

UDC 621.454  
620.17  
629.76

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-122

## NAL-7-Pロケットの強度および燃焼試験結果

竹中 幸彦・古田 敏康・小川 敏一  
朝田 洋雄・豊原 恒彦  
五代 富文・湯沢 克宜・伊藤 克弥  
西村 久男

1967年11月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川 敏一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑 浄治, 桜井 善雄 三浦 雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	堀川 勇壮, 森 幹彦 中野 佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田 慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	檜崎 哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原 久蔵, 斎藤 秀夫 外立 政隆, 柳原 盛三 宗美 均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲 秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年4月	近藤 博, 増田 惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利 浩, 田村 敦宏 佐野 四郎, 能村 実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野 幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷 光栄, 畑山 茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(I)	1966年9月	犬丸 矩夫, 岡部祐二郎 北村 清美, 川幡 長勝 木村 友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井 忠彦, 泉 日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 藁田 光弘 山崎 紀雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備一	1966年10月	大山 耕一, 吉田 晃昇 中山 晋, 菅原 昇 五味 光男
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野 政明, 菰岡 一洋
TM-97	高マッハ数風洞について(II)	1967年1月	吉永 崇, 井上 建二 広田 正行, 楯 篤志
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村 茂昭, 相原 康彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月 正男, 鈴木 孝雄 田畑 浄治, 円居 繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤 博, 大城 章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月 昌, 斎藤 信彌 五代 富文, 伊藤 克彌 湯沢 克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	塙 武敏, 築地 恒夫 越出 慎一, 林 洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地 恒夫, 林 洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井 暎一, 森田 甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口 清子

# NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果\*

竹中幸彦\*\*・古田敏康\*\*・小川鉦一\*\*・朝田洋雄\*\*・豊原恒彦\*\*  
五代富文\*\*\*・湯沢克宜\*\*\*・伊藤克弥\*\*\*・西村久男\*\*\*

フィラメント・ワインディング(FW)により小型ロケットを試作し、内圧試験、曲げ強度試験、燃焼試験をした結果について述べる。従来はFW材は曲げ剛性が弱いとされてきたが、軸方向と平行な層と55度の混合巻きを採用することによりこの欠点を除くことができた。内圧に対しては相当な強度を示し、燃焼試験ではFW材の特徴が十分発揮され、カーボンクロスによるFRPノズルも実用に役立つことが実証された。

## 1. は し が き

FRP (Fiberglass Reinforced Plastics)のフィラメント・ワインディング材 (Filament Winding) は最近樹脂、ガラスフィラメント基材の改善および成型加工法の著しい進歩によって、その比強度が超高張力鋼 (HT-200) にまさる値をもつようになってきた。当研究所でも昭和41年度より機体第一部と機体第二部のグループでフィラメント・ワインディングの基礎研究を行なって来た。

ロケットの性能向上には構造重量を軽くして、質量比 (mass ratio) を高めることが必要であるが、FW材の使用は、この要件を満足するものとして大いに期待される。しかし、従来はFW材をロケット構造体を使用した場合には、曲げ剛性の低下を招く恐れがあり、ボディフラッタやボディダイバージェンスを起す不安もあると考えられていた。しかし軸方向に平行な層と、55°の巻角度をもつ層の積層よりなるFW材を用いて、NAL-7-P型と称する直径77mmの小型のFWロケットを試作し、各種の強度試験と燃焼実験を行なった結果によれば、上記の欠点はほぼ除かれることがわかった。

またこのロケットでは接手、鏡板および尾翼を除いたほかは、すべてFRPおよびFW構造としたが、ノズルには一般的なソリッドグラファイトに代つて、カーボンクロスとフェノール樹脂との積層材を使用し、この耐熱、損耗性に関する研究をも並行的に実験した。

## 2. ロケットの主要寸法および構造

試験に使用した強度試験用機体は図1および表1に示すごとく、全長2033.5mm、エンジン直径77mmのFRPロケットで、その構造は次の通りである。

ノーズ部の最先端部は空力加熱を受けるので、Eガラスクロスで補強したポリアミドイミドワニス (住友電工KKで開発した耐熱樹脂) を使用し、コーン部はフェノール樹脂のスコッチプライテープ (Eガラスクロスに樹脂を含浸し、プリプレグ状としたテープ) を使用した。

