

[II. 1. 5]

SSR の 部 品 強 度

池 田 健 ・ 古 田 敏 康 ・ 酒 巻 正 守

On the Strength of the Structural Parts of SSR-Rocket

By

Ken IKEDA, Toshiyasu FURUTA and Masamori SAKAMAKI

Abstract: This report describes the details of the fundamental testing and the strength test of the actual rocket body.

The contents are a) Calculation of the bending strength and stiffness of the rocket body. b) Measurement of stress and stiffness of the bending of the rocket body. c) Strength of the motor cylinder and its forehead structure subjected by the internal pressure. d) Strength of the nose cone. e) Strength of the tail surfaces and its shroud. f) Calculation of the aeroelastic critical speed of the rocket body.

1. は し が き

ロケットの性能向上のためには推進剤の充填率を高め、ロケットの全重量に対する推進剤の重量比、すなわちマシオを改良することが必要である。そこで構造重量もなるべく軽く、しかも簡単化することに努力した。このロケットでは一部を除いては全面的に Al 合金とプラスチックを使用した。すなわち、ノーズ部はガラスクロスで補強したフェノール樹脂製とし、エンジン、尾翼、シラウドはすべて Al 合金製とし、ノズルはスロートのグラフィットの裏面をフェノール樹脂で耐熱コーティングした Al 合金製とした。また推進剤充填率を高めるためにエンジンの長さとの比は約 30 となり、非常に細長いロケットになった。そこでロケットの曲げ剛性が不足するとダイバージェンスを起こして不安定状態になり、さらに曲げの振動数の低下も起こり、ボディフラッタを起こす心配もある。そこでロケットボディの設計にあたり、まず予想される荷重に対して強度計算を行ない、さらに風洞試験もかねた強度試験用機体も作って曲げ強度実験を行なった。またそれとは別に FRP のノーズコーン、尾翼およびシラウドの強度試験体を作って実験を行なった。FRP については基礎実験として材料自身の強度および耐熱性の実験をも行なった。

強度計算および強度試験に使用した模型の機体はかなり以前に作ったので、実際に飛ばさせた機体とは長さ、重量の点で多少異なるが、本質的にはあまり変わらず試験の結果が飛ばし実験に影響をおよぼすほどではないと思われる。試験に使用した機体の諸元は次のとおりである。

実際に飛ばさせた機種はレーダ用とテレメータ用の 2 種類あったが、その違いはテレ

第 1 表 強度試験用機体の諸元

全 長	構造重量	推進剤重量	積 荷	全 重 量
3,270 mm	14 kg	25 kg	3 kg	42 kg

メータ用が多少長くなる程度であるから、この試験ではテレメータ用のみについてだけ強度試験を行なった。

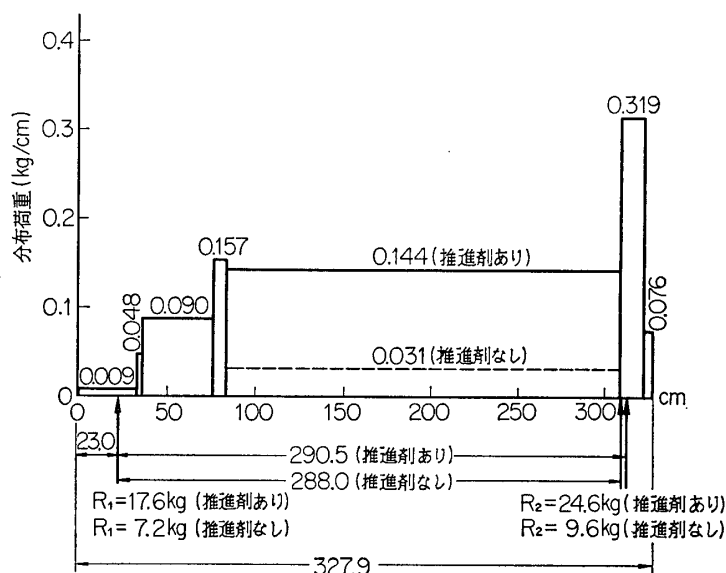
なお、テストスタンドにおける燃焼実験では、エンジン内壁の耐熱コーティングの影響およびノズルの耐熱性を調べるためにそれぞれの温度測定をも行ない、設計のための資料とした。

2. 機体の曲げ強度計算

曲げによる各種ダイヤグラム

推進剤のある場合とない場合とにわけて、それぞれの曲げモーメント線図および曲げによるたわみ角とたわみなどを図式的に求め、さらに曲げ剛性率 k を求めてその安全性を確めた。計算法は次の手法に従い、荷重はすべて 1g の状態で行なった。

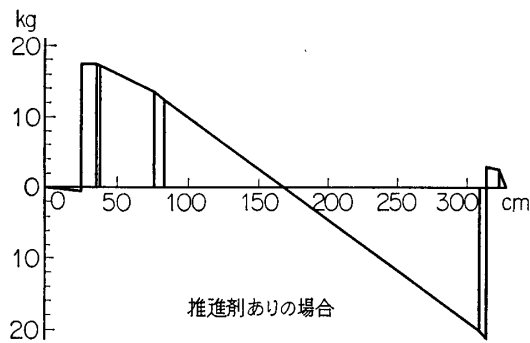
a) 荷重分布図を第 1 図に示す。ここで揚力は頭部および翼の空力中心にそれぞれ働くか



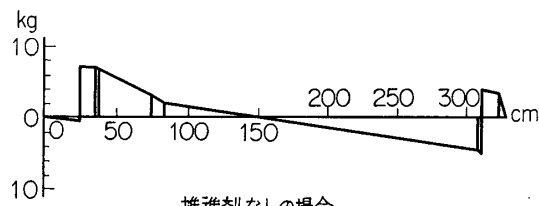
第 1 図 荷重分布図 (荷重は 1G の場合)

ら、計算により図示の R_1 と R_2 の値をとった。

- 第 1 図より剪断線図をかき (第 2 図)
- 次に曲げモーメント線図を求め (第 3 図)
- EI の分布図を求め (第 4 図)

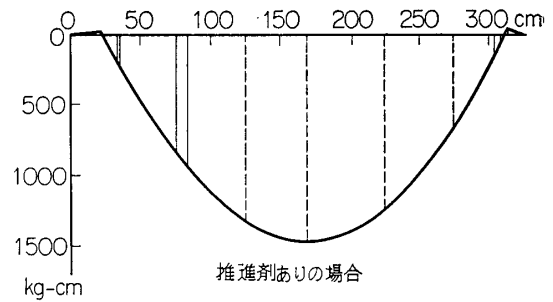


推進剤ありの場合

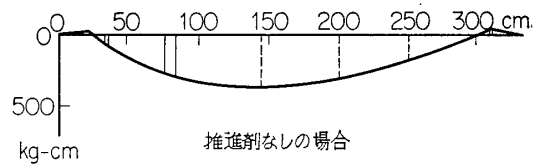


推進剤なしの場合

第2図 剪断力線図

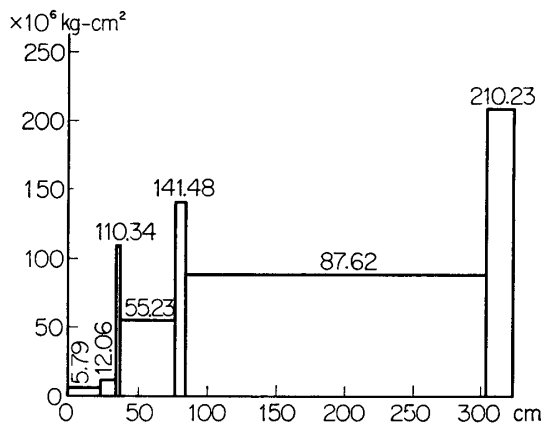


推進剤ありの場合

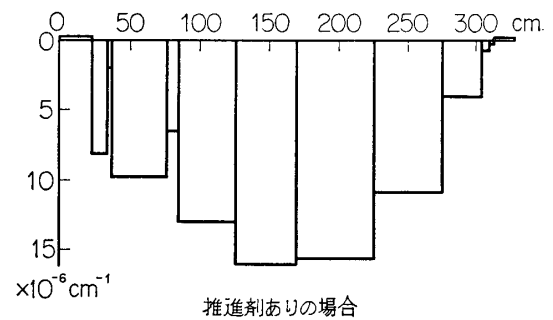


推進剤なしの場合

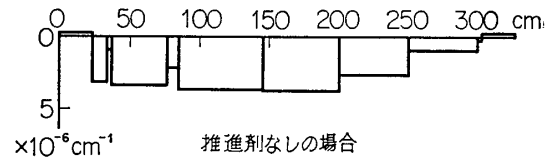
第3図 曲げモーメント線図



第4図 EI 分布図



推進剤ありの場合



推進剤なしの場合

第5図

e) 前に求めた曲げモーメントを EI で割り、 M/EI 線図を求め (第5図), これを積分して曲げによる角度 $\Delta\alpha$ (頭部と尾部の迎え角の差) を求めた.

