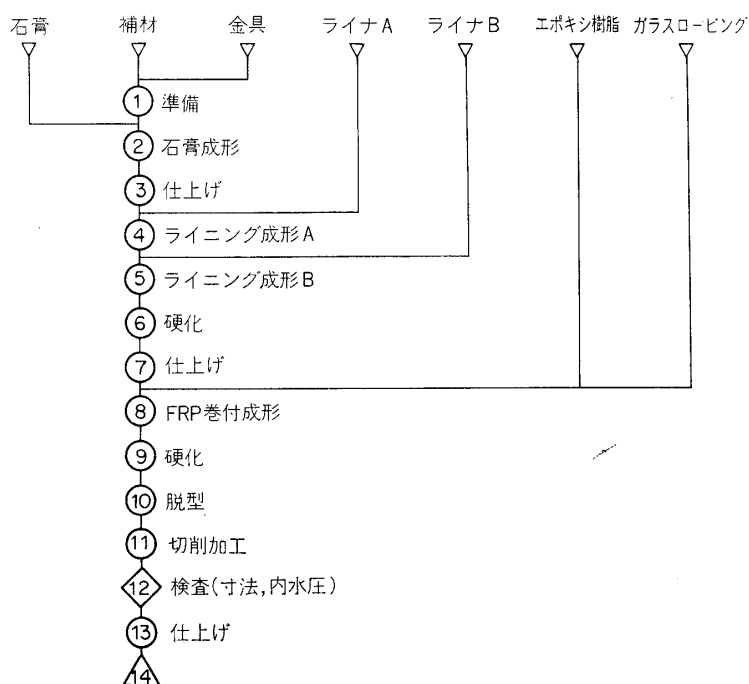


図 2 420 φ FRP チャンバの製造工程

表 3 420 φ FRP チャンバ製作に使用した材料

1) 石膏	特殊溶解石膏
2) ガラス繊維	ガラスロービング (E ガラス) ガラスクロス (E ガラス) サーフェシングマット
3) 樹脂	エポキシ樹脂 { 本体→#828 (100 部) HHPA, BDMA ライニング面→#828 (100 部) TTA (14 部) MEK (150 部)
4) ライニング材	ライナー A (天然ゴム+ブタジエン) ライナー B (アスベスト繊維入り NBR)

まず内型具として石膏を使用し，両端部口金具と一緒にした石膏のうえに，成型したゴムライナー A と B の 2 種を硬化して仕上げる．その後 FW 法によってガラスロービングでヘリカル巻き方式で巻付成形し，ライナーと FRP の接着を利用して一体成形品を作る．脱型して表面を切削加工で仕上げる．

2.5 積層方法

○チャンバ部の積層

FW 巻きによる積層順序は図 3 に示すようなものである．最外層部の高角巻きは，表面仕上げるために切削された部分もあり，強度・剛性にはあまり寄与していない．

3 種の巻き角度，成形時に使用したガラス繊維ロービング数や各層の構成厚さを表 4 に示す．繊維体積含有率は各層毎に測定できなかったが，円筒部全層で約 $V_f=60\%$ であった．全肉厚はバラツキがあるが，平均すれば $t=5.5\text{ mm}$ 位であった．全肉厚に対する肉厚比は，断面の顕微鏡測定と，各層の繊維重量測定によるものの平均値から求めた．

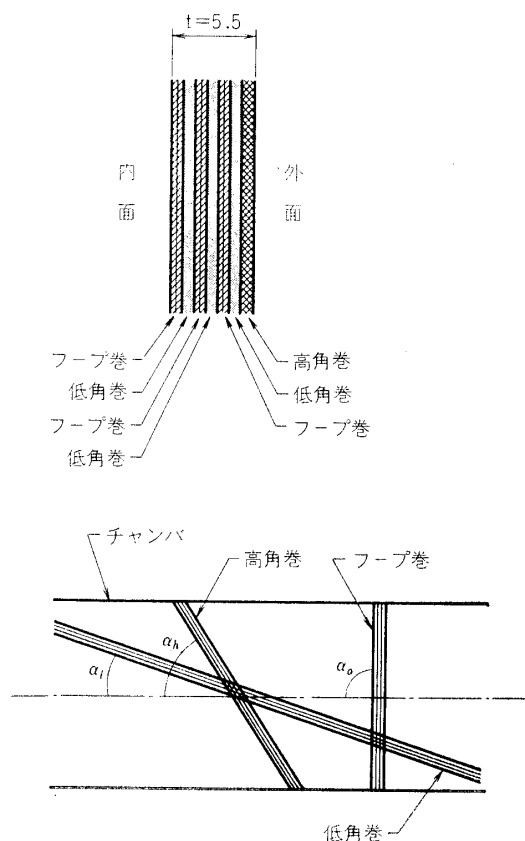


図 3 FRP チャンバの積層

表 4 円筒部各層の巻き角度と肉厚比

ヘリカル巻きの種類	巻き角度(度)	積層数	繊維ロービング数	全肉厚に対する肉厚比
1. 低角巻	$\alpha_l=21^\circ30'$	3 プライ	30 end 4 本	$t_l=0.610$
2. 高角巻	$\alpha_h=70^\circ05'$	(0.5 プライ)*	30 end 5 本	$t_h=0.028$
3. フープ巻	$\alpha_o=90^\circ$	2.5 プライ	30 end 5 本	$t_o=0.362$

* 外面仕上げるため切削したので t_h を減らした．

○両端肉盛部（接手部）

チャンバ両端部や接手のための平行部は，（フープ巻き 1 層＋高角巻 2 層＋フープ巻き 1 層）でさらに厚肉にした．

○サーフェシングマット層

内面仕上げるため 2 層を用いた．

3. 420 φ FRP チャンバの曲げ剛性

FW は弾性係数が低い欠点があるため，厚肉にしても曲げ剛性は金属チャンバに比べて低くなり，ボディダイバージェンスの原因となるおそれがある．殊に接手部により剛性が低下

するおそれがあるので、接手部も含めてチャンバ円筒部の曲げ剛性の計算および曲げ剛性試験を行なった結果 [3] について述べる。

3.1 FW 円筒部の弾性係数の理論計算値

420 φ FRP チャンバの円筒部は §2.5 で述べたように 3 種の巻き角度のヘリカル巻きによる積層材である。各層の弾性主軸は円筒軸 (x) 方向と周 (y) 方向に一致し、軸方向からの巻き角度を α とすると、各層の板厚比は表 4 に示すようになる。

① 弾性係数の理論計算値

ヘリカル巻き多層積層材の弾性係数について、以前に E ガラス繊維/エポキシ樹脂 FW 材で理論解析し、実験値と極めて良く合致する結果を得た [4] [5] ので、同材料の本チャンバの弾性係数を同じ理論式で検討する。理論式のみを抄録すると次のようになる。

積層板各層の弾性主軸が一致する場合、図 4(a) に示すように多層積層板を一枚の直交異方性板と見なしたときの弾性係数は次式で与えられる [5]。

$$\left. \begin{aligned} E_x &= \sum_{i=1}^N K_{xi} t_i - \left(\sum_{i=1}^N \nu_{xi} K_{yi} t_i \right)^2 / \sum_{i=1}^N K_{yi} t_i \\ E_y &= \sum_{i=1}^N K_{yi} t_i - \left(\sum_{i=1}^N \nu_{yi} K_{xi} t_i \right)^2 / \sum_{i=1}^N K_{xi} t_i \\ \nu_x &= \sum_{i=1}^N \nu_{xi} K_{yi} t_i / \sum_{i=1}^N K_{yi} t_i \\ \nu_y &= \sum_{i=1}^N \nu_{yi} K_{xi} t_i / \sum_{i=1}^N K_{xi} t_i \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

ここで、 $K_{xi} = E_{xi} / (1 - \nu_{xi} \nu_{yi})$, $K_{yi} = E_{yi} / (1 - \nu_{xi} \nu_{yi})$

なお、 $\nu_x / E_x = \nu_y / E_y$ の相反定理は成り立つ。

t_i ; i 番目の層厚の全肉厚に対する板厚比, $\sum_{i=1}^N t_i = 1$

$N=3$

さて次に図 4(b) に示す i 番目の層は、巻き角度 $\pm \alpha_i$ の 2 枚のヘリカル巻き層から成る直交異方性板と見なされ、次式で与えられる。

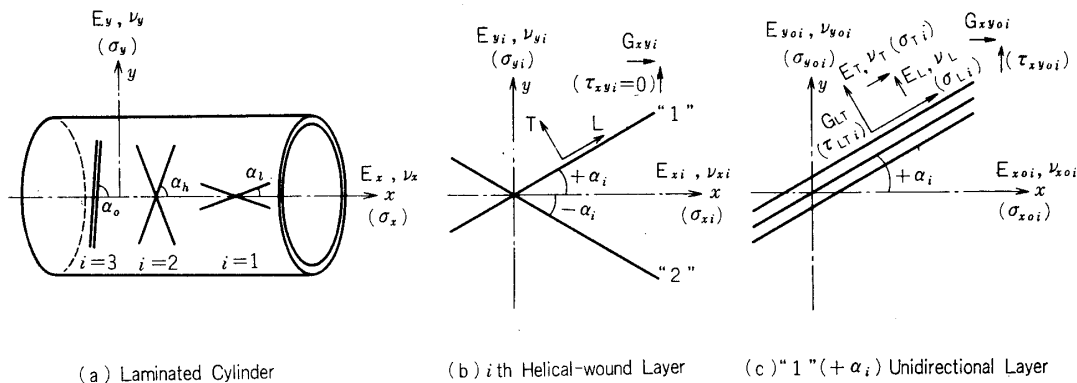


図 4 各層の弾性係数と応力成分

$$\left. \begin{aligned} 1/E_{xi} &= (1/E_{x0i}) - \chi_{0i}^2 G_{xy0i} \\ 1/E_{yi} &= (1/E_{y0i}) - \phi_{0i}^2 G_{xy0i} \\ \nu_{xi}/E_{xi} &= \nu_{yi}/E_{yi} = (\nu_{x0i}/E_{x0i}) + \chi_{0i}\phi_{0i}G_{xy0i} \\ \frac{1}{G_{xyi}} &= \frac{1}{G_{xy0i}} - \frac{\chi_{0i}(\chi_{0i} + \phi_{0i}\nu_{y0i})}{1 - \nu_{x0i}\nu_{y0i}} E_{x0i} - \frac{\phi_{0i}(\phi_{0i} + \chi_{0i}\nu_{x0i})}{1 - \nu_{x0i}\nu_{y0i}} E_{y0i} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

ここで添字“0”を付したものは、図 4(c)に示すように x 軸と $+\alpha_i, -\alpha_i$ の角度をなす各層単独の場合の x, y 軸方向の弾性常数に相当し、下記の式で表わされる。

$$\left. \begin{aligned} \frac{1}{E_{x0i}} &= \frac{\cos^4 \alpha_i}{E_L} + \frac{\sin^4 \alpha_i}{E_T} + \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_L}{E_L} \right) \sin^2 \alpha_i \cos^2 \alpha_i \\ \frac{1}{E_{y0i}} &= \frac{\sin^4 \alpha_i}{E_L} + \frac{\cos^4 \alpha_i}{E_T} + \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_L}{E_L} \right) \sin^2 \alpha_i \cos^2 \alpha_i \\ \frac{1}{G_{xy0i}} &= \left(\frac{1+\nu_L}{E_L} + \frac{1+\nu_T}{E_T} \right) \sin^2 2\alpha_i + \frac{1}{G_{LT}} \cos^2 2\alpha_i \\ \frac{\nu_{x0i}}{E_{x0i}} &= \frac{\nu_{y0i}}{E_{y0i}} = \frac{\nu_L}{E_L} (\cos^4 \alpha_i + \sin^4 \alpha_i) + \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{1}{E_L} - \frac{1}{E_T} \right) \cdot \frac{\sin^2 2\alpha_i}{4} \\ \chi_{0i} &= \left[\frac{\sin^2 \alpha_i}{E_T} - \frac{\cos^2 \alpha_i}{E_L} + \frac{1}{2} \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_L}{E_L} \right) \cos 2\alpha_i \right] \sin 2\alpha_i \\ \phi_{0i} &= \left[\frac{\cos^2 \alpha_i}{E_T} - \frac{\sin^2 \alpha_i}{E_L} - \frac{1}{2} \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_L}{E_L} \right) \cos 2\alpha_i \right] \sin 2\alpha_i \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

上式中 $E_L, E_T, \nu_L(\nu_T), G_{LT}$ はガラスロービング材を一方向に補強したエポキシ FRP 強化材の繊維方向 (L) と繊維に直角方向 (T) に関する直交異方性弾性係数であり、構成素材であるガラス繊維 (添字 f) とエポキシ樹脂 (添字 m) のヤング係数 (E_f, E_m) とポアソン比 (ν_f, ν_m) および繊維含有率 V_f が与えられると求められる。各種の算出式があるが、以前に提案してよい結果を得たので山脇・植村の式 [5] で求めた。

$$\left. \begin{aligned} E_L &= E_f V_f + E_m (1 - V_f) \\ \frac{1}{E_T} &= \frac{\pi}{2} \frac{K_f - K_m}{(K_f - K_m)^2 - (\nu_f K_f - \nu_m K_m)^2} + \frac{1 - D}{E_m} \\ \nu_L &= \frac{D(\nu_f K_f - \nu_m K_m)}{K_f - K_m} + \frac{\pi}{2} \cdot \frac{K_f K_m (\nu_m - \nu_f)}{(K_f - K_m)^2} + \nu_m (1 - D) \\ \nu_T &= \nu_L \left(\frac{E_T}{E_L} \right) \\ \frac{1}{G_{LT}} &= \frac{\pi}{2(G_f - G_m)} + \frac{1 - D}{G_m} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

ただし、 $G_f = E_f/2(1 + \nu_f)$, $G_m = E_m/2(1 + \nu_m)$, $K_f = E_f/(1 - \nu_f^2)$, $K_m = E_m/(1 - \nu_m^2)$,

$$D = 2\sqrt{V_f/\pi}$$

ガラス繊維/エポキシ複合材については

$$\left. \begin{aligned} E_m &= 300 \text{ kg/mm}^2, & E_f &= 7000 \text{ kg/mm}^2 \\ \nu_m &= 0.36, & \nu_f &= 0.23 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

表 5 全積層材の弾性係数の計算値

繊維容積含有率 V_f	$E_x(\text{kg/mm}^2)$	$E_y(\text{kg/mm}^2)$	$G_{xy}(\text{kg/mm}^2)$	ν_x	ν_y
0.55	2,452	2,288	692	0.223	0.208
0.60	2,732	2,562	795	0.222	0.208
0.65	3,066	2,896	931	0.222	0.210

とし, $V_f=0.55\sim0.65$ として, 表 4 に示す各層の板厚比を用いて, 全積層材の弾性係数を計算した結果を表 5 に示す.