計器室部はエポキシ樹脂のスコッチプライを使用し、一層が0.2mmで、巻き角度0度 (軸と平行) に巻いた上にさらに巻角度55度に巻き、これを各10層繰返し巻き、その上からさらに55度巻きで、全厚さが3.8mm位に巻き、それを機械仕上げして3.5mmとした。

ここで55度巻きの利点は、内圧に対して軸方向および円周方向の応力に対し釣り合っている巻角度であり、0度巻きは曲げ応力に対して最大の強度を示す巻角度である。

エンジン室部は上の計器室部と全く同じ構造とした。接手部および鏡板部はアルミ合金製とした。

ノズルスロート部 (ノズル最小断面部) はグラファイトを使用せず、軽量でしかも耐熱性のよいカーボンクロスとフェノール樹脂の積層品とした。

ノズル出口部は温度条件がノズルスロートよりゆるいので、カーボンクロスとEガラスクロスとの交互の積層とし、フェノール樹脂を使用した。

\* 昭和42年10月20日受付

\*\* 機体第一部

\*\*\* ロケット部

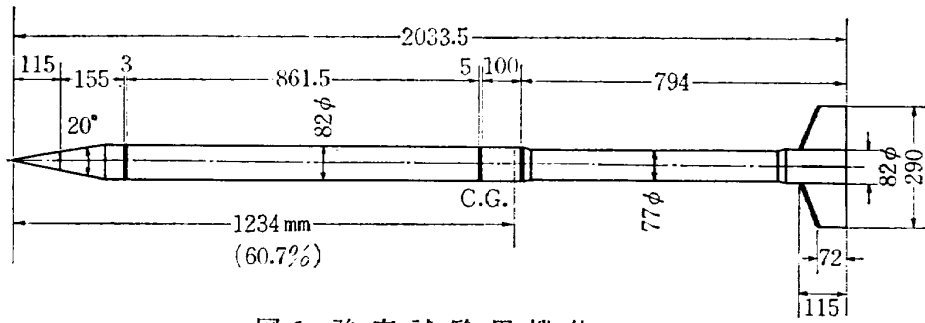


図1 強度試験用機体

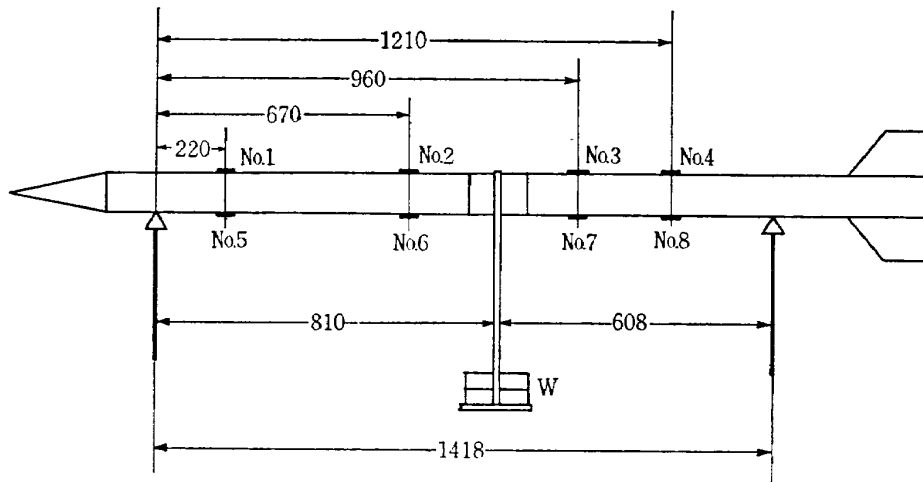


図2 曲げ剛性試験図

表1 強度試験用機体の諸元

全長	エンジン直径	構造重量	推進薬重量	全重量
2,033.5mm	77mm	6.7kg	2.7kg	9.4kg

表2 各部の曲げ剛性およびヤング率

	E I	E
計器室	16.495×10 <sup>6</sup> kg-cm <sup>2</sup>	2,400kg/mm <sup>2</sup>
エンジン室	15.450×10 <sup>6</sup> kg-cm <sup>2</sup>	2,700kg/mm <sup>2</sup>