$$\Delta\alpha = \int \frac{M}{EI} dx$$

3. 曲げによる強度計算例

1g の荷重による曲げモーメント図は第3図のとおりである. いま最大横荷重を 10g とした場合の各部の強度計算例は次のとおりである.

a) ノーズ部

ノーズの断面係数 Z

$$Z = 0.8 d_m^2 t = 0.8 \times 107^2 \times 3.0 = 27,478 \text{ mm}^3$$

ノーズ部の最大曲げモーメントは図より

$$M = 8,000 \text{ kg-mm} \quad \sigma = M/Z = 0.291 \text{ kg/mm}^2$$

実験により求めた材料の破断強度は $\sigma_B = 3.11 \text{ kg/mm}^2$ であるから、

$$\text{安全率} = 3.11 / 0.291 = 10.68 \text{ 倍}$$

a) 計器室

$$Z = 0.8 d_m^2 t = 0.8 \times 110^2 \times 0.5 = 4,840 \text{ mm}^3$$

$$M = 29,000 \text{ kg-mm} \quad \sigma = M/Z = 6.0 \text{ kg/mm}^2$$

材料の σ_B は 36 kg/mm^2 であるから、

$$\text{安全率} = 36 / 6 = 6.0 \text{ 倍}$$

c) エンジン部

$$Z = 0.8 d_m^2 t = 0.8 \times 110^2 \times 2.5 = 24,200 \text{ mm}^3$$

$$M = 38,000 \text{ kg-mm}^2 \quad \sigma = M/Z = 1.58 \text{ kg/mm}^2$$

材料の σ_B は 32 kg/mm^2 であるから、

$$\text{安全率} = 32 / 1.58 = 20.2 \text{ 倍}$$

d) ロケット機体のたわみ角

たわみ角 $\Delta\alpha$ は第 5 図を図式積分して求められる。すなわち、 $\Delta\alpha = \int M/EI dx$ となる。求めた結果は第 2 表のとおりである。

第 2 表 ロケット機体のたわみ角

推進剤ありの場合	推進剤なしの場合
0.013 rad*	0.009 rad**

e) ロケット機体のたわみ

たわみはたわみ角 $\Delta\alpha$ をさらに積分して $y = \iint M/EI dx dx$ から求められる。求めた結果は第 3 表のとおりである。

第 3 表 ロケット機体のたわみ

推進剤ありの場合	推進剤なしの場合
0.42 mm*	0.34 mm**

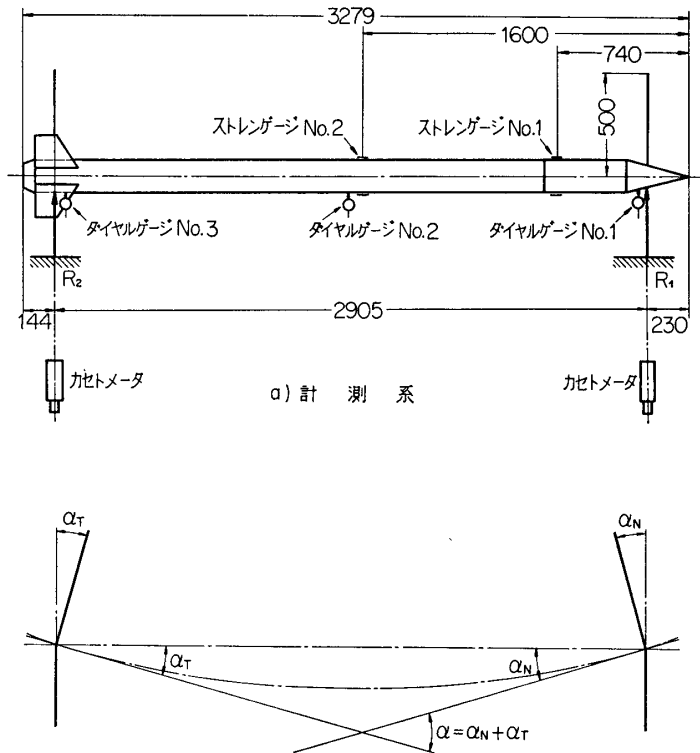
〔注記〕 第 2, 3 表中で

*..... 3g (123kg) 相当荷重の場合

**.....10g (160kg) 相当荷重の場合

4. 曲げ強度試験

第6図 a) に強度試験の模様を示す。荷重は鉛弾袋を用いて第1図のような荷重区分にわけてのせた。1g 相当の荷重は第4表のとおりで、それぞれ推進剤のある場合とない場合とにわけて行なった。

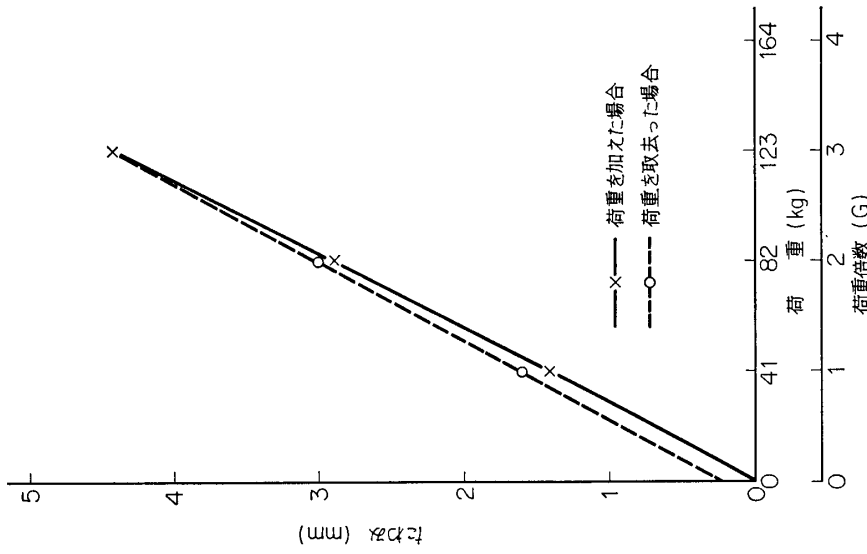


b) 曲げによるたわみ曲線
第6図

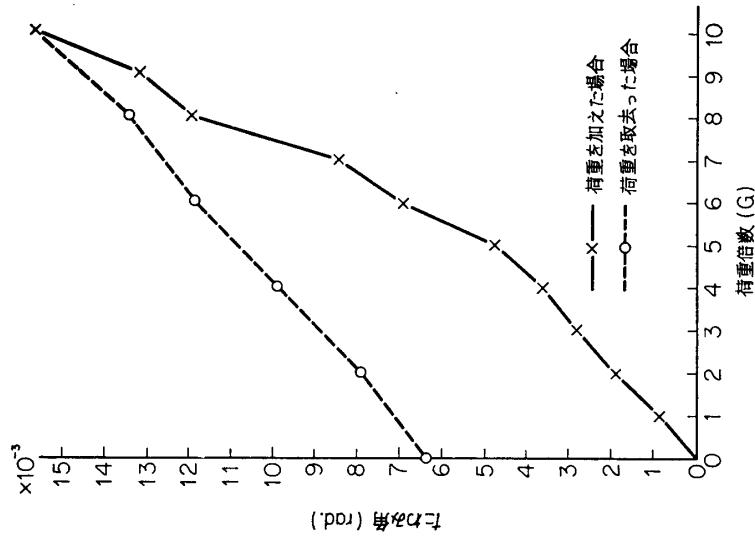
第4表 各区分における荷重

種別 区分	推進剤ありの場合	推進剤なしの場合
ノーズ部	0.5kg	0.5kg
計器室部	4.0	4.0
エンジン室部	32.0	7.0
尾翼部	4.5	4.5
合計	41.0kg	16.0kg