§2.1 の設計仕様で与えられた $E_x, E_y > 2,000 \text{ kg/mm}^2$ の条件を十分満足している.

3.2 曲げモーメントの算定

第 2 段 FRP チャンバの曲げ剛性, 曲げ強度を検討するに際して, どの程度の曲げモーメントが FRP チャンバに作用するかをまず算出する.

算出に際しては次の 2 つの方法による.

(1) §2.1 で述べた構造設計条件のうちで横方向最大加速度を $3G$ とし, 第 2 段チャンバより上部の質量分布から片持梁としてモーメント分布を求める方法である. この方法は上段ロケット構造計算でよく用いられるが, 普通か酷な荷重を与える傾向がある. 第 2 段メインロケットの質量分布を考慮して, FRP チャンバ後部端での最大曲げモーメントは次のようになる.

$$M_{\max} = 629.9 \text{ kg} \times 3 \times 1.177 \text{ m} = 2.21 \text{ ton-m}$$

(2) 第 1 段を含め, K-10 全機ロケット飛しょう中の横方向空力荷重分布からモーメント分布を算出し, 第 2 段メインロケット部に着目する.

全機の横方向荷重係数 $C_{N\alpha}$ と空力中心 C_p は 2 段ロケットの風洞実験によってマッハ数 M の関数として図 5 に示すように与えられ, 横方向荷重は第 1 段の尾翼 ($C_{N\alpha,1}$), 第 2 段の尾翼 ($C_{N\alpha,2}$), ノーズコーン ($C_{N\alpha,N}$) の 3 部に集中して作用すると近似的に考える. 本計算では従来の K-10 飛しょうデータを参照し, 最大動圧時 $M=3\sim3.2$ の場合について検討した. 図 5 から $C_{N\alpha}=15$, 最大迎角 $\alpha=2.5$ 度とすると,

全横方向荷重 $[NF]$

$$= (1/2) \rho v^2 S C_{N\alpha} \cdot \alpha = 2717 \text{ kg} \quad (6)$$

となり, $C_{N\alpha}$ を次の 3 成分に分割する.

$$C_{N\alpha,3} = 3 ((NF)_3 = 543 \text{ kg}),$$

$$C_{N\alpha,2} = 4 ((NF)_2 = 725 \text{ kg}),$$

$$C_{N\alpha,1} = 8 ((NF)_1 = 1449 \text{ kg}) \quad (7)$$

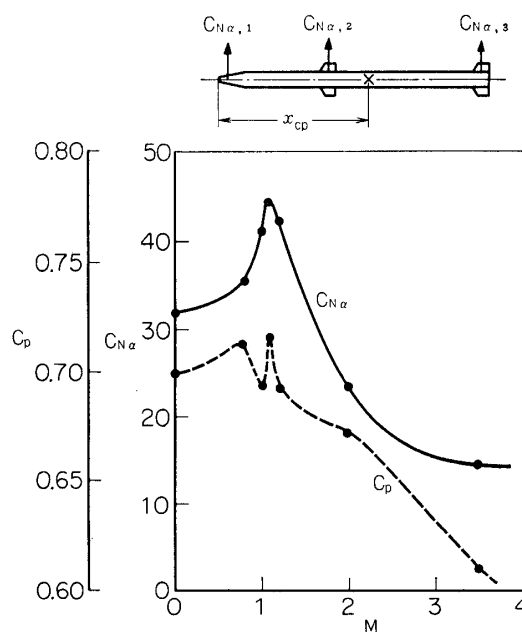


図 5 2 段ロケットの $C_{N\alpha}, C_p \sim M$ 線図

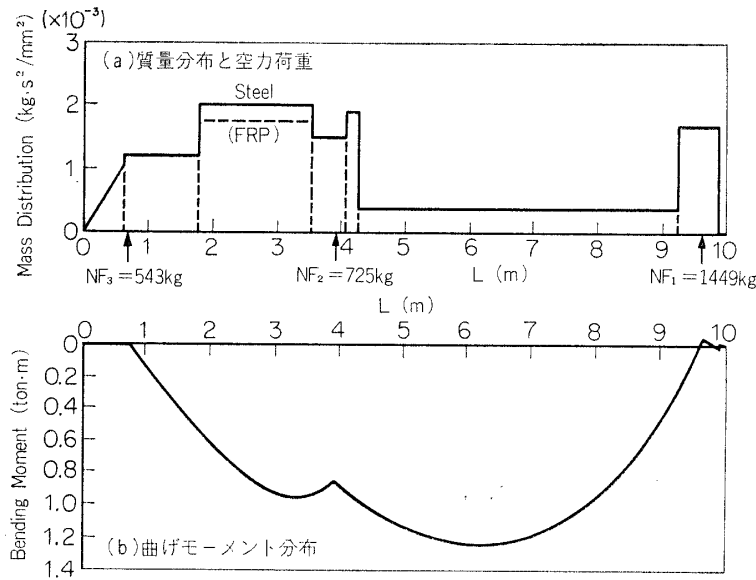


図 6 K-10-2 での計算結果

のように集中荷重として作用すると考える．風圧中心は

$$x_{cp} = \frac{\sum_{i=1}^3 (NF)_i x_i}{[NF]} = 6305 \text{ m} \quad (8)$$

x_i ; ノーズ先端から各空力荷重作用点までの距離

x_{cp} ; " 空力中心までの距離

となり，図 5 による $C_p = 0.628$ を用い，全長 $l = 10.030 \text{ m}$ としたときの

$$x_{cp} = C_p \times l = 0.628 \times 10.030 = 6300 \text{ m} \quad (9)$$

とほぼ一致する．次に K-10 ロケットの質量分布を図 6(a)に示すように置き換え，軸方向に N 分割して計算する．

$$\text{全重量 } W = \sum_i w_i \quad (10)$$

w_i ; 分割区分 i 番目の重量

質量分布と空力荷重および作用点から，ロケットの横方向運動と重心周り回転運動がわかり，各部の加速度を求める．

$$\text{横方向運動による荷重倍数 } n_N = \frac{[NF]}{W} = 2.92 \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \text{回転運動による荷重倍数 } n_\theta &= \frac{(x_i - x_{cg})\ddot{\theta}}{g} \\ &= \frac{[NF](x_{cp} - x_{cg})(x_i - x_{cg})}{gI_{cg}} = (x_i - x_{cg})n_\phi \end{aligned} \quad (12)$$

ここで， I_{cg} ; 重心周り全機慣性モーメント

x_{cg} ; ノーズから重心までの距離

$$\text{分割区分 } i \text{ 番目の荷重係数 } n_i = n_N + (x_i - x_{cg})n_\phi \quad (13)$$

これらが分るとノーズからの距離 x_i の i 区分での剪断力 $(SF)_i$ と曲げモーメント $(BM)_i$ の分布が次式によって与えられる。

$$\left. \begin{aligned} (SF)_i &= \int_0^{x_i} w_i n_i dx + \sum_j (NF)_j \\ (BM)_i &= \int_0^{x_i} (SF)_i dx \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

軸方向曲げモーメントの分布の計算結果を図 6(b)に示す。これからメインロケット部では最大曲げモーメント M_{\max} は約 1.2 ton-m であり、横方向荷重倍数 $n_N=3$ のみと考えた(1)の場合の半分程度であることがわかる。

本計算結果を参照し、下述の曲げ剛性試験を実施するに際しては、片持梁形式で先端荷重を 1.5 ton まで負荷することにしたが、根元での最大曲げモーメントは $1.5 \text{ ton} \times 2.67 \text{ m} = 4 \text{ ton-m}$ であり、強度・剛性確認試験としては十分と思われる。

3.3 曲げ剛性試験要領

写真 1、図 7 に示すように No. 1 試験体のノズル側を治具を介して、反力壁に固定し、点火栓側に治具を取り付け、油圧ジャッキによって上あるいは下方向に負荷し、ロードセルで荷重計測した。接手部のガタが問題となるので、無負荷の状態での固定端での自重による曲げモーメントを打消すように滑車を介してつり合せ荷重を負荷してある。

チャンバひずみは図 7 に示す円筒部 8 ケ所 $S_1 \sim S_8$ で、ひずみゲージを貼付して測定した。また撓み変位はチャンバに沿って 6 ケ所 $D_1 \sim D_6$ と、固定板の傾き及び下方ずれ測定のため D_8, D_7 点においてダイヤルゲージで測定した。また接手結合部の剛性低下測定を主目的として、両端接手部の前後に鏡式たわみ傾斜計 $M_1 \sim M_4$ を取りつけてたわみ角を測定した。

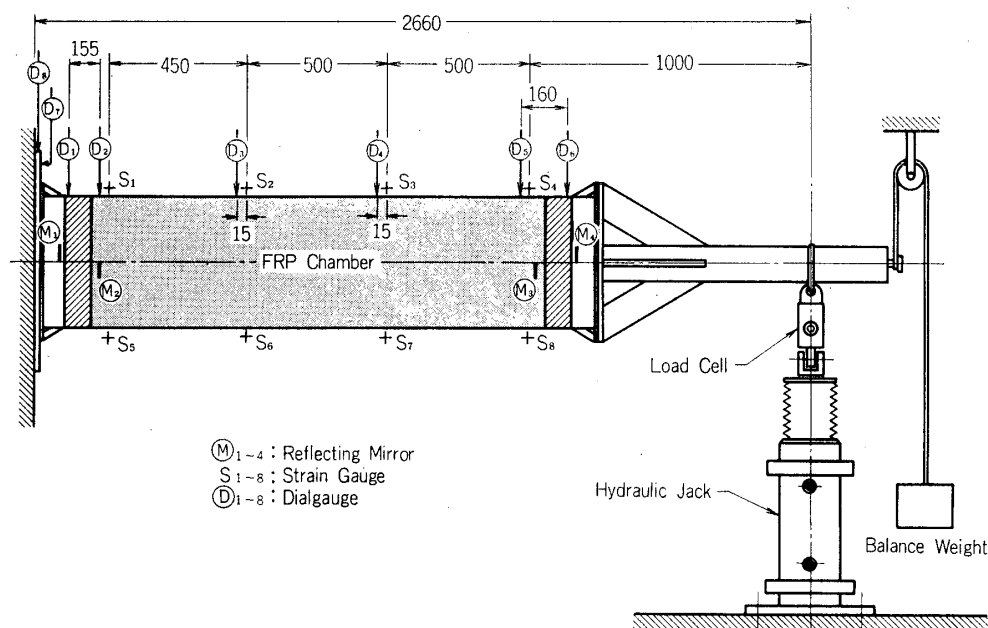
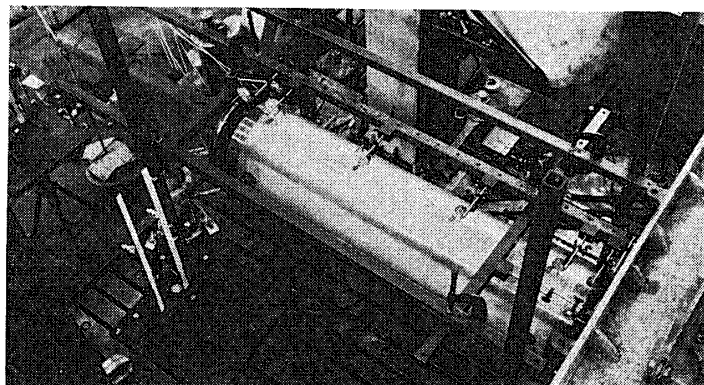


図 7 No. 1 チャンバの曲げ試験負荷要領および計器取付位置

写真 1 曲げ剛性試験 (No. 1 420 ϕ FRP チャンバ)

3.4 曲げ剛性実験結果

3.2 で述べた飛しょう中の曲げモーメント値を参照し, $P=1.5$ ton まで負荷した. 軸方向測定位置の上下部でのひずみ値は多少異なるが, ほぼ等しい値を示したので, 上下ひずみ値の平均値をとり, 図 8 に荷重 \sim ひずみ線図を示す. またダイヤルゲージによるチャンバの軸方向 6 ケ所のたわみ値の第 1, 2 回の平均値をとり, 図 9 に荷重 \sim たわみ線図を示す. 同様に鏡式たわみ傾斜計による接手部前後でのたわみ角値の第 1, 2 回の平均値をとり, 図 10 に荷重 \sim たわみ角線図を示す. いずれも荷重に対して直線的関係を示し, 除荷後も復元し, 弾性域にあることがわかった.

3.5 曲げ剛性実験結果の検討

FRP チャンバの第 2 段ロケットとしての曲げ剛性 ($E_x I$) をひずみ ε , たわみ δ , たわみ角 θ の 3 種の測定から次に述べる諸式で検討し, 曲げ剛性の計算値を表 6 に示す.