### 3. 機体の曲げ剛性試験

FW (Filament Winding) は異方性材料で、巻角度が異なると、強度、ヤング率、ポアソン比も異なり、したがって曲げ剛性 EI も異なってくる。

そこで、FW 機体の曲げ剛性を調べるために、図2のように二点を単純支持し、一点集中荷重により行なった。

ロケット機体の曲げ剛性は、機体に作用する曲げモーメント，その歪みとから次式により求めることができる。

$$EI = \frac{2MR}{|\epsilon_A| + |\epsilon_B|}$$

ここで

$\epsilon_A$  = 機体上面の軸方向歪

$\epsilon_B$  = 機体下面の軸方向歪

$M$  = 機体の断面に作用する曲げモーメント

$R$  = 機体の半径

試験要領は図2のように、ロケットの先端より 360 mm、および 1,778mm の 2 点を単純支持し、一点集中荷重を加えた。荷重には重錘を使用した。

ストレインゲージは計器室、エンジン部にそれぞれ 2箇所上下に接着した。

荷重と歪の関係を図3に、試験結果を表2に示す。歪ゲージの番号は図示の通りである。

以上計算と実験値より求めた EI 曲線を図4に示す。

ここで各区分を 50mm 間隔の 41 等分とした。

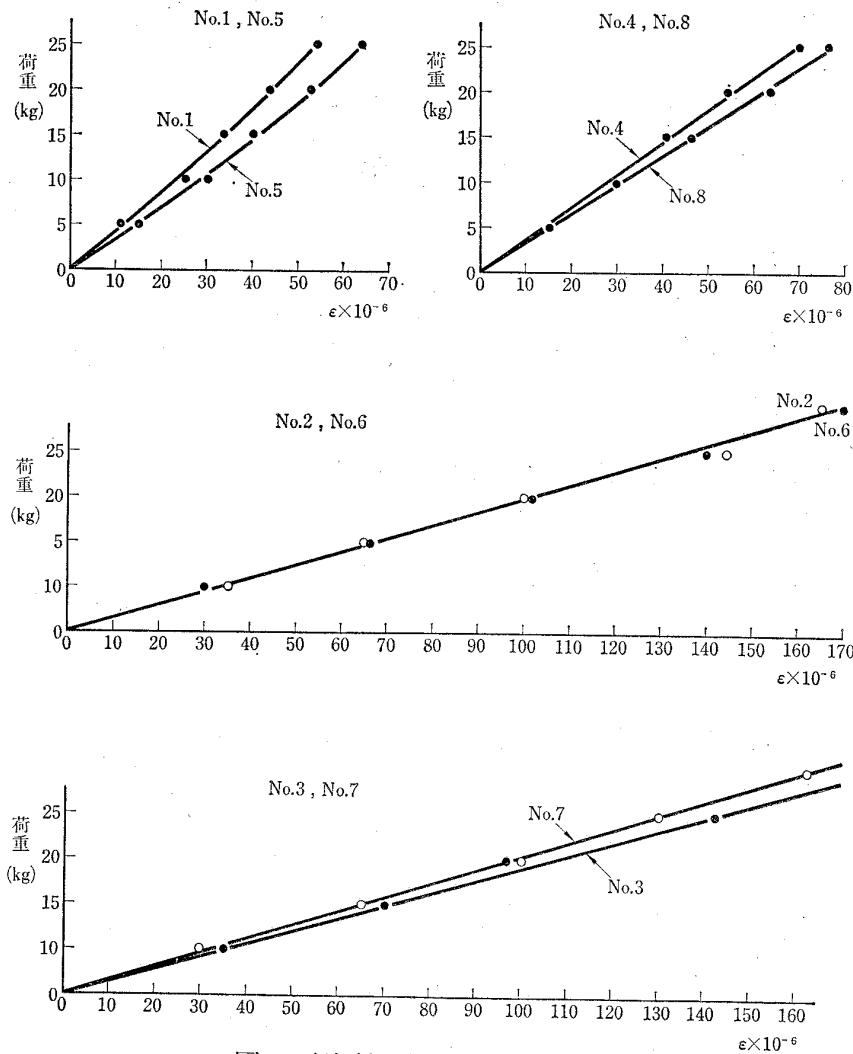


図3 剛性試験荷重歪線図

#### 4. 機体の曲げ強度計算

i) 曲げによる各種ダイアグラム

推進薬のない場合について、荷重分布図、剪断力線図、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かめた。また各部の応力も曲げモーメント図より求めた。荷重はすべて  $1g$  の状態で行い、 $1g$  の荷重は  $6.7kg$  である。