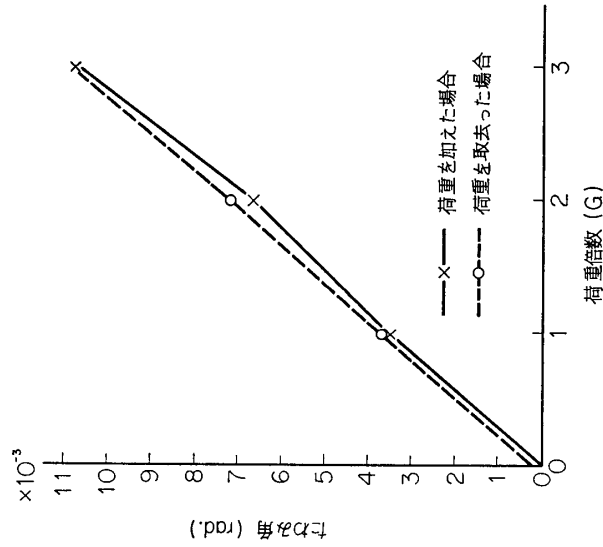
試験は推進剤ありの場合については 123kg (3g 相当荷重) まで、推進剤なしの場合については 160kg (10g 相当荷重) まで行なった。



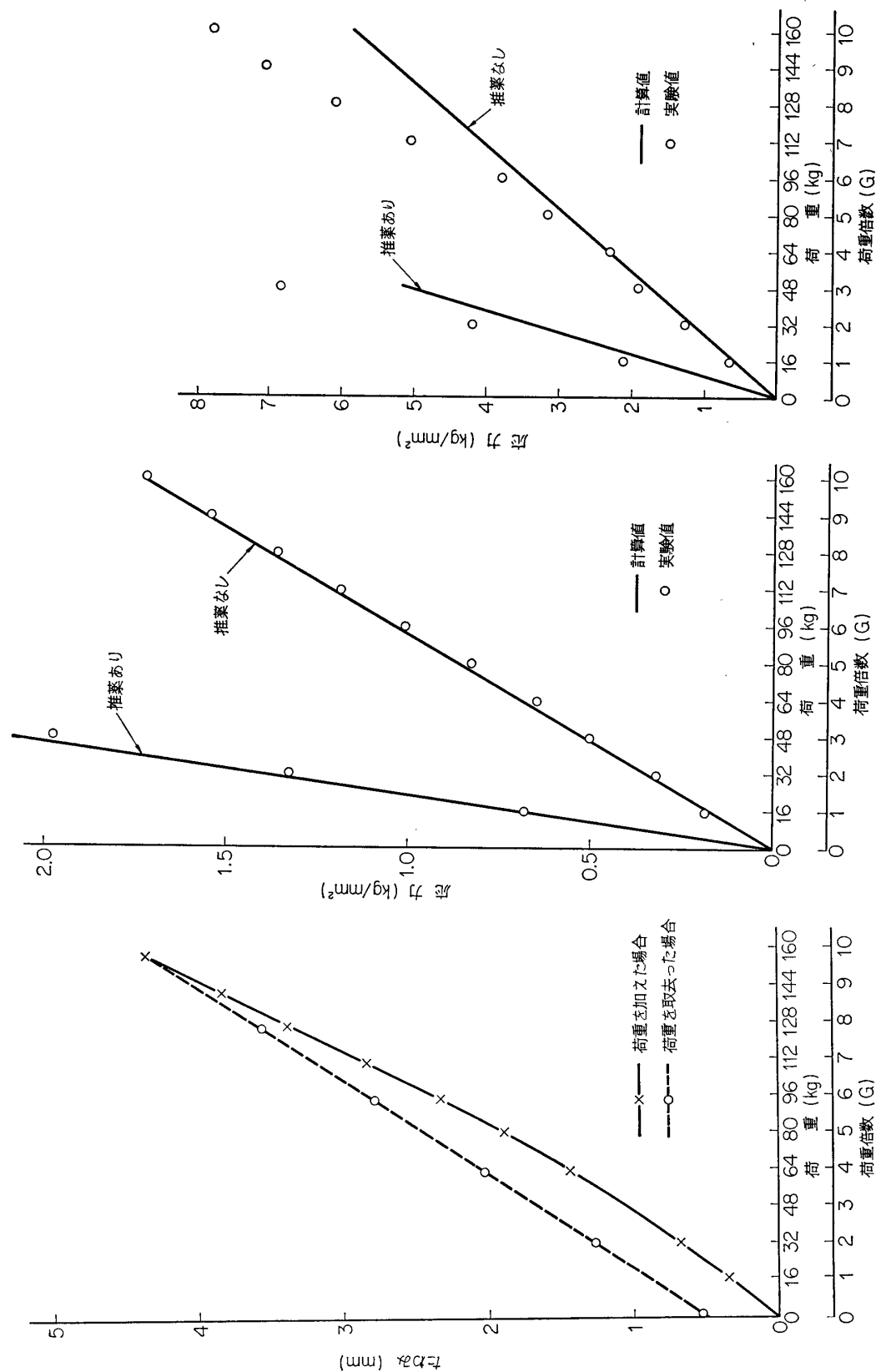
第9図 エンジンのたわみ
(推進剤ありの場合)



第8図 ロケット機体の荷重たわみ角線図
(推進剤なしの場合)



第7図 ロケット機体の荷重たわみ角線図
(推進剤相当荷重ありの場合)



第12図 計器室の荷重一応力線図

第11図 胴体エンジン部の荷重一応力線図

第10図 エンジン部のたわみ(推進剤なしの場合)

曲げ試験のロケットの支点としてはノーズ部および尾翼部の空力中心点を取り、 R_1 と R_2 を図示のとおりにとった。

a) ロケット機体のたわみ角測定

たわみ角の測定は支点近くのロケット表面に垂直に棒を接着し、荷重時の棒の変位を刻々カセットメータ（読取望遠鏡）で測り、たわみ角を測定した。その見取図を第 6 図の (b) 図に示し、測定結果は第 7, 8 図に示すとおりである。計算値に比較して実験値がやや高めに出ており、また荷重を加えたときと荷重を取り去ったときにやや履歴曲線をえがいているが、これは接合部のゆるみのためと思われる。

b) エンジン部のたわみ測定結果

第 6 図の a) 図にその様子を示す。ノーズ部、エンジン部、尾翼部にそれぞれダイヤルゲージをつけ、3 点の変位からエンジン部のみのたわみを測定した。その結果は第 9, 10 図に示す。この値は計算値と大体一致している。

c) 曲げ応力の測定結果

エンジン部の計器室に抵抗線ひずみ計をつけ、曲げ応力を測定した。第 11, 12 図にエンジン部および計器室の測定結果を示す。両方とも推進剤ありのときと、なしの場合について行なった。実験値は●印で示し、大体計算値と一致している。