① ひずみからの算出式

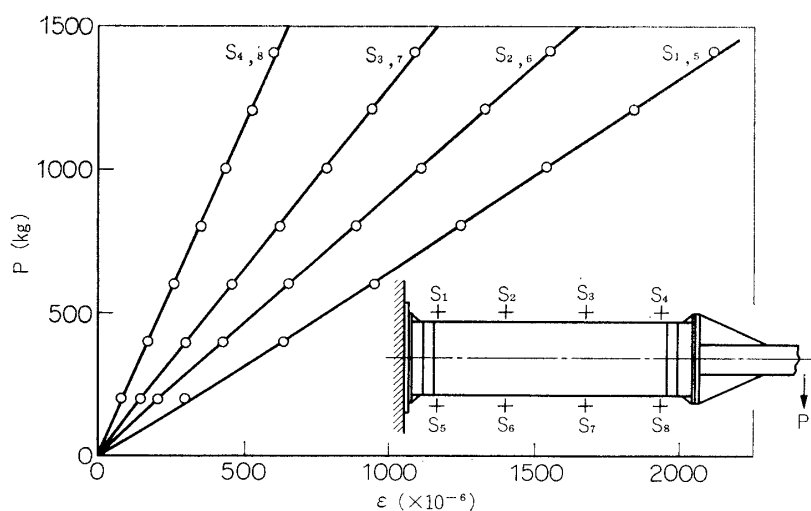


図 8 曲げ剛性試験ひずみ測定結果 (1, 2 回目平均値)

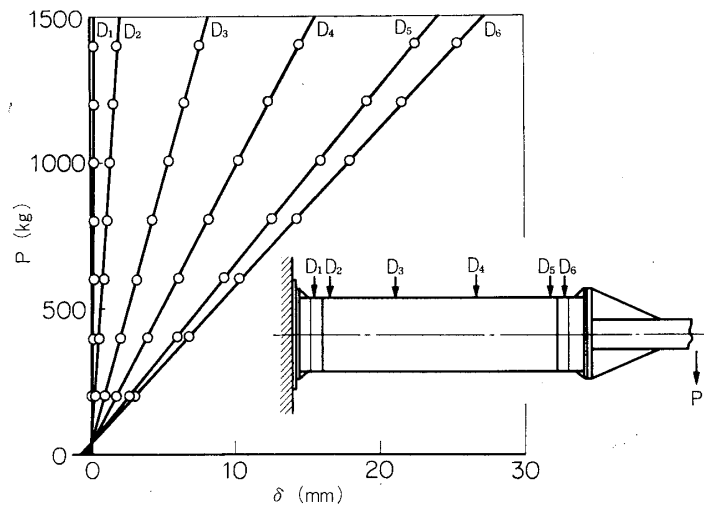


図 9 曲げ剛性試験撓み測定結果 (1, 2 回目平均値)

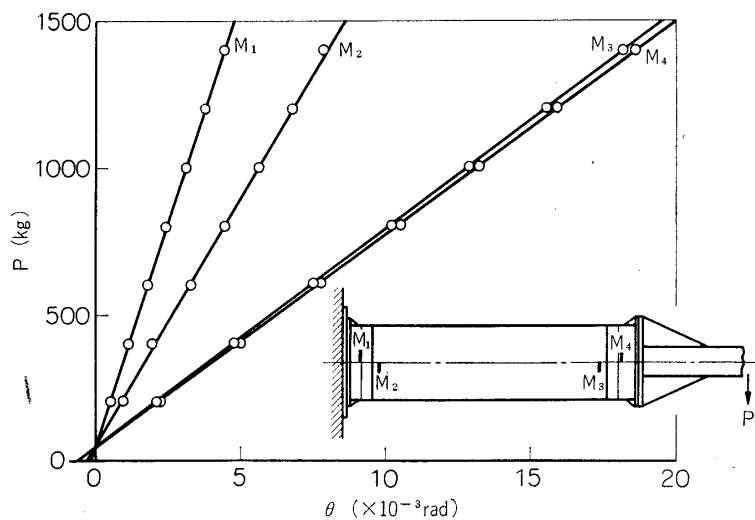


図 10 曲げ剛性試験撓み角測定結果 (1, 2 回目平均値)

$$(E_x I)_i = P l_i r / \epsilon_{xi} \quad (15)$$

② たわみ値からの算出式

$$(E_x I) = (l_i - l_k)^2 (2l_i + l_k) P / 6 [\delta_k - \delta_i - \theta_i (l_i - l_k)] \quad (16)$$

③ たわみ角値からの算出式

$$(E_x I) = P (l_i^2 - l_k^2) / 2 (\theta_k - \theta_i) \quad (17)$$

ここで添字 i, k ; チャンバに沿う i 点, k 点を意味する

l ; 荷重負荷点からの距離 r ; チャンバ半径

① ひずみ値は負荷上下両方向の場合の上下部に貼付したひずみの総平均値から求めたもので、表 6 の左列に示す。固定端に近づくにつれて、 $(E_x I)$ 値は小さいが、これは円筒両端には固定金具が入っており、梁理論ではなく、扁平化境界条件を考慮して円筒殻として応

表 6 各種測定値に基づく曲げ剛性 ($E_x I$) の計算値 ($\text{kg}\cdot\text{mm}^2$)

	歪測定による値		撓み測定による値		撓み角測定による値	
	測定点	$E_x I$	測定点	$E_x I$	測定点	$E_x I$
接手部を含む剛性			$D_{1,6}$	3.45×10^{11}	$M_{1,4}$	2.97×10^{11}
円筒部のみの剛性	$S_{1,5}$	3.41×10^{11}	$D_{2,5}$	3.64×10^{11}	$M_{2,3}$	3.31×10^{11}
	※ $S_{2,6}$	3.93×10^{11}	$D_{3,5}$	3.48×10^{11}		
	※ $S_{3,7}$	4.09×10^{11}				
	$S_{4,8}$	4.63×10^{11}				
	※内 2 カ所の の平均値	4.01×10^{11}	平均値	3.56×10^{11}		

力・ひずみ解析を行なう必要のあることを示している。その他ひずみゲージ貼付の誤差もあるが、中央部 2 位置での平均値は $4.01 \times 10^{11} \text{ kg}\cdot\text{mm}^2$ となる。

② たわみ値による場合、反力壁のたわみ、回転を避けるため、 i, k 両点のたわみに注目して計算したもので、表 6 の中列に示す。平均値は $3.56 \times 10^{11} \text{ kg}\cdot\text{mm}^2$ であるが、接手部を 2 ケ所含む点 1～点 6 間の曲げ剛性が低下するのはもちろんである。

③ たわみ角による計算値を表 6 右列に示すが、前述の 2 方法に比べ低い値を示した。接手部を 2 か所含む 2 点間の曲げ剛性値は、円筒部のみに比べて約 10% 低下している。

上記 3 方法で求めた剛性値は完全に一致するには至らなかったが、円筒部で $E_x I = 3.5 \sim 4 \times 10^{11} \text{ kg}\cdot\text{mm}^2$ の曲げ剛性が得られ、鋼製チャンバの約 1/3 であるが、後述するようにダイバージェンスの立場から問題がないとの自信を得た。肉厚 $t = 5.5 \text{ mm}$ とすれば円筒部の $E_x = 2,450 \text{ kg/mm}^2$ となり、表 5 の理論計算値よりは幾分低いようである。これは No. 1～No. 4 チャンバで多少ロービング数や積層数が異なるからで、表 4 の肉厚比は No. 2 の分析結果に基づくものであるからである。

4. FRP チャンバの継手方法

FRP チャンバの構造設計に関して特に配慮したのは、FW 成型方法と関連して上・下段構造との接合方法や接手部の構造設計であった。単なる圧力容器としては一体巻き方式によってかなりの耐圧強度が得られることは従来の開発研究で分ったが [1][2][6]、一体巻き方式をとる場合、実用ロケットでの接合部の巻き方に特別の配慮が望まれる。

一体巻き方式でまず圧力容器を製作した後に肩部を補足巻きして、上下段の金属製胴部と接合する方式として、図 11 に示すような各種の接合方式を考えた。そのうち (a) の金属スカート埋込方式、(d) のねじ接合方式や (e) のボルト接合方式については植村研究室で各種の形状のものについて基礎実験を行った [7]。また (b) クボミリング接合方式や (c) サークリップ接合方式については住友電工で基礎実験を行なった [6]。これらの結果を考慮に入れ、実際の製作の容易さを考慮して、結局 (f) のインロービス接手方式を採用し、補足巻き部の内部に Al 合金製のリングを入れ、ドーム部との空隙には樹脂を流し込み、金属製胴部とは丸サラ小ネジにより、円周 30 等分で千鳥 2 列計 60 個を用いて結合し、曲げ強

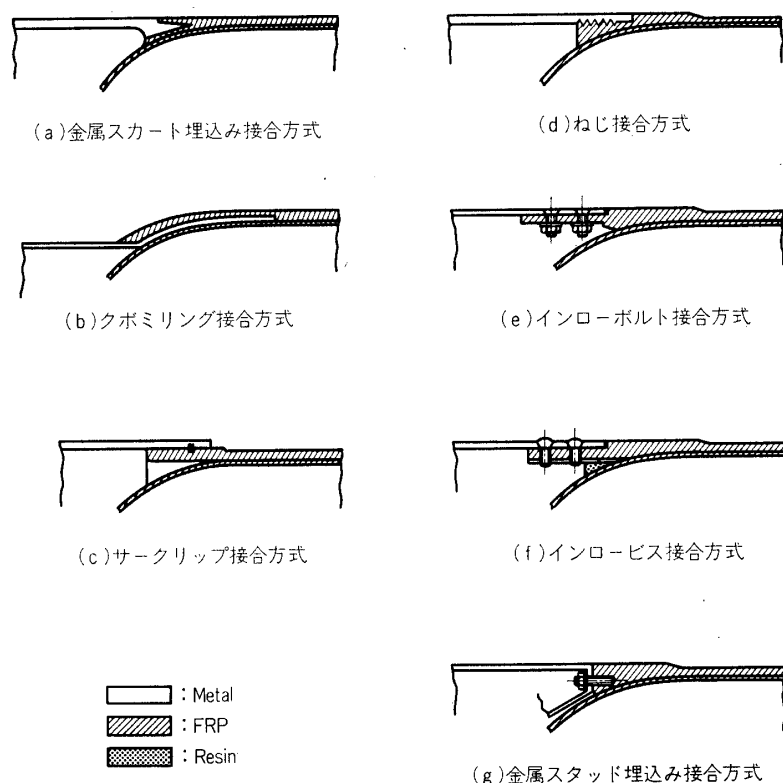


図 11 FRP チャンバの各種の接合方式

度並びに軸方向引張，圧縮に耐えるようにした。

曲げ剛性試験結果を示す表 6 から分るように，このような接合方式により，接手部を含む曲げ剛性は円筒部のみの曲げ剛性に比べて 10% 以内の低下におさまった．以前にラムダ型ロケット第 3 段用の 500 φ 円筒形チャンバを FRP 化したときには，接合部を含む曲げ剛性は約 20% 低下した経験があった．しかし上述の接合方式により結合効率はかなり改善されたといえる．

しかしその後 (g) の金属スタッドボルト埋込み方式をミュー 4 段用 800 φ FRP チャンバで試み，5.5 φ スタッドボルトの引抜き試験を行った結果，破壊荷重のバラツキは少なく平均引抜破壊荷重は 1,080 kg の結果が得られ，衛星との接合方式に採用して満足な結果が得られた．したがってこの方が重量軽減に寄与すると予想され，将来これらの改良も考えられる．

5. 420 φ FRP チャンバの耐圧特性

5.1 耐圧強さの理論解析による推定と設計

3 種のヘリカル巻き層からなる FRP チャンバが内圧をうけると，全肉厚にわたって平均して，次式で与えられる軸方向応力 σ_x と周方向応力 σ_y をうける。(図 4(a) 参照)．

$$\sigma_x = pr/2t = \sigma_0, \quad \sigma_y = pr/t = 2\sigma_0 \quad (18)$$

表 7 各層内の平均主直応力 ($p=50 \text{ kg/cm}^2$ のとき $\sigma_0=9.614 \text{ kg/mm}^2$)

i	ヘリカル巻き 各層の種類	弾性状態 ($E_m=300 \text{ kg/mm}^2$)		破壊前 ($E_m=1 \text{ kg/mm}^2$)
		$\sigma_{xi}/\sigma_0, \sigma_{yi}/\sigma_0$	σ_{xi}, σ_{yi}	$\sigma_{xi}/\sigma_0, \sigma_{yi}/\sigma_0$
1	低角巻き層 ($\alpha=21^\circ 30'$)	$\sigma_{xi}/\sigma_0=1.255$	12.07 kg/mm ²	$\sigma_{xi}/\sigma_0=1.613$
		$\sigma_{yi}/\sigma_0=1.272$	12.23 "	$\sigma_{yi}/\sigma_0=0.259$
2	高角巻き層 ($\alpha=70^\circ 05'$)	$\sigma_{xi}/\sigma_0=0.800$	7.69 "	$\sigma_{xi}/\sigma_0=0.514$
		$\sigma_{yi}/\sigma_0=2.788$	26.80 "	$\sigma_{yi}/\sigma_0=3.887$
3	フープ巻き層 ($\alpha=90^\circ$)	$\sigma_{xi}/\sigma_0=0.586$	5.63 "	$\sigma_{xi}/\sigma_0=0.005$
		$\sigma_{yi}/\sigma_0=3.165$	30.43 "	$\sigma_{yi}/\sigma_0=4.788$

この場合 3 種の各層の弾性主軸は軸 (x), 周 (y) 方向と一致するので, 各層の弾性係数が異なっても, 面内剪断応力はないが ($\tau_{xyi}=0$), 各層には次の内部直応力が発生する. (図 4(b) 参照)

$$\left. \begin{aligned} \sum_{i=1}^3 \sigma_{xi} t_i &= \sigma_x, & \sum_{i=1}^3 \sigma_{yi} t_i &= \sigma_y \\ (\sigma_{xi}/E_{xi}) - \nu_{yi}(\sigma_{yi}/E_{yi}) &= \text{const}(\epsilon_x) \\ (\sigma_{yi}/E_{yi}) - \nu_{xi}(\sigma_{xi}/E_{xi}) &= \text{const}(\epsilon_y) \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

3 層の場合は 6 ケの未知数 $\sigma_{xi}, \sigma_{yi} (i=3)$ を, §3.1 節で述べた理論式と式 (18) の物性値を用いて求めると, 表 7 に示すようになる.

推進薬燃焼時に予想される最大内圧 $p=50 \text{ kg/cm}^2$ ($\sigma_0=9.614 \text{ kg/mm}^2$) に対して各層の平均主直応力値も表 7 に合せ示す.

次に各層はヘリカル巻きで $\pm\alpha_i$ の 2 層からなるので, $+\alpha_i, -\alpha_i$ の各一方向強化層に作用する平面応力成分は式 (19) を参照して次式で与えられる (図 4(c) 参照).