- a) 荷重分布図は図5に示す。ここでロケットに働く揚力は、頭部および尾部の空力中心にそれぞれ働くから、計算により図示の  $R_1$ 、 $R_2$  の値をとつた。
- b) 図5より剪断力線図をかき(図6),
- c) 次に曲げモーメント線図を求めた(図7),
- d) 前に求めた曲げモーメントを  $EI$  で割り、 $M/EI$  線図を求め(図8)  
これを積分して曲げによる角度 ( $\Delta\alpha$ ) を求めた。  
すなわち

$$\Delta\alpha = \int \frac{M}{EI} dx = 0.000853 \text{ rad}$$

さらに曲げによる角度を積分するとたわみが求まる。  
すなわち

$$\delta = \int \int \frac{M}{EI} dx dx = 0.27mm$$

e) 曲げ剛性率の計算

ロケットの曲げ剛性率(Bending Stiffness)  $k$  は次式から求まる<sup>1)</sup>。

$$\Delta\alpha = \frac{W}{L^2} \frac{1}{k}$$

ここで

$\Delta\alpha$ ; 曲げによる傾斜角 (計算値:  $0.000853 \text{ rad}$ )

$W$ ; ロケットの重量 ( $6.78kg$ )

$L$ ; ロケットの全長 ( $2.0335m$ )