5. 内圧力によるシリンダの強度

a) シリンダの円周方向応力

シリンダの材料はステンレス (18/8)、特殊鋼の溶接パイプ、Al 合金 (61S-T6) の押しパイプなどが考えられたが、入手の容易なこと、真円度、真直度、肉厚の精度などを考慮した結果、Al 合金 (61S-T6) の押し材を使用することにした。この材料の最大引張り応力は試験成績表によると 32 kg/mm^2 であるから、かりに $\sigma_0 = 32 \text{ kg/mm}^2$ とすると、エンジン壁の内圧による円周方向の応力 σ_t は内圧をかりに 70 kg/cm^2 、平均半径 (R) を 50.3 mm 、肉厚 (t) を 2.5 mm とすると、円周方向の応力 σ_t は、

$$\sigma_t = \frac{P_c R}{t} = 14.08 \text{ kg/mm}^2$$

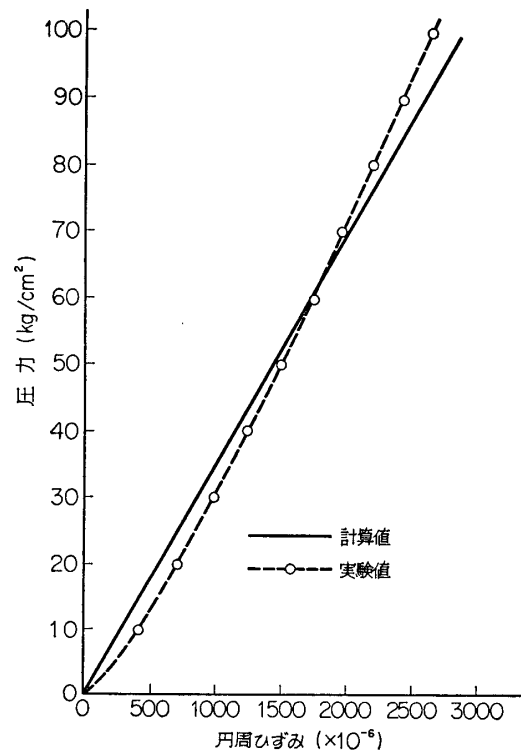
安全率 $n = 32/14.08 = 2.28$ 倍

材料のヤング率は $E = 7,000 \text{ kg/mm}^2$ であるから、そのときのひずみは、

$$\varepsilon = \sigma/E = 14.08/7,000 = 2.0 \times 10^{-3}$$

直径の変位は、

$$\delta = 2.0 \times 10^{-3} \times 105 = 0.21 \text{ mm}$$



第 13 図 シリンダの水圧試験結果

100気圧までの水圧試験の結果を第13図に示す。計算値を実線で、実験値を○印で示す。計算値との違いは2軸引張りによる強度の弱化的影響と思われる。

b) エンジン胴体壁の軸方向の引張り応力 σ_a

$$\sigma_a = P_c R / 2t = 7.04 \text{ kg/mm}^2$$

$$\text{安全率 } n = 32 / 7.40 = 4.56 \text{ 倍}$$

c) 鏡板のビスの強度

$P_c = 70 \text{ kg/cm}^2$ のとき、鏡板にかかる力 P は、

$$P = p\pi r^2 = 70 \times 3.14 \times 5.03^2 = 6,090 \text{ kg}$$

6φ鉄ビス22本であるから、ビス1本の負荷は $P_c = 6,090 / 22 = 277 \text{ kg}$ 、6φビスの有効直径を5φとすると、その断面積 $A = 19.6 \text{ mm}^2$ 、剪断応力 $\tau = 277 / 19.6 = 14.1 \text{ kg/mm}^2$ 、安全率 $n = \tau_0 / \tau = 25 / 14.1 = 1.77 \text{ 倍}$

d) エンジン壁とびょうの面圧強度

面圧強度はビスにかかる負荷を P_c 、ビスの直径を D 、エンジン壁の肉厚を t とすると、面圧強度 σ_B は、

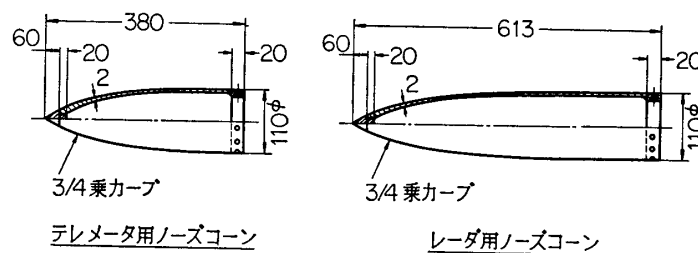
$$\sigma_B = P_c / Dt = 277 / 5 \times 2.5 = 22.2 \text{ kg/mm}^2 < 1.4\sigma_0 = 44.8 \text{ kg/mm}^2$$

1.4 σ_0 より小さいので安全である。

6. ノーズコーンについて

a) ノーズコーンの製作

従来は金属材料で作っていたが、レーダーアンテナをノーズコーンの中に入れるために、電波の透過の障害にならないようなプラスチック構造が必要となった。そこで耐熱性のよいフェノール樹脂を選び、ガラスクロス、ガラスロービング、シリガラスクロスなどを補強材とした積層プラスチック構造とした。この特点是軽量でしかも耐熱性がよく、表面の仕上げが非常によい。また一度金型を作ればむずかしい形のものでも容易にいくつでも成型できる。ここに使用したノーズコーンは第14図に示すとおりである。



第14図

先端部は空力加熱による焼損を防ぐために、熱容量の大きいステンレス鋼を使用した。カーブの部分は空力抵抗の少ない3/4乗カーブとし、平行部との接続は適当なカーブで結んだ。FRPのガラスクロスは一番外側にはシリガラスクロスを、中層にはガラスマットを、内側にはガラスクロスの三層の積層とし、先端の金具の取付けにはガラスロービングを使用した。この樹脂は加熱、加圧成型であるから、この金型はメス型およびオス型を使用した。長い方

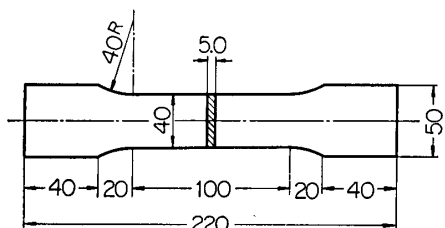
のレーダ用ノーズコーンの成型は平行部の金型をつぎたした。その成型プロセスは次のとおりである、

- i) 金型への離型剤焼付：清浄にした金型表面に離型剤 KS-707 を塗布後 200°C で 4 時間焼付ける。
- ii) プリプレグの製作：あらかじめ展開したシリガラスクロス、マット、ロービングなどにフェノール樹脂を含浸させた後、乾燥炉中にて 140°C で 6～7 分間キュアする。
- iii) 成型：
 - ① オス型 (90°C に予熱しておく) にプリプレグを巻きつける。
 - ② メス型 (90°C に予熱しておく) をオス型に合わせてボルトで締める。
 - ③ 110°C で 3 分間セミキュアをする。
 - ④ プレスで加圧 (20ton) しながらボルトを追い締めする。
 - ⑤ 熱風循環式電気炉中にて 180°C で 15 時間キュアする。
 - ⑥ 除冷後離型しバリをグラインダで落とし、# 500 のエメリーペーパーで研磨する。
 - ⑦ Al 合金の接続リングをノーズコーンの内面に接着し、接合金具に合わせてボルト穴をあける。

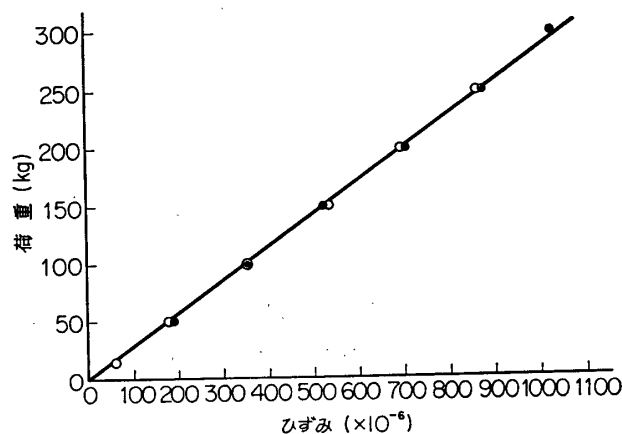
b) ノーズコーン用 FRP の引張り試験結果

ノーズコーンの製作と同じ条件で下記のような引張り試験片を作り、その引張り強度、弾性係数などの測定をした。

試験片はフェノール樹脂にシリガラスクロス、ガラスクロスなどを含浸させ、140°C で 10 分間乾燥させてプリプレグを製作し、それらを積層して 5mm の厚さになるようなわくにに入れて、あらかじめ離型剤を塗布した金型に入れ、110°C でセミキュア後、180°C で圧力を加えながら 8 時間キュアした。その後第 15 図のとおりに機械加工により仕上げた。