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x0i} \\ \sigma_{y0i} \\ \tau_{xy0i} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \pm M_i \\ 0 & 1 & \pm N_i \\ \pm \chi_{0i} G_{xy0i} & \pm \phi_{0i} G_{xy0i} & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{xi} \\ \sigma_{yi} \\ \tau_{xyi} \end{Bmatrix} \quad (20)$$

ここで,

$$M_i = \frac{(\chi_{0i} + \phi_{0i} \nu_{y0i}) E_{x0i}}{1 - \nu_{x0i} \nu_{y0i}}, \quad N_i = \frac{(\phi_{0i} + \chi_{0i} \nu_{x0i}) E_{y0i}}{1 - \nu_{x0i} \nu_{y0i}} \quad (21)$$

符号 $+$, $-$ は図 4(b) の $+\alpha_i, -\alpha_i$ 層に対応する.

また一方向強化材におけるせんい (L) 方向, せんいと直角 (T) 方向に関する応力成分は, 座標変換により次式で与えられる.

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{Li} &= \sigma_{x0i} \cos^2 \alpha_i + \sigma_{y0i} \sin^2 \alpha_i + \tau_{xy0i} \sin 2\alpha_i \\ \sigma_{Ti} &= \sigma_{x0i} \sin^2 \alpha_i + \sigma_{y0i} \cos^2 \alpha_i - \tau_{xy0i} \sin 2\alpha_i \\ \tau_{LTi} &= -(\sigma_{x0i} - \sigma_{y0i}) \sin 2\alpha_i / 2 + \tau_{xy0i} \cos 2\alpha_i \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

さて FW 材の破壊の基本は, 一方向強化材での 4 種類の破壊メカニズムによる破壊にあ

る [8]. 4 種類の基礎強度のうち, ガラスせんい/エポキシ複合材ではせんい方向の引張強度 $F_L \approx V_f F_f$ ($F_f = 200 \text{ kg/mm}^2$), せんいの圧縮強度 $F_L' \approx 55 \text{ kg/mm}^2$ 程度でかなり高いのに対し, せんいと直角方向の引張強度 $F_T \approx 1 \sim 1.5 \text{ kg/mm}^2$, せんいに沿う剪断強度 $F_{LT} \approx 2 \sim 4 \text{ kg/mm}^2$ で極めて低い [8][9][10]. したがって内圧増大と共に, F_T, F_{LT} による破壊メカニズムによってまずせんいと樹脂の界面破壊がおこり, 応力の再配分を伴いながらせんいが荷重を分担するようになる. この FW 材の全体的破壊前の応力状態は, 上述の弾性計算で $E_m \rightarrow 0$ と置くことによって近似的に求め得ることを, 筆者の一人 [9][10] が提案し, FW 円筒の破壊をきわめてよく説明できることを示した.

そこで本文でもその方法により全体的破壊前の応力状態の計算結果を表 8 に示す.

表 8 破壊前の各層応力成分比 ($E_m \rightarrow 1.0 \text{ kg/mm}^2$)

i	ヘリカル巻き 各層の種類	ヘリカル巻き 各層の応力	一層の内+ α_i 層の応力	+ α_i 層のせん い方向の応力
1	低角巻き層 ($\alpha = 21^\circ 30'$)	$\sigma_{xi}/\sigma_0 = 1.613$ $\sigma_{yi}/\sigma_0 = 0.259$ $\tau_{xyi}/\sigma_0 = 0$	$\sigma_{x0i}/\sigma_0 = 1.613$ $\sigma_{y0i}/\sigma_0 = 0.259$ $\tau_{xy0i}/\sigma_0 = 0.633$	$\sigma_{Li}/\sigma_0 = 1.863$ $\sigma_{Ti}/\sigma_0 = 0.009$ $\tau_{LTi}/\sigma_0 = 0.002$
2	高角巻き層 ($\alpha = 70^\circ 05'$)	$\sigma_{xh}/\sigma_0 = 0.514$ $\sigma_{yh}/\sigma_0 = 3.887$ $\tau_{xyh}/\sigma_0 = 0$	$\sigma_{x0h}/\sigma_0 = 0.514$ $\sigma_{y0h}/\sigma_0 = 3.887$ $\tau_{xy0h}/\sigma_0 = 1.405$	$\sigma_{Lh}/\sigma_0 = 4.396$ $\sigma_{Th}/\sigma_0 = 0.005$ $\tau_{LT h}/\sigma_0 = 0.002$
3	フープ巻き層 ($\alpha = 90^\circ$)	$\sigma_{x0}/\sigma_0 = 0.005$ $\sigma_{y0}/\sigma_0 = 4.788$ $\tau_{xy0}/\sigma_0 = 0$	$\sigma_{x00}/\sigma_0 = 0.008$ $\sigma_{y00}/\sigma_0 = 4.788$ $\tau_{xy00}/\sigma_0 = 0$	$\sigma_{L0}/\sigma_0 = 4.788$ $\sigma_{T0}/\sigma_0 = 0.005$ $\tau_{LT0}/\sigma_0 = 0$

これから全体的破壊直前にはせんいの引張応力によって耐荷されることになるが, 高角巻き, フープ巻き層が内圧に耐荷し, 低角巻き層は縦弾性剛性の向上に寄与していることがわかる. $p = 100 \text{ kg/cm}^2 \rightarrow \sigma_0 = 19.23 \text{ kg/mm}^2$ に対して $\sigma_{L0}/\sigma_0 = 4.788$ より $\sigma_{L0} = 92.1 \text{ kg/mm}^2$ となり, $V_f = 60\%$ の場合, $F_L = 120 \text{ kg/mm}^2$ なので, 耐圧強度 100 kg/cm^2 以上を期待できることがわかった.

5.2 内圧負荷試験

(1) 試験要領

図 12 に示すように耐圧試験容器内の取付壁に, 420ϕ FRP チャンバの端をボルト締めし, 内圧負荷による軸方向の伸びを拘束しないように試験体下面にローラを付設した.

試験体にあらかじめ水を充填し, 外部から油圧ポンプで加圧した. 圧力はポンプ系統に付属したブルドン管式圧力計と, チャンバノズル孔入口の抵抗線歪計を用いた圧力計の二系統によって測定した.

加圧順序は, (i) 初めに弾性試験として $50 \sim 60 \text{ kg/cm}^2$ まで段階加圧し, (ii) 一たん除荷後再び試験体が破壊に至るまで連続加圧して, 破壊試験をした.

ひずみの検出には抵抗線ひずみゲージを用いたが, ひずみ測定位置は図 13(a) に示すよ

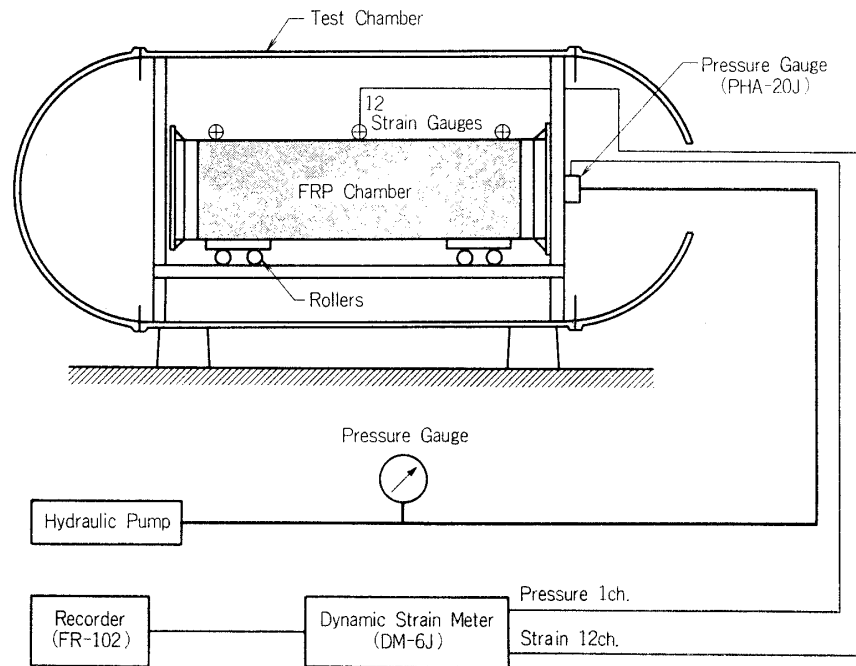


図 12 内圧負荷要領および計測系統図

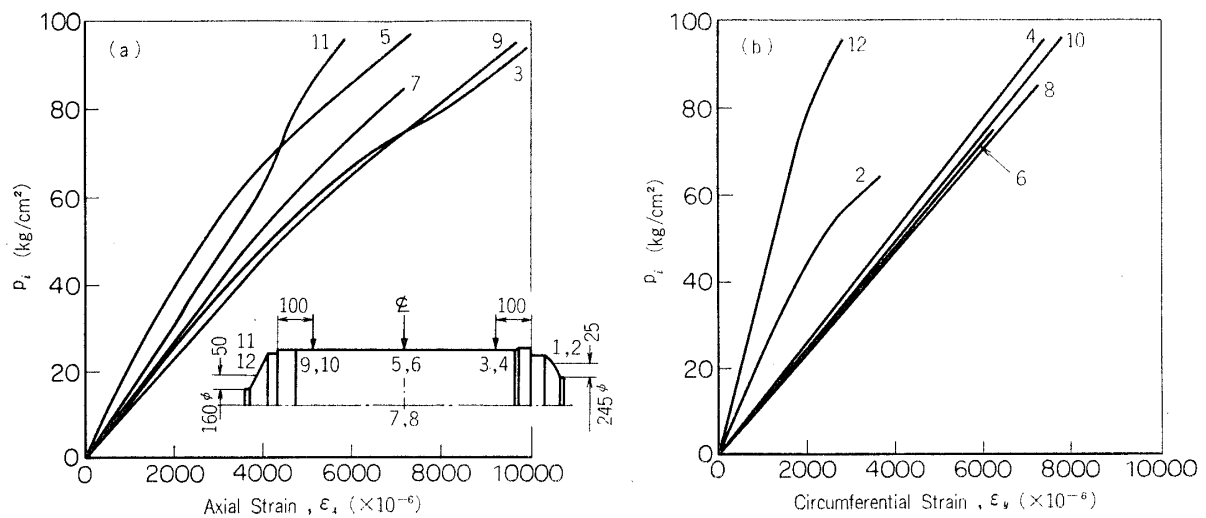


図 13 内圧負荷によるひずみ測定結果

うに、円筒部 4 か所、両端ドーム部に 2 か所の計 6 点であり、各点で軸方向（奇数番号）と周方向（偶数番号）の計 12 ケのひずみゲージを貼付し、動ひずみ計とオシログラフによる連続記録を行なった。

(2) 内圧試験結果

図 13 に No. 1 チャンバの破壊時までの内圧 (p)～ひずみ (ϵ) の関係を示すが、(a)、(b) 図にそれぞれ軸方向 ϵ_x 、周方向ひずみ ϵ_y を示す。

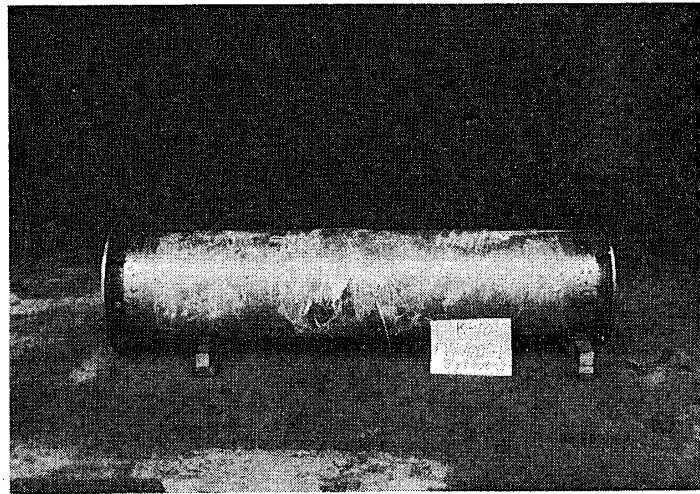


写真 2 静的内圧破壊試験後の No. 1 420 φ FRP チャンバ

$p=75\sim85 \text{ kg/cm}^2$ において円筒部中央付近において最外層の部分的なはく離が進行し、写真 2 に示すように 96 kg/cm^2 で高角巻きの外層部のみが切断破壊した。これは最外層部を切削仕上げしたために高角巻き部の繊維が部分的に切断していたためである。しかし $p=100 \text{ kg/cm}^2$ でも圧力低下が見られなかったため、さらに加圧すれば全体破壊力は 100 kg/cm^2 を超過したと思われる。破壊圧力の計算値が裏付けられた。両端ドーム部および円筒部との接続部付近も異状は認められないので、約 20 秒程度の燃焼内圧 $40\sim50 \text{ kg/cm}^2$ には十分耐え得るものと思われる。

最外層が剥離した圧力 96 kg/cm^2 での円筒部の軸応力 σ_x と周応力 σ_y は次のとおりである。

$$\sigma_x = \frac{pr}{2t} = 18.5 \text{ kg/mm}^2, \quad \sigma_y = \frac{pr}{t} = 36.9 \text{ kg/mm}^2$$

5.3 円筒部弾性係数の耐圧試験による検討

内圧負荷弾性試験における円筒部での直交 2 方向歪測定値から円筒部の弾性係数を検討する。

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_x(\text{軸方向ひずみ}) &= (\sigma_x/E_x) - (\nu_y\sigma_y/E_y) \\ \varepsilon_y(\text{周方向ひずみ}) &= (\sigma_y/E_y) - (\nu_x\sigma_x/E_x) \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

ただし

$$\sigma_x = \frac{pr}{2t}, \quad \sigma_y = \frac{pr}{t}, \quad \frac{\nu_x}{E_x} = \frac{\nu_y}{E_y} \quad (24)$$

p ; 内圧, r ; 円筒部半径 = 211.5 mm, t ; 肉厚 = 5.5 mm

式 (24) を式 (23) に代入すると

$$\frac{\varepsilon_x}{p} = \frac{r}{2t} \left(\frac{1}{E_x} - \frac{2\nu_y}{E_y} \right), \quad \frac{\varepsilon_y}{p} = \frac{r}{2t} \left(\frac{2}{E_y} - \frac{\nu_y}{E_y} \right) \quad (25)$$

となる。No. 1~No. 3 チャンバの弾性耐圧試験による ε_x/p , ε_y/p を表 9 に示す。

表 9 ε_x/p , ε_y/p の実験値と理論値の比較

	実 験 値				理論値
	No. 1	No. 2	No. 3	平均値	
$\varepsilon_x/p(\text{mm}^2/\text{kg})$	5.90×10^{-3}	3.00×10^{-3}	2.35×10^{-3}	3.75×10^{-3}	3.91×10^{-3}
$\varepsilon_y/p(\text{mm}^2/\text{kg})$	8.93×10^{-3}	9.96×10^{-3}	9.52×10^{-3}	9.47×10^{-3}	13.4×10^{-3}