第 15 図



第 16 図 FRP 試験片の引張り試験結果

ひずみの測定は抵抗線ひずみ計により行なった。荷重—ひずみ曲線は第 16 図のとおりである。その曲線より材料の弾性係数 E は、

$$E = \sigma / \varepsilon = 1,460 \text{ kg/mm}^2$$

σ : 引張り応力 (kg/mm^2), ε : ひずみ

次に破壊までの最大引張り荷重は 2,500kg で, そのときの最大応力は,

$$\sigma_{\max} = 12.7 \text{ kg}/\text{mm}^2$$

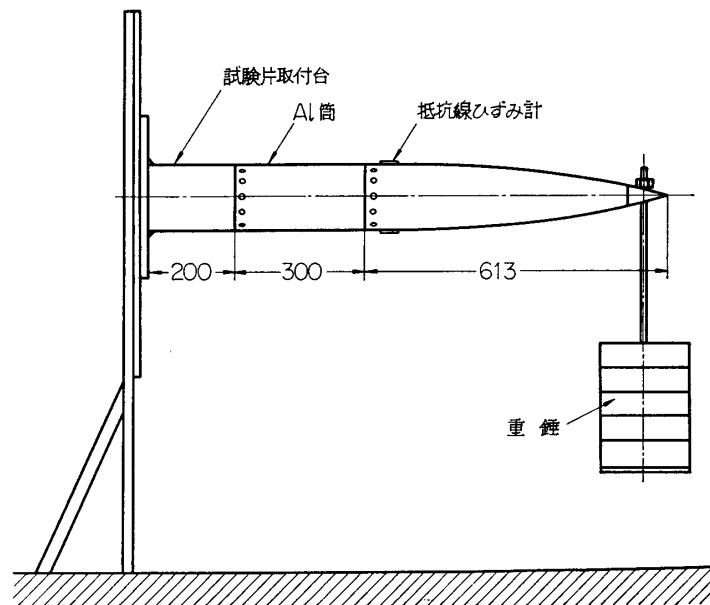
ここで引張り試験片より求めた FRP の弾性率は, FRP ノーズコーンの曲げ試験より求めた弾性率よりやや高目に出ているが, これはガラスクロスなどの混入率が, ノーズコーンよりやや多いためと思われる。

c) FRP ノーズコーンの曲げ強度試験

機体の曲げ強度試験のほか FRP ノーズコーンだけの曲げ強度試験を行ない, FRP の材料の曲げ強さおよび弾性率を求め, あわせてノーズコーンとしての安全率をも確めた。

試験片は実際に飛しょうさせるものと同じものを使用した。長い方のレーダ用と短い方のテレメータ用の2種類あるが, ここで試験したのはレーダ用ノーズコーンで, 前述の第14図に示すとおりである。

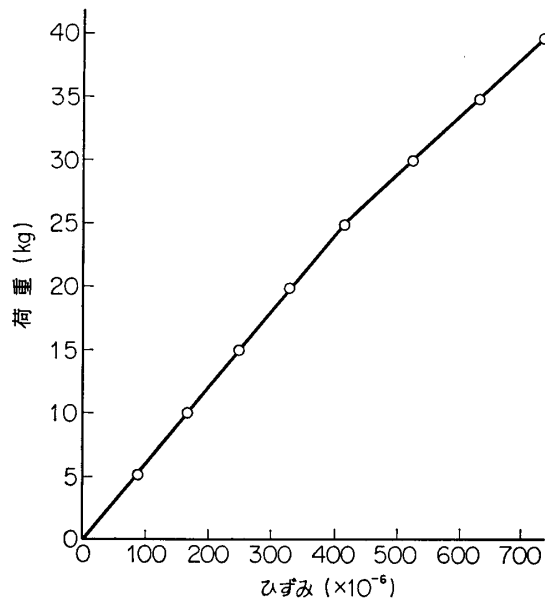
実験装置は第17図に示すとおりで, まず鉄塔に試験片取付け台を固定し, それに 110φAl 合金パイプをはめ込みボルトで固定し, それに接合金具を入れ, ノーズコーン試験片をビス止めして固定した。先端の金属部分に 4φ の穴をあけてフックを固定し, それに重錘をかけた。荷重点はノーズコーンの空力中心部分であるが, 便宜上先端にとった。



第17図

i) 弾性率の測定

ノーズコーンの根元に抵抗線ひずみ計を張り, 加えた荷重に対するひずみを測定した。その荷重—ひずみ線図を第18図に示す。このときの荷重は弾性限内の荷重とした。この曲線より弾性率 E を求めると, $E = P \cdot l / Z \cdot \varepsilon$ である。ここで P は荷重 (kg), l は荷重点からゲージまでの距離 (m), Z はノーズコーンの断面係数であるから, その弾性率 E は $E = 1,200$

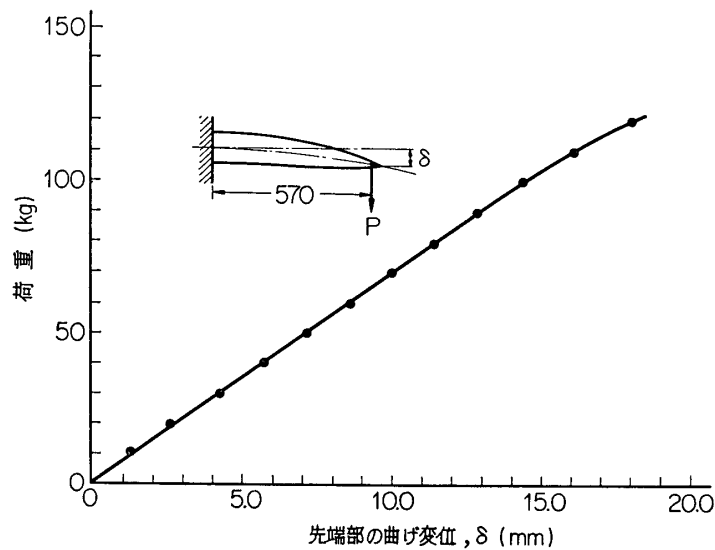


第 18 図 FRP ズコーン荷重ひずみ曲線

kg/mm² となる。

ii) 曲げ変形と破壊荷重

荷重時の変形量を測定するために先端部および根元の試験片取付け台にそれぞれ横にケガキ線を入れ、カセットメータでその変位を測り、先端部の変位から根元の変位を差引いてノーズコーンだけの変形量を求めた。これを第 19 図に示す。また破壊までの最大荷重は 150 kg であった。その状況はノーズコーンを取付けているビス穴の部分の面圧強度の不足により、その部分の FRP が剪断により切断された。そのときの最大モーメントは図より明らかなように、 $M=85,500\text{kg}\cdot\text{mm}$ 、そのときの応力は $\sigma=M/Z=3.11\text{kg}/\text{mm}^2$ である。この値も引張り試験より求めた値の 1/4 程度