表 5 に示す弾性係数を用い、式 (25) による理論計算値を表 9 に合せ示すが、実験値と大体合致している。

6. 飛しょう時に対する構造安全性の考察と検討

6.1 空力加熱による耐熱性の検討

K-10 型ロケットは最高速度 2 km/sec に近く、最高動圧時（発射後約 16 秒後）でマッハ数 3 程度であり、当然空力加熱によって温度上昇を伴い、ロケットの剛性低下、熱応力や耐熱性が問題となる。FRP 材のように熱を伝えにくい材料を使用した場合の強度と剛性低下の検討を行なった結果について述べる。

(1) 2 段目 FRP チャンバの温度上昇の計算式

温度上昇の計算に必要な飛しょう径路すなわち高度、速度～時間曲線としては図 14 に示すように K-10-2 号機の飛しょうデータを用いた。

温度計算位置は図 15 に示すように、先端からの距離が 3 種の A, B, C の 3 点についてである。

FRP 材料は金属に比べて熱伝導率が数百分の一程度に小さく、板厚方向の温度こう配が予想されるので図 16 に示すように分割する。乱流境界層では流れ方向の変化が小さいので、軸方向の熱流を無視し、裏面は熱絶縁されているとする。各分割点における熱平衡の方程式

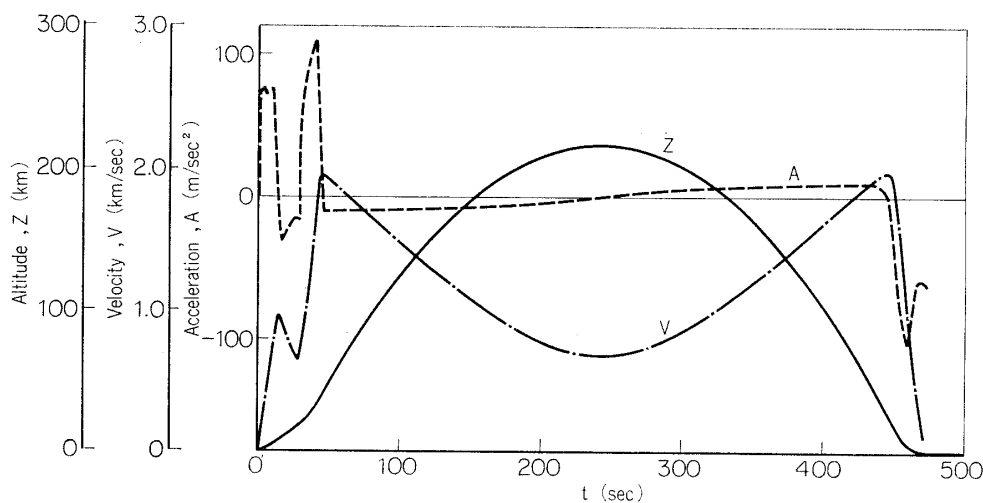


図 14 K-10-2 飛しょうデータ

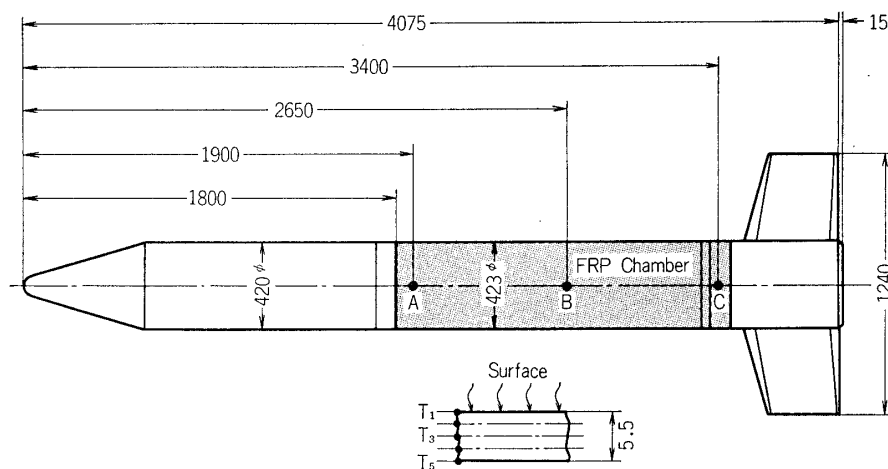


図 15 第 2 段 FRP チャンバ温度計算位置

は、時間間隔 Δt をとって数値積分することになると次式で表わされる [11].

$$\left. \begin{aligned} \text{表面; } T_1' &= \theta [2T_2 + \{(1/\theta) - 2\} T_1 + (2h_e \delta_1 / k) (T_{aw} - T_1)] \\ \text{内部; } T_i' &= \theta [T_{i-1} + T_{i+1} + \{(1/\theta) - 2\} T_i] \\ \text{裏面; } T_5' &= \theta [2T_4 + \{(1/\theta) - 2\} T_5] \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

ここで、 $\theta = k \Delta t / C_p \rho \delta_1^2$

T ; 時間 t での温度, T' ; 時間 $(t + \Delta t)$ での温度

k ; FRP 材料の熱伝導率 $7.0 \times 10^{-5} \text{ kcal}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{C} \cdot \text{sec})$

C_p ; " の比熱 $0.35 \text{ kcal}/(\text{kg} \cdot ^\circ\text{C})$

ρ ; " の比重 $1.77 \times 10^3 \text{ kg}/\text{m}^3$

δ_1 ; 板厚方向分割幅 $= d(\text{板厚})/4$, ($d = 5.5 \text{ mm}$)

h_e ; 熱伝達係数 ($\text{kcal}/\text{hr} \cdot \text{m}^2 \cdot ^\circ\text{C}$)

T_{aw} ; 断面界面温度 ($^\circ\text{K}$)

T_{aw} は、計算点が先端からかなり後方にあり、乱流境界層内にあると考えると、近似的に次式で与えられる.

$$\begin{aligned} T_{aw} &= T_{f\infty} [1 + r(\gamma - 1) M_\infty^2 / 2] \\ &= T_{f\infty} (1 + 0.18 M_\infty^2) \end{aligned} \quad (27)$$

ここで、 $T_{f\infty}$; ある高度での大気温度

M_∞ ; ある高度でのマッハ数 (飛行速度 / 音速)

r ; 回復係数 $= \sqrt[3]{P_r}$ (乱流境界層で)

P_r ; プラントル数 ≈ 0.7

γ ; 比熱比 ≈ 1.4

また熱伝達係数 h_e は、乱流境界層において

$$h_e = 0.0296 R_e^{0.8} \sqrt[3]{P_r} (T_{f\infty} / T_{aw})^{0.44} \quad (28)$$

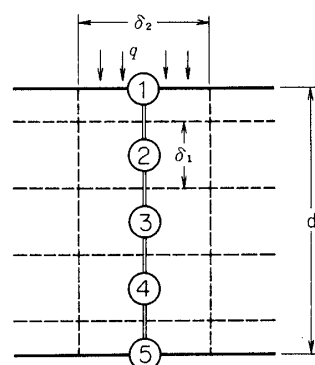


図 16 板厚方向の温度分布計算用分割点

ここで, Re ; レイノルズ数,

で表わされ [12], 高度変化, 密度変化の関数である. この式を変形し, 従来東大での各種ロケット打上げによって温度上昇を実測した経験に基づき, 補正係数をかけて植村研究室で導いた次の式を用いた.

$$h_e = 0.131(M_\infty \rho / \rho_0)^{0.8} X^{-0.2} (1 + 0.2 M_\infty^2) \quad (29)$$

(2) 温度計算結果

前述の計算式と (26) 式の下の物性値を用いて数値積分で温度分布を計算した. 本計算で用いた物性値は, 以前に飛しょうした HT-110 ロケットでの FRP ノーズコーンの温度計測 [11] や研究所内の急速ふく射加熱装置による予備実験で確かめたものである. また時間間隔 Δt については熱力学の第1法則により $\theta \leq 1/2$ でなければならない. そのために $t = 20 \text{ sec}$. までは $\Delta t = 1 \text{ sec}$ ($\theta = 0.06$), $t = 70 \text{ sec}$ までは $\Delta t = 2 \text{ sec}$ ($\theta = 0.12$) としてちく次積分を行なった.

初期地上温度 15° として温度分布を計算したが, 一例として $x = 1,900 \text{ mm}$ のA点での表面 (T_1), 中央面 (T_3), 裏面 (T_5) の温度変化を図 17 に示す. また3点について板厚方向の温度分布を図 18 に示す.

また最も加熱の大きい最前部 (A点) において, FRP 材料の常温での軸方向ヤング率 $E_x = 2,300 \text{ kg/mm}^2$ として E_x の厚さ方向の予想分布図を図 19 に示す.

(3) 耐熱性の考察

① FPR 材料の場合, 板厚方向の温度こう配は大きく, 表面のみ高温になっても, 内部の温度上昇は少ない. 表面温度のみ高いことは, 空力加熱による熱入を緩和し, また約 150°C 以上になって FRP 材が発煙することはアブレーション効果があり, 熱伝達係数を下げるのに有効と思われる.

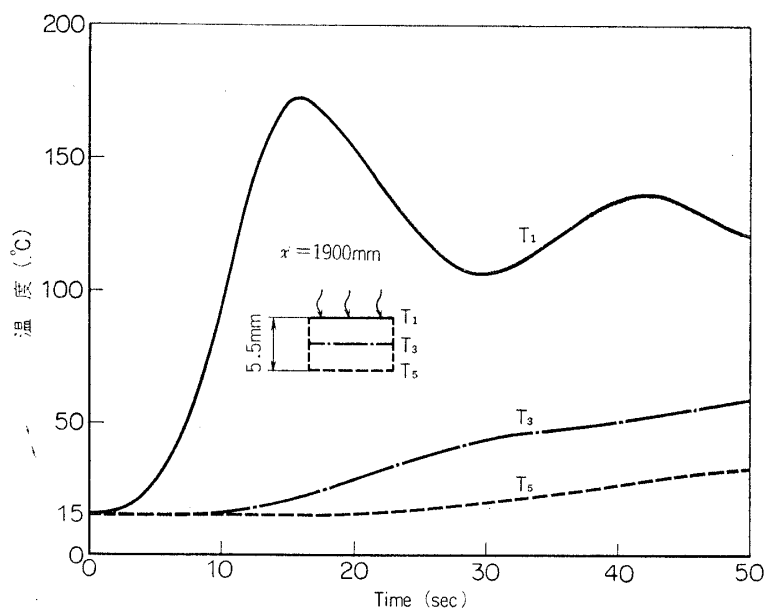


図 17 板厚方向温度の時間変化

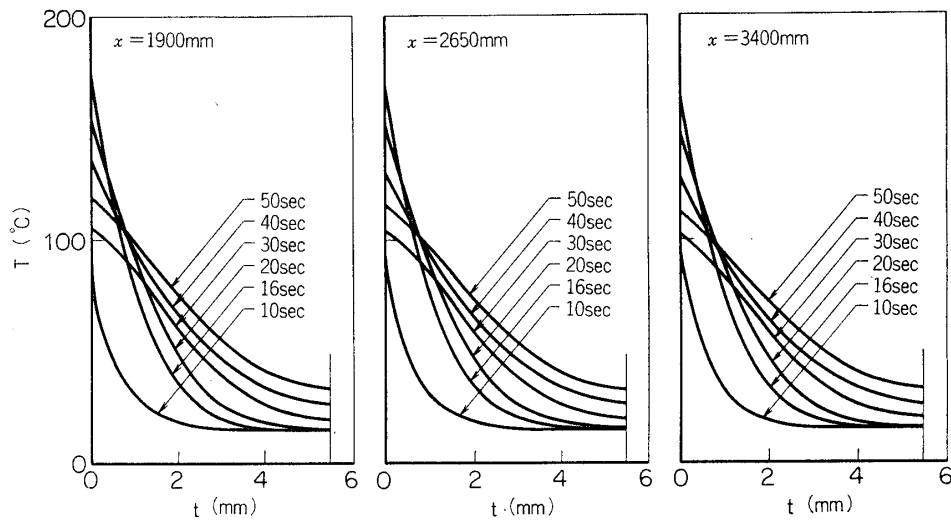
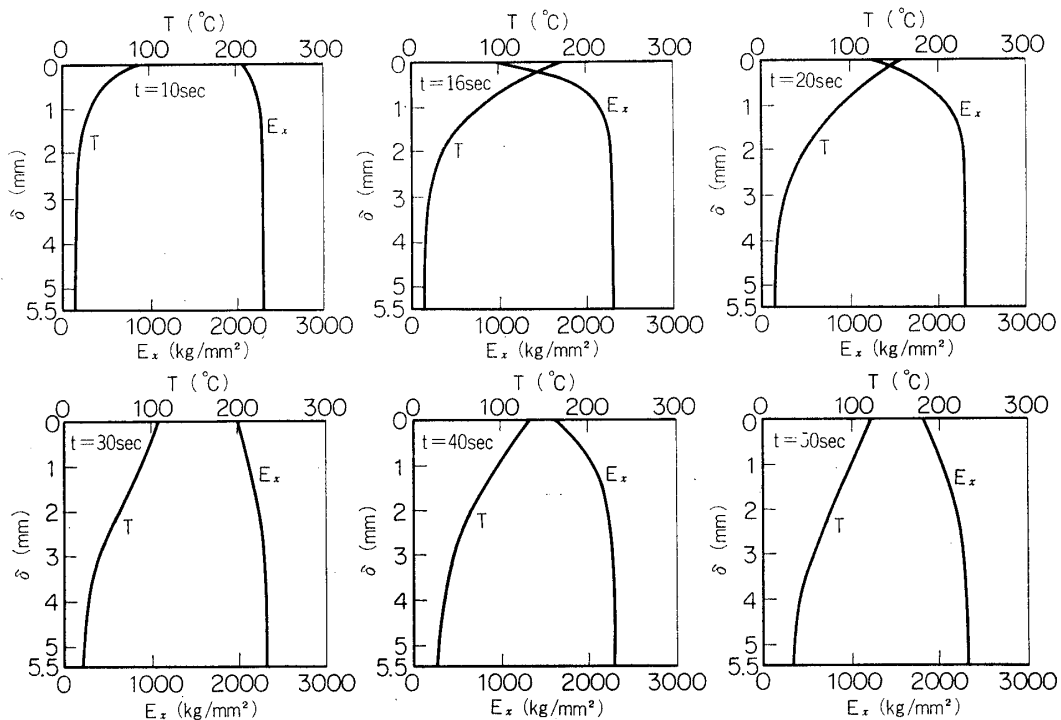


図 18 板厚方向温度分布の時間的变化

図 19 温度上昇による軸方向ヤング率の低下 (常温における $E_x = 2, 300 \text{ kg/mm}^2$)

② 第1段ロケット燃焼中の最高温度は燃焼終了時 (16 秒) 前後で、表面温度をとっても前部接手 (A点) で 173°C 、後部接手 (C点) で 161°C であり、内部、裏面温度は徐々に上昇するにしても、この時点では温度上昇はほとんどない。動的安定の観点から最も問題になるのは、第1段燃焼終了時近傍の最大動圧の場合なので、わずか (約 10%) の曲げ剛性

低下を見込んで動的安定の計算を行なって十分と思われる。

③ 第 2 段 FRP ロケット燃焼中の最高温度は 42 秒時で、表面温度は A 点で 137°C 、C 点で 127°C となるが、中央層の温度は 50°C 程度で裏面は 30°C 以下で著しい温度上昇はない。この時点ではダイバージェンスなどはあまり問題にならないが、むしろ内圧による応力に対し、高温度時の FRP チャンバの強度低下が問題になるが、常温での耐圧強度 100 kg/cm^2 以上を確認しているので問題はないであろう。

温度分布によって発生する熱応力は内圧による引張応力に重畳するか、表面部のみ温度上昇が大きく、圧縮応力となるので、むしろ温度上昇による弱화를補って安全側になる。内面部は引張応力が重畳するが図 18 の温度分布による熱応力はわずかであり、温度上昇はないので問題とはならないと思われる。

以上の考察から K-10 型 FRP チャンバは空力加熱に対しても十分耐熱性があると判断した。

6.2 ダイバージェンスに対する検討

FRP チャンバは耐圧強度の点からは十分軽量化されるが、剛性低下に伴ってロケットの動的安定性にダイバージェンス特性が気になるのが欠点である。K-10 型 2 段目 420ϕ チャンバは金属製では $(EI)_{st}=1.22\times 10^{12}\text{ kg}\cdot\text{mm}^2$ であるのに対し、FRP 製では §3.1 で述べたように $(EI)_x=3\sim 4\times 10^{11}\text{ kg}\cdot\text{mm}^2$ であり、曲げ剛性が約 $1/3\sim 1/4$ に低下する。そこで第 2 段ロケットの曲げ剛性が低下したときに、ダイバージェンスを発生する動圧 q_{div} がどの程度低下するかを富田研究室で解析された結果を引用させていただく [13]。

解析は、①非回転のロケットが一平面内で定常運動する。②ロケット機体の弾性変形は単純梁理論にしたがう。③ロケットを多数の集中質量に分割し、その集中質量に対応して、揚力が迎角変化に比例して生ずるような空力板が存在する、等の仮定に基づいて Alley & Gerringer [14] の方法によっている。

図 20 に示すように K-10 ロケット機体を軸方向に 20 分割した各区分の剛性分布と図 6

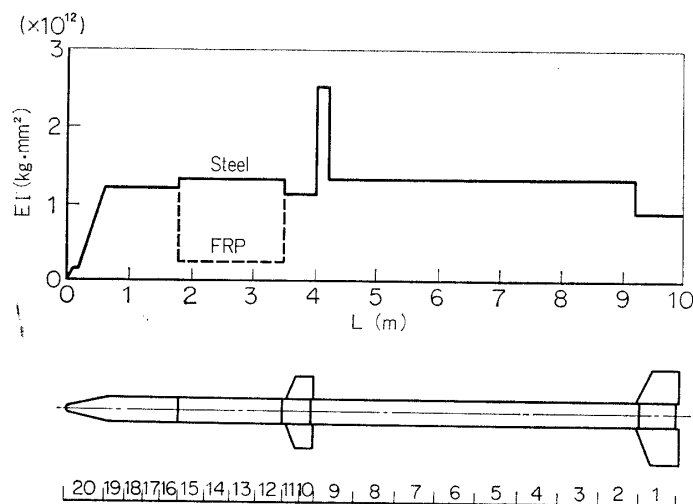


図 20 K-10 型剛性分布および分割表示図

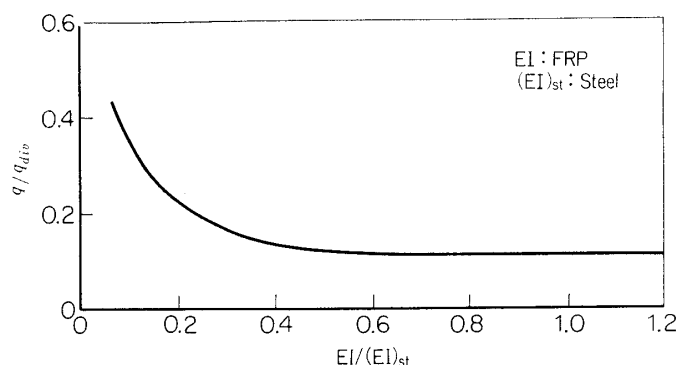


図 21 K-10 型のダイバージェンス特性

(a)に示す質量分布を用いる。各区分について集中質量に作用する力のつりあいを考えて運動方程式をたて、マトリックス表示法によって固有値を求め、最小の動圧を q_{div} とする。

動圧安定が最も問題になるのは、最大動圧 (q_{max}) の場合、すなわち初段ロケット燃焼終了時 ($M=3$) であって、§3.2(2) で述べたそのときの空力特性を計算式に用いる。

ダイバージェンスに対する安全性基準としてはまず第 1 に静的安全余裕度があるが K-10 では問題にならないので、この他に第 2 として、

$$q_{max}/q_{div} \leq 1/2 \quad (33)$$

の条件が判定基準として慣用されている。そこで計算結果を q_{max}/q_{div} で表わし、チャンバ曲げ剛性低下率に対し図 21 に示す。 $EI/(EI)_{st} = (1/4) \sim (1/3)$ 程度では $q_{max}/q_{div} < 0.2$ で大きな増加はなく、第 2 段チャンバが FRP 化されてもダイバージェンスに対してかなりの余裕度をもっていることがわかる。

7. 地上燃焼に対するチャンバ特性

420 ϕ FRP チャンバの静的耐圧強度については十分に信頼性を確認できたが、ロケットモータとしての燃焼に対する耐熱性を検討するとともに、飛しょう時のスピンを与えるためのガイドベインの性能を検討するため真空燃焼試験を行なった結果を述べる。

No. 2 チャンバによって第 1 回真空燃焼試験を行ない、No. 3 チャンバにより環境試験後に第 2 回真空燃焼試験を行なった。燃焼試験に際しては各種の測定が行なわれたが、ここではチャンバ構造に関する事項について述べる。

7.1 420 ϕ FRP ロケットモータの概要

K-10 第 2 段ロケットモータの諸元・性能について、従来の金属製のものを、今回開発した FRP 製のものと比較し、一括して表 10 に示す。

(1) 推進薬

K-10-7 号機までの金属製モータでは、UP 系の推進薬を用い、あらかじめ成型した後に接着するブロックボンディング方式で装填された。しかし FRP チャンバでは両ドーム部が FW 法による一体成型で製作されるために直填方式を採用し、推進薬としては上段用に新しく開発されたポリブタジェン系の BP-20 B が用いられた。

表 10 K-10, 第 2 段ロケットモーターの諸元・性能の比較

種 類	従来型・金属製チャンバ	No. 2 FRP チャンバ	No. 3 FRP チャンバ
地上燃焼試験	1964. 2. 6 川越（日産）実験場	1971. 1. 20 川越（日産）実験場	1972. 3. 20 能代（東大）実験場
	—	第 1 回地上燃焼試験	第 2 回地上燃焼試験
モータ全長 (mm)	2, 243	2, 270	2, 263
モータ外径 (mm)	420	425	423
モータ重量 (kg)	415	392	389. 2
推進薬々種	UP-10	BP-20 B	BP-20 B
“ 重量 (kg)	310	312. 65	310. 7
ノズルスロート径 (mm)	93 ϕ	99 ϕ	99 ϕ
“ 出口径 (mm)	384 ϕ [216. 3 ϕ]	378 ϕ	379 ϕ
“ 開口比	17. 0 [5. 4]	14. 6	14. 7
ガイドベイン	あり	なし	あり, 39. 4cm ² ×6 枚
内 圧 (kg/cm ²)	初期	47. 0	46. 8
	最高	49. 6	46. 2
	平均	37. 8	34. 5
推 力 (ton)	初期	4. 15 (4. 8)	5. 78
	最高	4. 96 (5. 75)	6. 05
	平均	3. 73 (4. 33)	4. 44
燃焼時間 (秒)	18. 3	18. 2	18. 35
全力積 (ton)	68. 3 (79. 0)	80. 8	81. 7
比推力 (sec)	220 (255)	258	263
外気圧 (mmHg)	760 (50)	50	30

註) () 値は外気圧 () 値に対応する値である。

[] 値は地上燃焼時における値である。

(2) ノズル

モータの全形状を図 1 に示す。ノズルは埋没型とし、前後部に 2 分割されている。ノズル前部は、SCM 材のノズルホルダにグラファイトスロート部がそう入され、ノズル後部は FRP 製のものである。

(3) ライナー

FRP チャンバでは内圧負荷による伸び変形が大きく、微細なクラックが樹脂と繊維との界面で発生しやすく、したがって高圧ガスの漏洩防止は全面的にライナーに負っている。これらの特色を考慮して耐熱性ゴムを用い、長時間火焰に曝される両端開口部近傍はライニング成形 B を追加して肉厚を増した。FRP チャンバでは、両端ドーム部と円筒部が一体巻きで成型され、開口部が小さいので、従来用いられたライナーの塗布方式、接着方式はむずかしく、FW 成形時にあらかじめマンドレル上にライナーを置き、巻き込み方式によって製作した。

(4) ガイドベイン

K-10 第2段ロケットの飛しょう安定を得るため、従来は金属性ノズルに取りつけられたガイドベインにより 3.3~5.7 cps のスピンの与えられていた。しかし今回は図1に示すようにノズルも FRP 製にし軽量化をはかったので、FRP 製のノズルに取りつけることは難しく、そのため、①従来通りのガイドベインを用いるが、ノズル・スカート内側の金属に取りつける、②スピンモータによる、③尾翼または補助翼によるなどの方法を検討した。そのうち②のスピンモータは重量増加を導びき、③はサイドスリップに入る可能性もあるので②と併用する必要がある、結局ガイドベインによることにした。取り敢えず予備試験ではノズルをスカート内側に埋め込み耐熱性を検討した。そして第2回の燃焼試験では尾翼筒にガイドベインを取りつけることに変更したが、異状がなかったのでそのまま飛しょう機に採用された。

7.2 地上燃焼試験

(1) 燃焼試験結果の概略

No. 2, No. 3 FRP モータによる第1回、第2回地上真空燃焼試験結果を、従来の鋼製モータの場合と比較して表 10 に示す。No. 2 FRP モータのテストスタンドに取りつけられた状況を写真3に示す。

両者共にモータ燃焼は正常で良好な燃焼特性を示した。殊に No. 3 チャンバは後述のように温度と振動に対する環境試験を経ており、その影響はなかった。FRP チャンバとノズルはともに燃焼後も全く異状はなく、ノズルの浸蝕状況も少なく、温度の計測結果も良好で、チャンバ部やノズル脊面の温度上昇も燃焼中はほとんど認められず、耐熱性が確認された。

以下力学的特性など構造に関する事項について述べる。

(2) チャンバひずみ

ひずみ測定位置は図 22, 23 に示すように円筒部の3点であり、各点に軸方向(奇数番号),

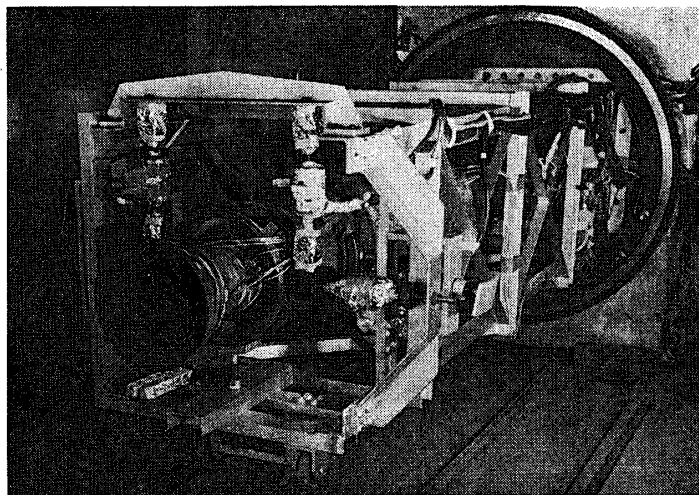
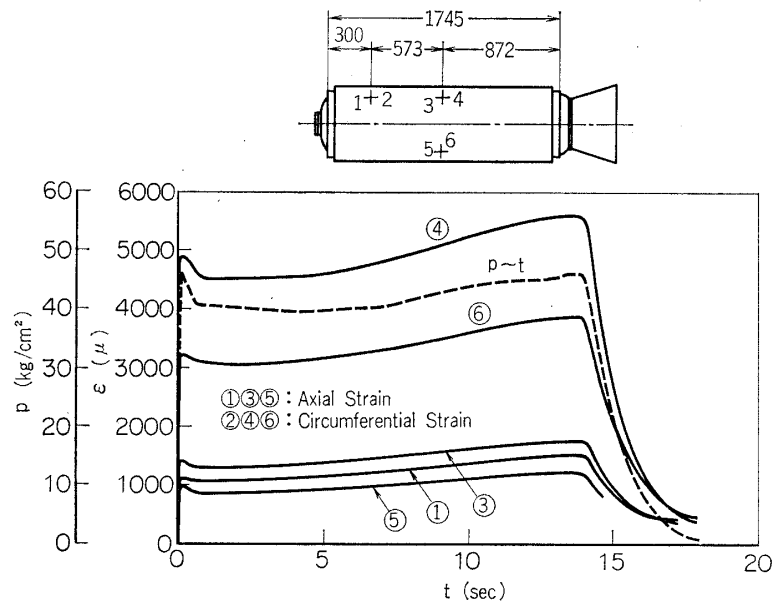
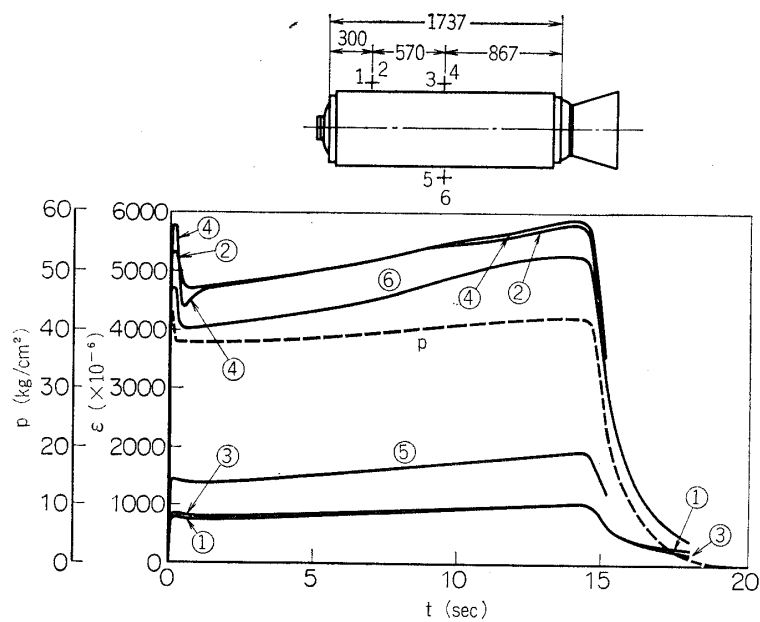