第 19 図 FRP ズコーン曲げ試験

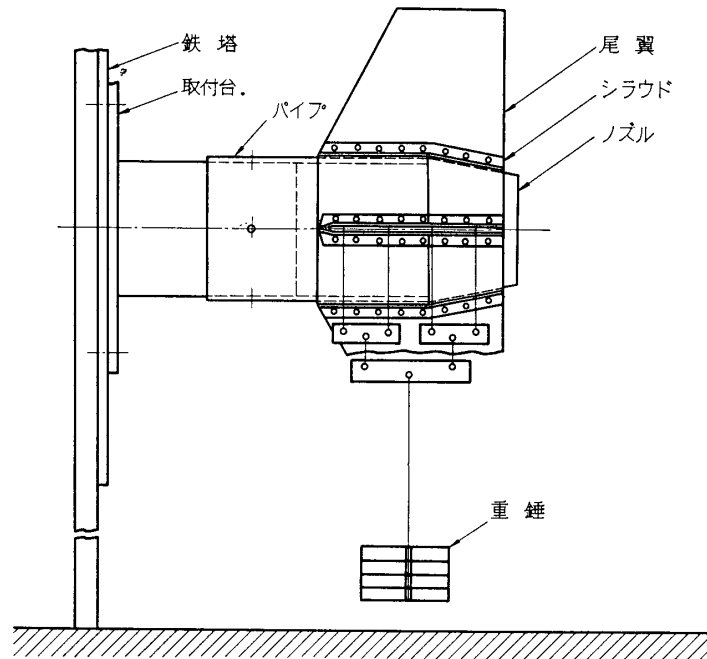
である。これは前述のとおり面圧強度の不足からで、その部分の補強によりその値はかなり増すと思われる。ただし実際の 1g のときに受ける曲げ応力は $0.29\text{kg}/\text{mm}^2$ であるからその安全率は十分であると思われる。

強度試験用ノーズコーンの金型および試験体の製作については有限会社宝化学の社長はじめ技術員の方々に、一方飛しょう実験に使用した分は三菱重工 K. K. の技術部成形技術課の方々の協力を感謝致します。

7. 尾翼およびシラウドの強度試験結果

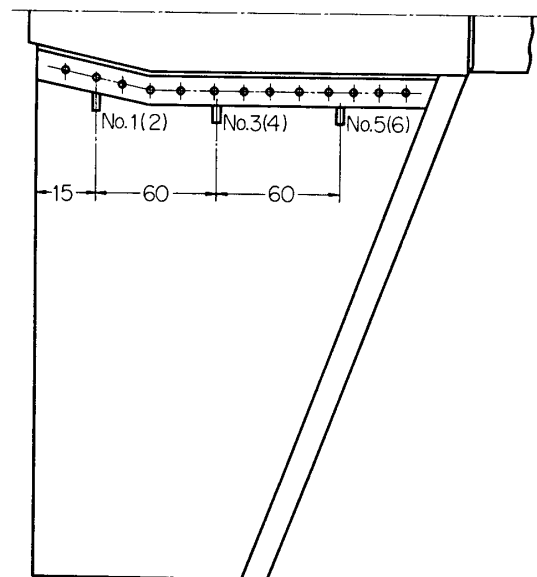
a) Al 合金 (61S-T6) シラウドの強度試験

飛しょう体と同じ材料の 61S-T6 の丸棒を削り出してシラウドに仕上げ、尾翼をつけたものを試験片とした。寸法は飛しょう体と同じにした。材質は株式会社神戸製鋼所製の 61S-T6 の押し丸棒で、熱処理後焼もどしをしたもので、引張り強度は 32.0kg/mm^2 、ヤン

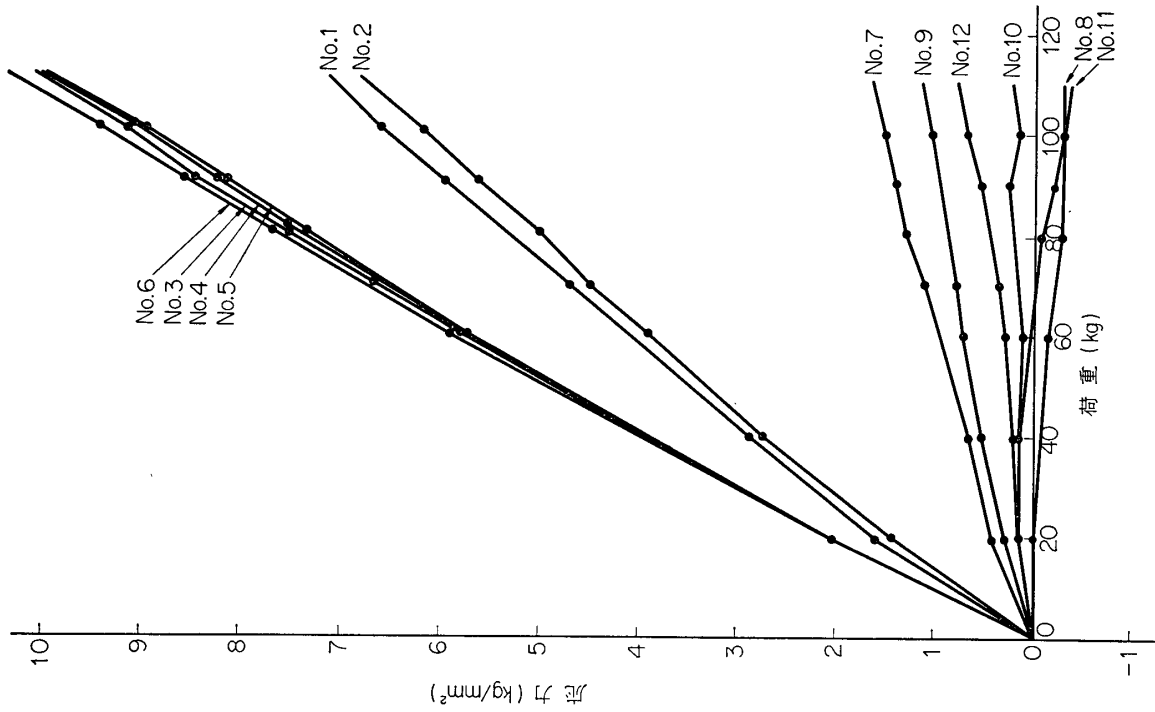


第 20 図 尾翼強度試験図

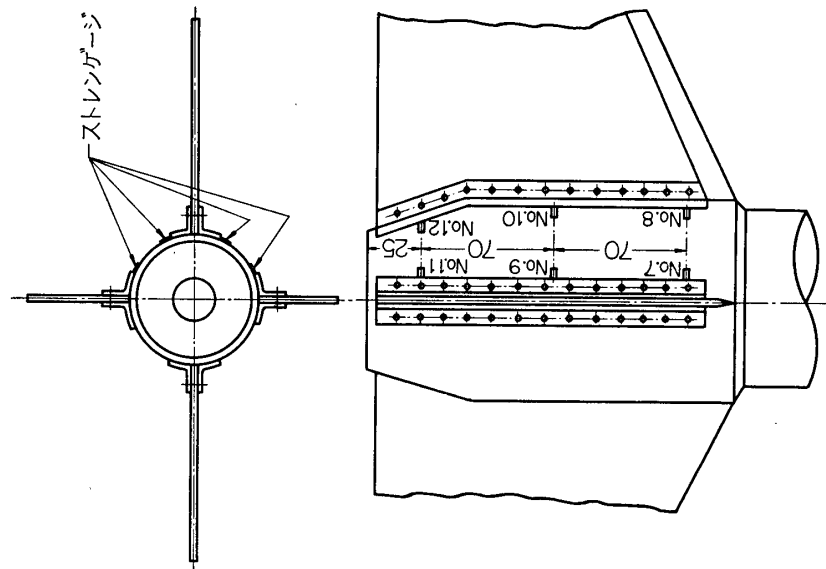
グ率は $7,200\text{kg/mm}^2$ である。強度試験は第 20 図に示すように試験用鉄塔に鋼製の試験片取付台を固定し、それにエンジンと同じ 110ϕ , 61S-T6 のパイプをはめ込み、さらにノズル金具を取付け、その上からシラウドをはめ込みネジ止めとした。水準器により尾翼の水平を出してから荷重をのせた。荷重は図に示すようにリンクシステムとし、近似的に等分布荷重になるようにした。各部分の応力は抵抗線ひずみ計により測定した。測定位置は尾翼では、第 21 図に、シラウドでは第 22 図に示す。最大荷重は 110kg (約 11g 相当荷重) まで加えた。その測定結果は第 23 図に示すとおりである。 10g 相当荷重の尾翼よ



第 21 図 尾翼の応力測定位置



第 23 図 尾翼およびシラウドの強度試験結果



第 22 図 シラウドの応力測定位置

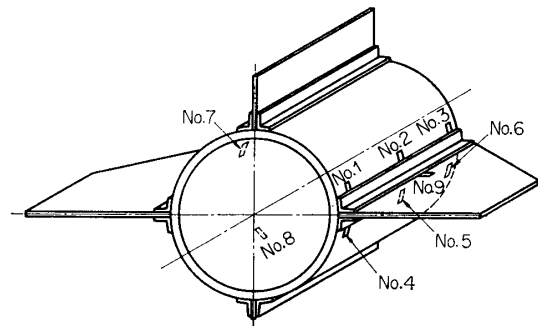
おびシラウドの最大応力はそれぞれ 9.4kg/mm^2 , 1.5kg/mm^2 であり, 材料の破断強度は 32.0kg/mm^2 であるから, その安全率はそれぞれ $n=3.4$ 倍および $n=21.3$ 倍であり, シラウドの強度はやや強すぎる観がある.

b) マグネシウム合金製シラウドの強度試験

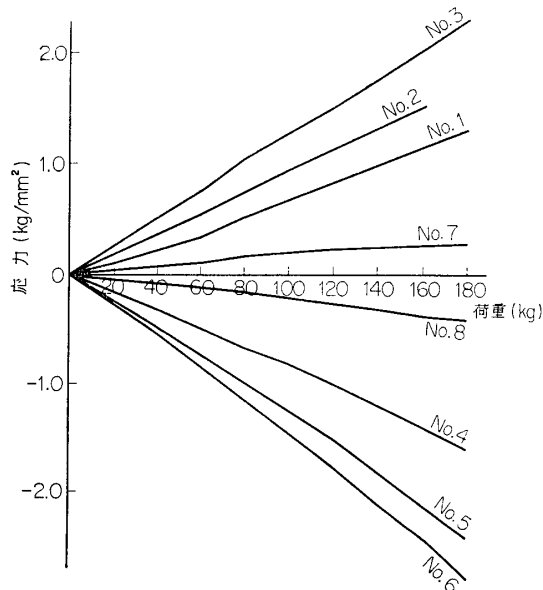
次に材料をマグネシウム合金の鋳物でシラウドを製作し試験した. 材質は株式会社神戸製鋼所 JIS 5203, MC 3-TS の砂型鋳物で, 熱処理後焼きもどしをした材料である. 提示された砂型試験片の引張強度は 25.6kg/mm^2 , ヤング率は $4,550\text{kg/mm}^2$, 比重は 1.8gr/cm^3 である. シラウドの肉厚は Al 製シラウドと同じ 4mm の場合と 2mm の場合とにわけて行なった.

i) シラウドの肉厚 4mm の場合の試験結果

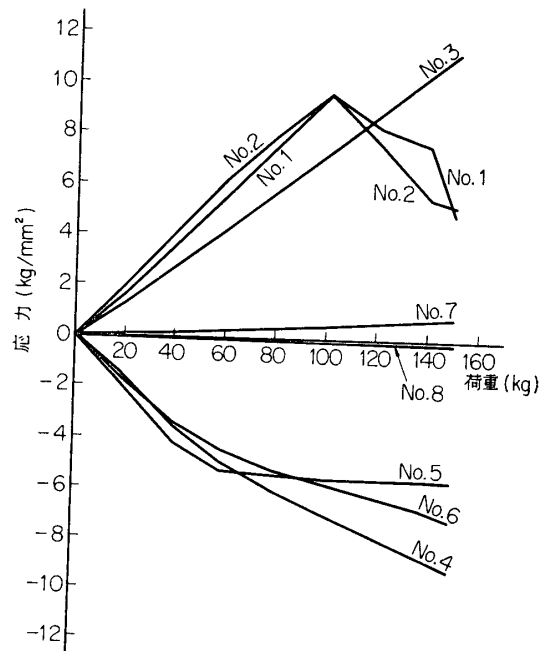
シラウド鋳物に 4mm の Al 中実翼をはめ込み, リベットした. 第 24 図に抵抗線ひずみ計取付け位置を示す. 試験法は Al シラウドと同じとした. Al シラウドと比較して重量軽減量は 0.183kg である. 試験結果は第 25 図に示す. 最大荷重は 180kg (約 18g 相当荷重) とした. また 10g 相当荷重のときの最大応力は 1.5kg/mm^2 で, 安全率 $n=17$ 倍であり, 強度は十分である.



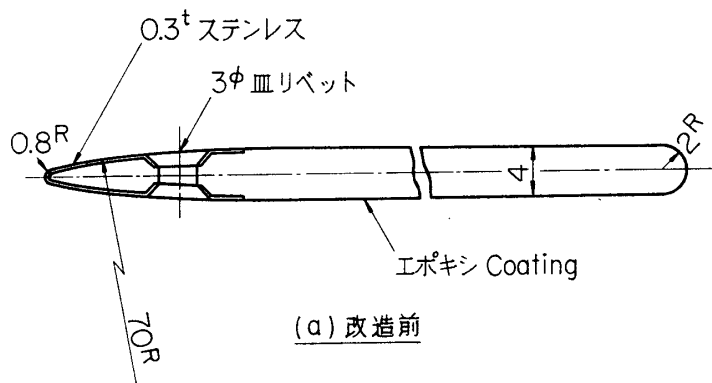
第 24 図 シラウドのストレングージ貼付位置



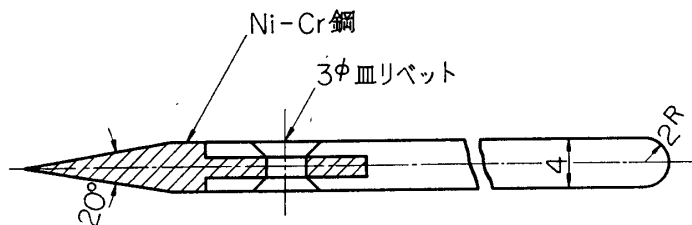
第 25 図 マグネシウム合金シラウドの荷重—応力線図 (肉厚は 4.0mm)



第 26 図 マグネシウム合金シラウドの荷重—応力線図 (肉厚は 2.0mm)

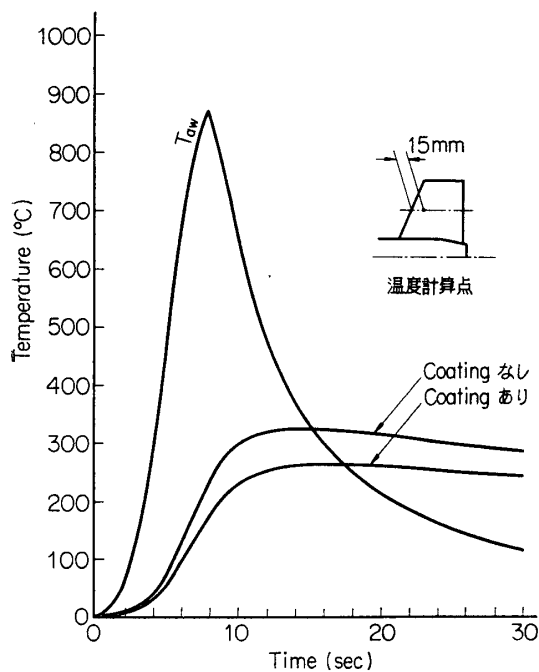


(a) 改造前



(b) 改造後

第 27 図



第 28 図

次にシラウドの内面を 2mm 削り，肉厚を 2mm としたときは重量軽減量は Al シラウドと比較して 0.368kg である．試験結果は第 26 図に示すとおりで，最大荷重は 150kg (約 15g 相当荷重) まで加えたが，一部分は 100kg で最大応力を示し，その後は低下している．ここで 10g 相当荷重のときの最大応力は 9.5kg/mm^2 で，安全率 $n=2.7$ 倍であり，2mm の肉厚でもその強度は十分であると思われる．

c) 尾翼およびシラウドの改造について

1号機および2号機では第 27 図 (a) に示すような尾翼構造を用いた．すなわち翼前縁は 15mm まで厚さ 0.3mm の 18/8 ステンレス鋼板をかぶせてリベット止めとした．かつ空力加熱による尾翼板の温度上昇をおさえるために全面にわたってエポキシ樹脂のコーティングを施した．この場合の空力加熱による温度上昇の計算値を第 28 図に示す．