写真3 第1回地上燃焼試験でのテストスタンド上の No. 2 420φ チャンバ

図 22 燃焼試験における $p, \varepsilon \sim t$ 線図図 23 第 2 回燃焼試験における $p, \varepsilon \sim t$ 線図

周方向（偶数番号）に抵抗線ひずみゲージを貼付して、燃焼中のひずみを計測した。

燃焼中の内圧 (p)，ひずみ (ε)～時間 (t) 曲線を，第 1, 2 回試験についてそれぞれ図 22，図 23 に示す． $p \sim t$ 曲線と $\varepsilon \sim t$ 曲線の傾向は燃焼中ほとんど符合しているが， $t > 15$ 秒ではひずみゲージの感温特性により見かけ上若干残留ひずみを示すことになる．各点における軸歪 ε_x と周ひずみ ε_y は完全に一致しないで，不均質な FRP チャンバ上でのひ

表 11 燃焼試験中の歪測定結果

試験種目	地上燃焼試験				静的耐圧試験	
	(第1回) No. 2	(第2回) No. 3	実験平均値	計算値 ($\alpha=0.918$)	実験平均値	計算値 ($\alpha=1.0$)
軸方向歪 $\varepsilon_x/p(1/\text{kg/mm}^2)$	3.23×10^{-3}	3.15×10^{-3}	3.19×10^{-3}	3.33×10^{-3}	3.75×10^{-3}	3.91×10^{-3}
周方向歪 $\varepsilon_y/p(1/\text{kg/mm}^2)$	10.2×10^{-3}	13.4×10^{-3}	11.8×10^{-3}	13.6×10^{-3}	9.47×10^{-3}	13.4×10^{-3}

ずみ測定のみずかしさを示している。しかしほぼ同程度なので平均値をとり、 ε_x/p 、 ε_y/p の値にして表 11 に静的耐圧試験結果と比較して示す。

表 11 から燃焼試験結果は耐圧試験結果に比較して ε_x は小さく、 ε_y は大きいことがわかる。これは圧力分布の相異によるものと思われる、その理由は次のように説明できる。

いま燃焼時を考えると、ノズルからの排気噴射があり、推力 T は

$$T = C_F \pi r_t^2 p \quad (34)$$

ここで、 C_F ；推力係数 ≈ 1.49 、 r_t ；スロート半径 $= 49.5 \text{ mm}$

p ；燃焼内圧、 r ；チャンバ円筒半径 $= 211.5 \text{ mm}$

で表わされ、燃焼試験では円筒部とドーム部の接合部で推力をうけているとすると、軸・周方向応力 σ_x, σ_y は次式で与えられる。

$$\sigma_x = \alpha p r / 2t, \quad \sigma_y = p r / t \quad (35)$$

ここで、 $\alpha = 1 - C_F (r_t/r)^2 = 0.918$

したがってチャンバひずみ値は、燃焼試験の場合は式 (25) の代りに次式で与えられる。

$$\frac{\varepsilon_x}{p} = \frac{r}{2t} \left(\frac{\alpha}{E_x} - \frac{2\nu_y}{E_y} \right), \quad \frac{\varepsilon_y}{p} = \frac{r}{2t} \left(\frac{2}{E_y} - \alpha \frac{\nu_y}{E_y} \right) \quad (36)$$

表 5 の弾性係数の値を用い、閉圧力容器の耐圧試験 ($\alpha=1.0$) と地上燃焼試験 ($\alpha=0.918$) の場合のひずみの計算値も表 11 に合せ示すが、燃焼試験の場合には ε_x は小さく、 ε_y は大きくなる傾向は、計算と実験とで符合している。

地上燃焼試験の結果、チャンバひずみの残留ひずみも小さく、ひずみ値は大体圧力に比例しており、耐圧破壊圧力 $\approx 100 \text{ kg/cm}^2$ に比べて最大 50 kg/cm^2 の燃焼内圧に対する耐圧性は十分と判断された。

(3) FRP チャンバ振動

FRP チャンバの燃焼中の振動を計測するために、点火栓側とノズル側アダプタに、それぞれ軸方向 (X) と周方向 (Y) に加速度計を取り付け、増幅後テープレコーダやビジグラフに振動波形を記録した。テープレコーダによる記録を周波数分析器により分析した。

点火時とバックファイア時に大きな加速度を記録したが、燃焼中は $0.5 \sim 1.5 G^{p-p}$ 程度の平坦な定常的振動波形が得られ、燃焼は正常で全く異状のないことが確認された。

(4) ライナーの焼損と薄肉化

No. 2 FRP チャンバの重量は、表 1 に示すように初期の目標値より重くなったが、これは初めての燃焼試験ということでライナーを若干厚くし過ぎ、安全側にとり過ぎたことも一

因と思われた。そこで地上燃焼後に No. 2 チャンバを切断してライナーの焼損厚を測定したが、ほとんど焼損していないことがわかった。そこで No. 3 チャンバ以降では、ライナー厚さを円筒部で 3.5 mm から 2.5 mm に減少させることにした。ドーム部も減少させたので軽量化に寄与したが、将来はさらに薄くできている。

(5) ガイドベイン

No. 3 チャンバによる第 2 回燃焼試験では、推進薬が UP 系から BP 系に切換えられたのに鑑み、ガイドベインの耐熱性と所定のスピン数を与えるトルク発生を確認することも目的の一つであった。

Al_2O_3 -W コーティングおよび $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{ZrO}_2$ -W コーティングを施した 2 種類のガイドベインを各 3 枚ずつノズルスカート内側に埋め込み、耐熱性を比較した。燃焼全秒時 18 秒のうち、ガイドベインが熔解しないで原形をとどめている時間は約 10 秒と推定された。先端から 17.5 mm まで溶ける所要時間は、 ZrO_2 入りのもので 4.9 秒であるのに対し、ないものでは 4.6 秒でわずかに耐熱性の差があった。平均 5.06 kg-m のロールモーメントが得られ、第 2 段で最低 2.3 cps 程度のスピンが予想されたが、ジェット・ダンピング効果を考慮すると実機には 3 cps 以上が期待され、 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{ZrO}_2$ -W コーティングのものがそのまま実機に採用された。K-10-6 号機に比較すると、ガイドベイン面積は 1.5 倍に、また厚さも 7 mm から 12 mm に増している。ガイドベインは K-10-6 号機ではノズルスカート末端部に埋め込まれていたのを改め、K-10-8 号機では図 24 に示すように尾翼筒に取りつけるようにした。

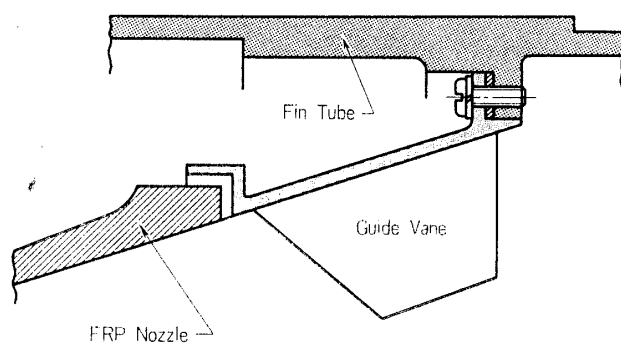


図 24 ガイドベインの取り付け方

7.3 環境試験

ロケットモータが運送中や保管中に温度変化、力学的振動、衝撃をうけて FRP チャンバに悪影響を与えないことを確認するために、第 2 回地上燃焼試験に先立って次の環境変化を与えた。

(1) 温度周期試験

+40°C ~ -10°C の温度サイクル（1 サイクル 48 時間）を 3 回繰返し加え、モータの温度特性及びチャンバとライニング間の接着性の確認を行なった。

40°C の槽内に 5 時間以上保持し、そのまま翌朝まで槽内に放置し、次の日に -10°C の

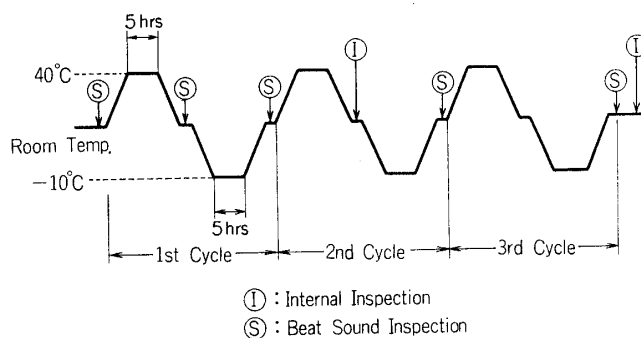


図 25 環境試験における温度変化曲線

槽内に5時間以上保持し、そのまま翌朝まで槽内に放置した。温度変化は図 25 に示すとおりである。

(2) 振動試験

(1) の温度周期を与えた後、 $+40^{\circ}\text{C}$ および -10°C にして振動試験を行ない、モータの振動に対する耐環境性およびチャンバとライニング間の接着性の確認を行なった。

- 加振方向；ロケット機軸に直角方向
- 周波数；(i) 20 Hz 最大振幅 1 mm (チャンバ)
- (ii) 200 Hz 加速度 2.5G
- 加振時間；(i), (ii) を各 2 時間

加振は槽温が規定温度に達してから4時間以上保持後に行なった。

上述の環境試験前後に、各叩音検査、内面検査を行ない、最後にX線検査を行なった。下記の局部剥離が見られた他は全然異状はなかった。

温度周期1サイクル終了後に、チャンバ円筒部の表面層間に一部はく離が叩音検査で検出されたが、ライニングとチャンバ、またライニングと推進剤間のはく離ではないようで環境試験は継続し、振動試験も続行したが、当初のはく離はほとんど進展しなかった。これは外径仕上のため表面層を切削したことに起因するもので、表面から第2層の1.7~2.5 mm 付近の層間のはく離であることがX線検査で確かめられ、強度上問題なしと判断され、燃焼試験を行なったが当然異状はなかった。

8. FRP チャンバを第2段に用いた K-10-8 号機の飛しょう試験

8.1 従来の鋼製チャンバを用いた K-10-6 号機との比較

従来の超高張力鋼製チャンバを使用した K-10-6 号機と2段目メインロケットとしての諸元、性能を比較すると表 12 のようになる。

表 12 に示すように K-10-8 号機は K-10-6 号機と比較して、モータ構造重量が 97 kg から 70 kg に軽量化され、モータマシネオも 0.75 から 0.795 に改良された。今回から高性能推進薬が直填されているので、軽量化と相まって性能向上が期待された。

8.2 飛しょう試験と飛しょう結果

表 12 K-10 第 2 段ロケットの比較

ロケット	K-10-6	K-10-8
チャンバ材料	超高張力鋼 HT-100	FRP (No. 4 チャンバ)
チャンバ外径 (mm)	420	423
" 板厚 (mm)	2.2	5.5
モータ全長 (mm)	2,243	2,263
ノズルスロート径 (mm)	93	99
ノズル出口径 (mm)	384	379
推進薬	UP 系	BP 系
チャンバ重量 (kg) (ライニングを含む)	62	50
ノズル重量	35 (鋼製ベル型ノズル)	20 (FRP コニカルノズル)
モータ重量		
{ 推進薬あり (kg)	413	386
{ " なし (kg)	102	75.5
モータマスレシオ	0.75	0.795

420 φ FRP チャンバを第 2 段メインロケットに用いた K-10-8 号機の発射直前のランチャー上の写真を写真 4 に示す。K-10-6 号機と形状寸法を比較して図 26 に示す。K-10-8 号機では塔載計器の関係で全長は約 200 mm 長くなり、そのために構造重量は増加している。

第 2 段チャンバ表面は識別観測を容易にし、耐熱性を増すため白色塗料で塗られている。

K-10-8 号機は昭和 47 年 9 月 12 日 20 時 10 分上下角 79.5 度で発射され、正常に飛しょうした。飛しょう性能を表 13 と図 27 に K-10-6 号機と比較して示す。発射角が異なるので、第 2 段目燃焼後の重量を用い、観測ロケット便覧により補正を行なうと表 14 に示すようになる。