このコーティングによる尾部の重量増加は，コーティングの厚さを平均 0.2mm として

も高々 0.1kg 程度で、全体の重量にはさして影響をおよぼさない。しかしながらこのコーティングははけ塗り作業によったため、厚さのむらを生じ、また尾翼前縁におけるステンレス鋼板の装着も工作上シャープなエッジとすることができなかった。これらの理由により尾翼の前面面積が多少増加し、また blunt edge の前縁となって全体の空気抵抗の増大の恐れ

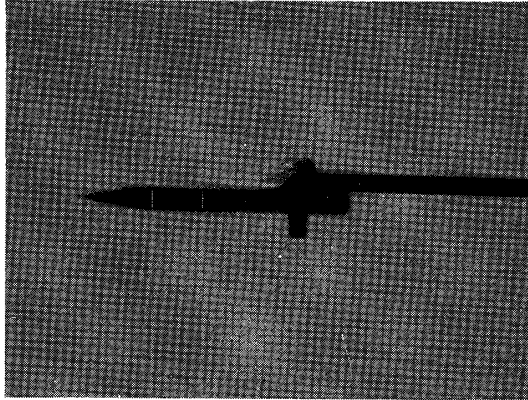
を生じた。本機のような小型ロケットでは、わずかな空気抵抗の増加が、その飛しょう性能に著しい影響をおよぼすことは明らかなので、われわれは1号機の飛しょうの結果から急拠尾翼の改造を行ない、これを3号機、4号機に実施した。

改造後の尾翼の断面を第27図(b)に示す。この方法では Ni-Cr.

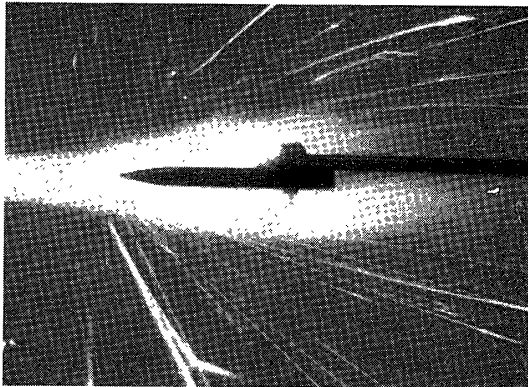
前縁は鋼を成型してシャープなエッジをもたせ、これを 61S-T6 の Al 板にスリットを切ってそう入してびょう止めとした。また実際の場合の空力加熱による温度上昇はさして大きくならないとみて、エポキシ樹脂によるコーティングはとりやめた。この案の場合の重量増加は 0.12kg 程度であり、実機の測定結果では約 0.2kg 程度であった。

この設計案の採用にあたり、シャープエッジの部分の熱による変形、いわゆる“鼻曲り”を生ずる恐れを考慮して次のような実験を行った。

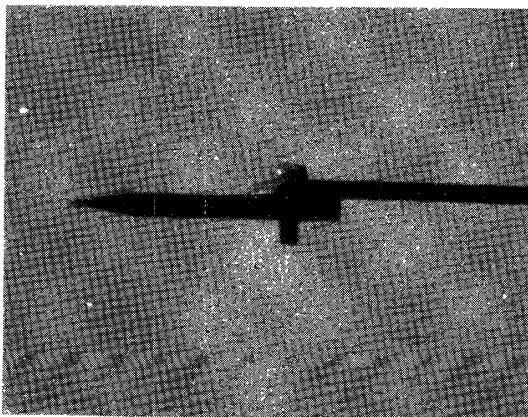
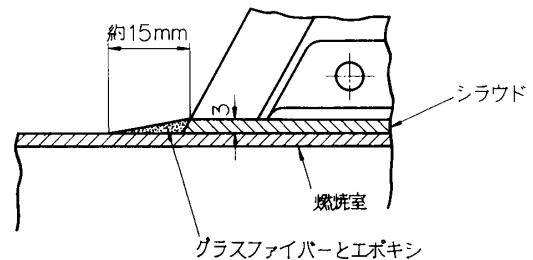
すなわち、実際の場合と同一断面を有する試験片を作り、これを hot gas (酸素アセチレンガス—温度約 2,000°C) の気流中にさらして、その変形の有無を観察したが、この結果では第29図の写真に示すように、わずかの溶損(実際の飛行時の加熱より相当きびし



i) 加熱前



ii) 加熱中

iii) 加熱後
第29図

第30図

いガス中にそう入した) が認められただけで、全体としての変形は認められなかった。

この改造案を採用した結果、4号機において改造前の1号機よりも最大到達高度において約6kmほど高く上昇し、所期の目的を果すことができた。

なお、シラウドの前縁部についても尾部組立ての際に第30図に示すように、グラスファイバーとエポキシ樹脂で成型した。これは全実機(1号機~4号機)に実施した。

8. ダイバージェンス速度の検討

実験によりたわみ角 $\Delta\alpha = \alpha_N' - \alpha_T'$ が求まったので(第2表参照)、ダイバージェンス速度は次の式から求められる。

$$v_D = \sqrt{\frac{2k(bm_T F - am_N A)L}{\rho m_N \cdot m_T A F}} \quad (1)$$

ここで、 ρ ; 空気密度 ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$), a, b ; ロケットの重心からノーズおよび尾部の風圧中心までの距離 (m), m_N ; ノーズの揚力係数の迎え角に対する傾斜, m_T ; 尾部の揚力係数の迎え角に対する傾斜, F ; 翼面積 (m^2), A ; ロケットの断面積 (m^2), L ; ロケットの長さ (m), k ; ロケットの剛性により決まる Bending Stiffness で次式から求まる。

$$\alpha_N' - \alpha_T' = \frac{W}{L^2} \frac{1}{k} \quad (2)$$

$\alpha_N' - \alpha_T'$ は実験により求まる。ここでは1gにおける実験値は第8図より求まり、0.00155rad. であるから、これを(2)式に入れると、

$$k = 960 \text{ kg/m}^2$$

となる。この値とロケットが最大速度に達したときの ρ , m_N , m_T などの値を(1)式に入れるとダイバージェンス速度 v_D は、

$$v_D = 2,550 \text{ m/sec}$$

となる。このロケットの最大速度は $v = 1,100 \text{ m/sec}$ であるから、ダイバージェンス速度に対する安全性は十分である。

もちろん、ロケットの燃焼飛行中は空気密度 ρ , 飛行速度 v および機体の質量分布等がおのおの变化するので、燃焼飛行中の各時点における空力弾性限界速度を検討せねばならないが燃焼終了時すなわち最大速度時においてこのように十分であることが確認されれば、他の時点における安全性も十分と思われる。なお、詳細については本特集号“シングルステップロケットの空力弾性特性”を参照されたい。

9. あとがき

ロケットボディの曲げ試験およびその他の各部品の強度試験を行ない、その結果をSSRに応用した。しかし一部分新しい材料および構造についての試験を行ない検討したが、計画の都合により実機には利用されなかったものもあるが、将来のロケット開発には有益な資料となり設計者の参考になれば幸いである。

1966年5月2日 航空力学部