したがって K-10 型ロケットの第 2 段に FRP モータを使用することにより、次のようにいうことができる。

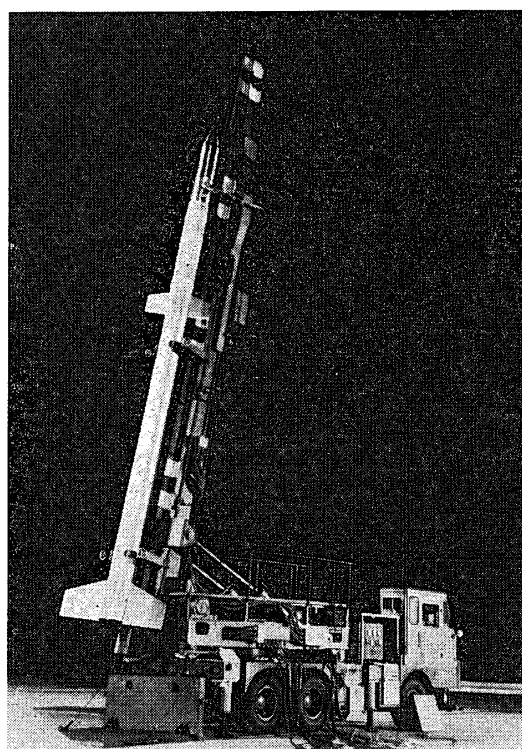


写真 4 K-10-8 号機発射直前
(第 2 段ロケット No. 4 420 φ FRP
チャンバを使用)

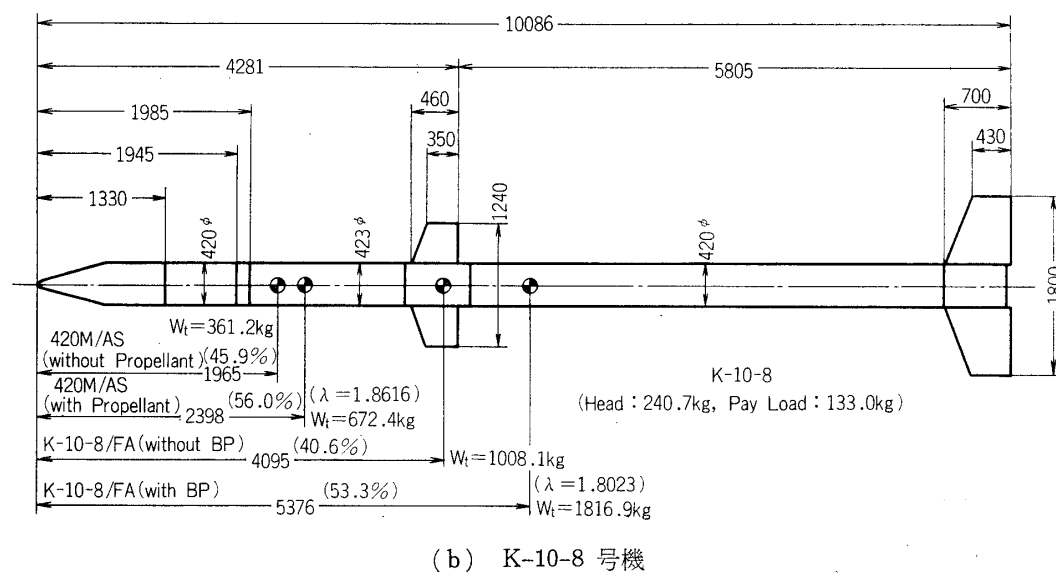
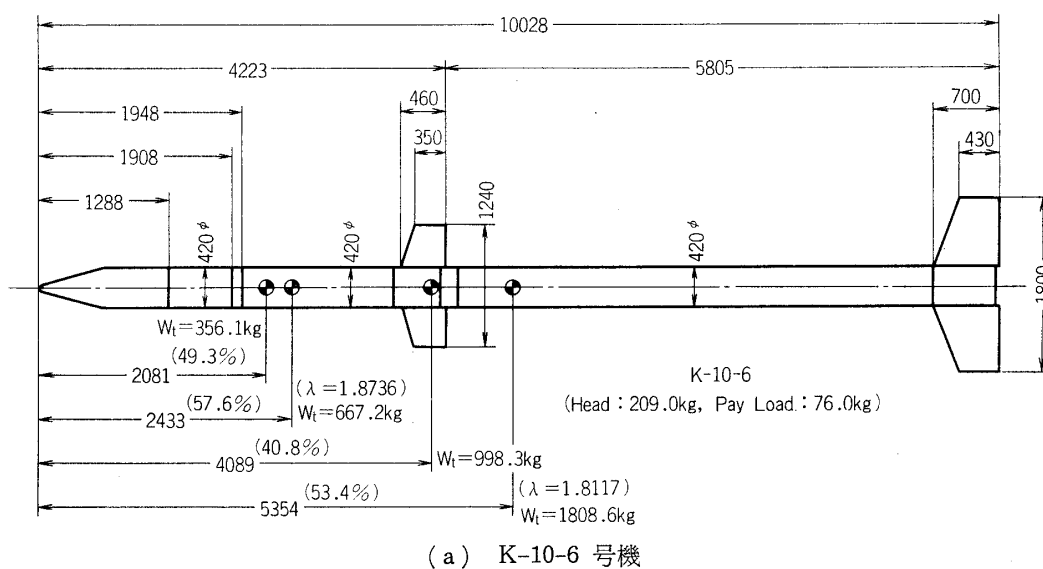


図 26 K-10-6 号機と K-10-8 号機の形状寸法の比較

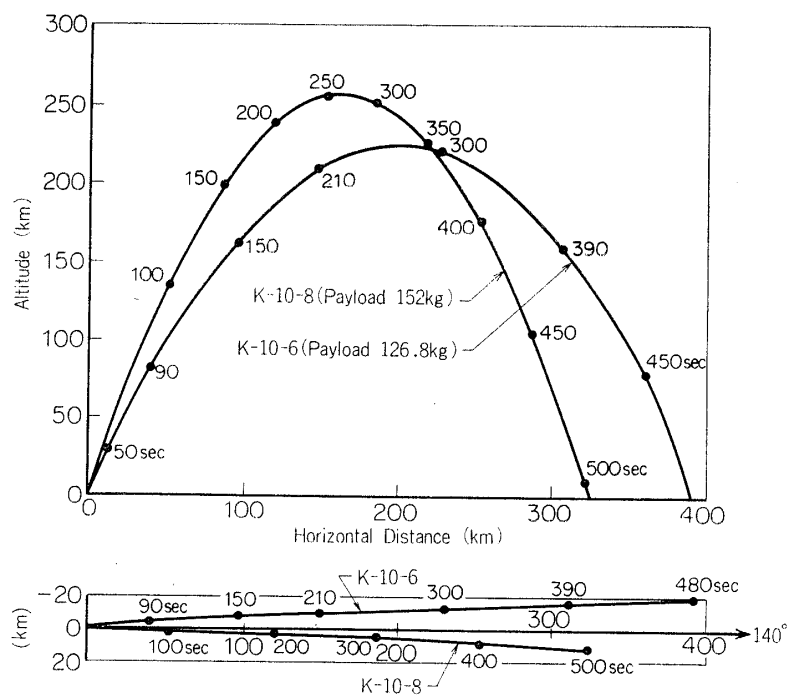


図 27 K-10-6 号機と K-10-8 号機の飛しょう性能の比較

表 13 K-10 ロケットの飛しょう性能の比較

	ロケット 第2段ロケットチャンバ	K-10-6 鋼製 (HT-100)	K-10-8 FRP 製
	全長 (mm)	10,028	10,086
	外径 (mm)	420	423
	全重量 (ton)	1,798	1,818
飛能 しの 予 想 性 値	発射角 (度)	76~80	77~81
	到達高度 (km)	190~225	205~240
	水平距離 (km)	285~375	285~375
	搭載計器重量 (CN を含む) (kg)	126.8	152
	発射角 (度)	78	79.5
飛能 しの 実 験 性 値	頂 { 時間 (sec)	249.2	265.8
	点 { 海面距離 (km)	199.7	162.6
	点 { 高度 (km)	226.0	258.1
	落 { 時間	472.5	504.8
	下 { 海面距離	389	326.1

表 14 到達高度の補正比較

機 体	燃焼後重量	実測高度	補正高度
K-10-6	358 kg	228 km	244 km
K-10-8	358 kg	258 km	258 km

(1) モータ重量の軽減約 30 kg のため、塔載計器重量が 126.8 kg→152 kg に増加したにもかかわらず、補正高度でも上昇している。これには直墳式推進薬性能の向上も寄与していることを付言しておく。

(2) 同一塔載計器を打上げる場合、到達高度は約 25 km 向上する。

したがって FRP チャンバの採用は、今後のロケット性能向上に資することが期待される。

8.3 将来への改良点

420 φ FRP チャンバは上述のようにかなり軽量化され、良好な飛しょう性能が得られたが、初めての飛しょうロケットの実用ということでもかなり安全率を見込んで設計された。経費の点で数多くの試作チャンバを作ることは難しかったが、次のような点で更に軽量化は可能と考えている。

(1) 破壊内圧は 100 kg/cm² であったことから、さらにチャンバ厚は薄くする。

(2) 成形性と破壊強さ解析をさらに精密に行い、最適の FW 巻き角度を選ぶ。

(3) 前後段との接手部は意外に重くなったが、480 φ 球型チャンバに実施した接合ボルト埋込方式を採用する。

(4) ライナー厚は 2.5 mm でもなお厚過ぎるので薄くする。

(5) 補強繊維として最近開発されたカーボン繊維をガラス繊維の代りに用いる。

これらにより 5~10 kg の軽量化は容易に実現できると思われる。

9. む す び

フィラメントウィンドイング法によるガラス繊維強化プラスチック (FRP) 材でロケットチャンバを製作すれば構造軽量化に貢献し、飛しょう性能の向上に役立つので数年前から FW 材の力学的性質の研究を行なうとともに、実際的なラムダ、ミューロケット用 FRP チャンバについてはすでに研究開発を終了した。取敢えず FRP チャンバを飛しょう実験で確認する必要がある、カップロケット用として K-10 ロケットの 2 段用に 420 φ FRP 円筒型チャンバを約 3 年前から開発し、本文で述べたように一とおりの研究、開発手順を経て、高性能をねらい、軽量化を行なった FRP ロケットとしての打上げに始めて成功した。この機会に 420 φ FRP チャンバについて開発経過をまとめて報告した次第である。

FRP チャンバはマンドレルがあれば短時間安価に製作される利点もあり、将来更に軽量化の余地もあり、将来慣用されることを期待する。

420 φ FRP チャンバに先立って、ラムダロケット 3 段用に 500 φ 円筒型チャンバがヘリカル巻き方式で日産、住友電工両社により、またラムダ 4 段用に 480 φ 球型チャンバ、またミューロケット 4 段用に 800 φ 球形チャンバがインプレーン巻き方式で三菱重工業社 (名

航)により製作され、耐圧試験、地上燃焼試験を完了しており、これらにも実用されることを期待している。

最後に本プロジェクトの財政的援助に理解を賜った玉木章夫教授、森大吉郎教授、420φ FRP チャンバの参考となった 500φ FRP チャンバの研究開発に協力して下さった河田幸三教授、地上燃焼試験とモータとしての完成に協力下さった推進班の倉谷健治教授、岩間 彬助教授、秋葉鐔二郎助教授、地上燃焼時に振動計測された森研究室の方々、ダイバージェンスの検討をして下さった宇宙開発事業団富田文治氏(開発時宇宙研助教授)らに厚く謝意を表します。

また 420φ FRP チャンバの製作を担当された住友電工ゴムプラスチック事業部や K-10-8 第 2 段ロケットモータとしてまとめられた日産自動車宇宙航空部の関係各位に厚く感謝の意を表します。

1973 年 8 月 31 日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] 植村益次, 河田幸三, 森大吉郎, 岩田正明, 深井 保; 大型 FW 一体巻きロケットチャンバの内圧試験結果, 第 2 回宇宙航空工学における FRP シンポジウム (1967.12.8) 東大宇宙研
- [2] 河田幸三, 植村益次, 森大吉郎; 480φ FW チャンバーの設計と解析, 東大宇宙研究所報告第 4 巻第 3 号(B) (1968/10) 491/513
- [3] 植村益次, 井山向史, 阿部慎蔵; K-10 ロケット 2 段目チャンバ FRP 化に関する検討, 1970/11/16, SES Tech. Note TN-70-029-SY (1970-12-8)
- [4] 植村益次, 山脇弘一, 阿部慎蔵, 井山向史; フィラメント・ワインディング材の剛性について, 東大宇宙研究報告 4 巻 3(B)号 (1968/10) 448/463
- [5] 山脇弘一, 植村益次; 一方向強化材と多層積層複合材の弾性常数の一解析, 東大宇宙航空研究報告, 7 巻 2(A)号 (1971/4) 315/333
- [6] 植村益次, 河田幸三, 竹中幸彦, 深井 保, 笹島洋一, 野口建宏, 土井永一; FRP ロケットチャンバ, 住友電気, 第 102 号 (1970/9) 92/102
- [7] 植村益次, 阿部慎蔵, 井山向史; フィラメント・ワインディング材の接合強度, 東大宇宙航空研究所報告, 第 4 巻第 1 号(A) (1968/1) 65/81
- [8] 山脇弘一, 植村益次; フィラメント・ワインディング材の基礎強度について, 材料, 19 巻 206 号 (1970/11) 968
- [9] 山脇弘一, 植村益次; ヘリカル巻き FW 円筒の破壊強度
 - (I) 引張強度 材料, 19 巻 206 号 (1970/11) 974
 - (II) 捩り強度 材料, 21 巻 223 号 (1972/4) 330
 - (III) 内圧強度 材料, 21 巻 223 号 (1972/4) 337
- [10] M. Uemura & K. Yamawaki; Fracture Strength of Helical-Wound Composite Cylinders, Proc. Int. Conf. Mechanical Behavior of Materials, Kyoto (1971/8)
- [11] 植村益次, 砂川 恵, 市田和夫, 井山向史; 強化プラスチックノーズコーンの超音速飛行時の温度と耐熱性について, 東大宇宙航空研究所報告, 第 2 巻第 2 号(B) (1966/6) 570/579
- [12] 中村 巖; 高速飛しょう体の空力加熱, 東大航空研究所ロケット研究会ノート, No. 18(1959/9)

- [13] 富田文治, 鈴木鎌一; FRP ロケットの剛性について, 東大宇航研報告, 第 4 巻 3(B)号, (1968/10), 483/490
- [14] V. L. Alley, Jr. & A. H. Gerringer; An Analysis of Aeroelastic Divergence in Unguided Launch Vehicles, NASA TN D-3281