以上の値を入れると

$$k = 1,922 \text{ kg/m}^2$$

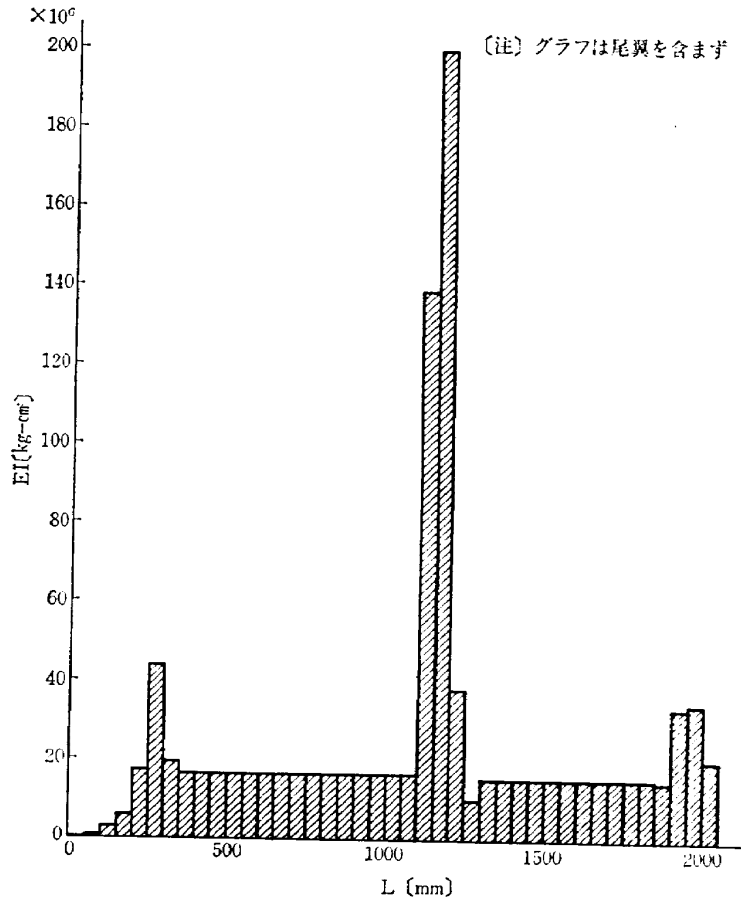


図4 EI 分布図

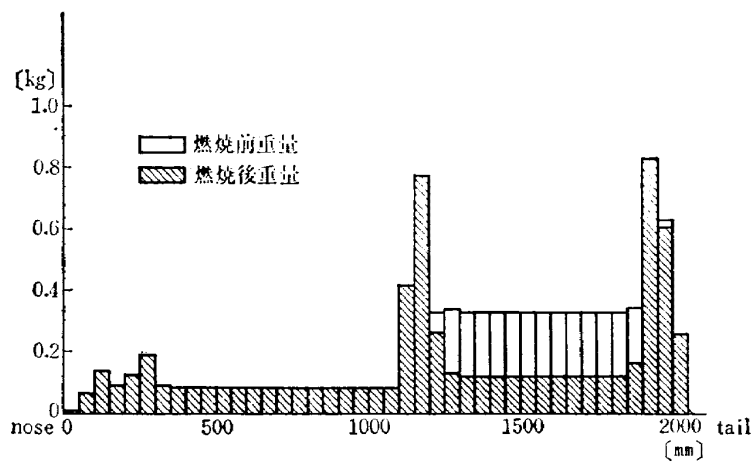


図5 重量分布図

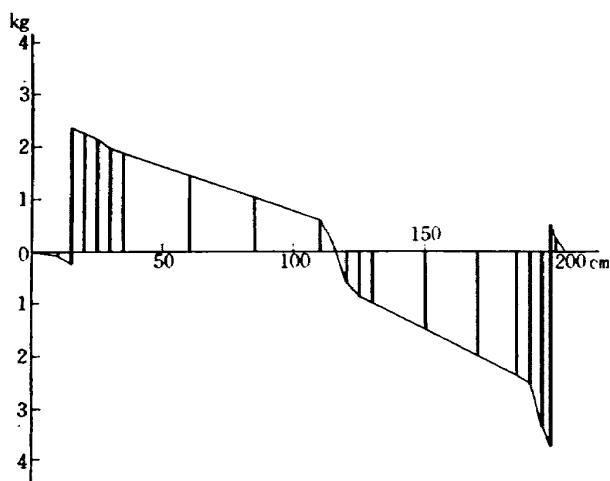


図 6 剪断力線図

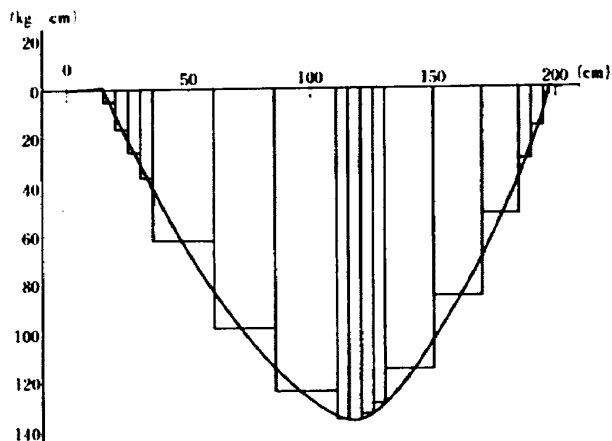


図 7 曲げモーメント線図

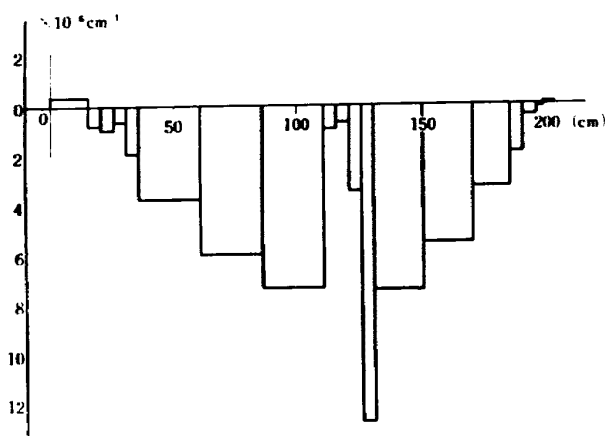


図 8  $\frac{M}{EI}$  線図

となり、かなり高い値となった（普通の金属製の一段ロケットの値は約  $1,000\text{kg/m}^2$  程度である）

ii) 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図7の通りである。いま 1g の場合の最大モーメントを受ける計器室、エンジン室部の強度計算例は次の通りである。

a) 計器室

計器室の断面係数 Z は

$$Z = 0.8d_m^2t = 0.8 \times 7.85^2 \times 0.35 = 17.254\text{cm}^3$$

計器室の最大モーメントは図7のモーメント曲線より、 $M = 133\text{kg-cm}$ 、そこでその部分の 1g の荷重を受けたときの応力は

$$\sigma = \frac{M}{Z} = 0.077\text{ kg/mm}^2 \text{ となる。}$$

b) エンジン部

エンジン部の断面係数 Z は

$$Z = 0.8d_m^2t = 0.8 \times 7.35^2 \times 0.35 = 15.125\text{cm}^3$$

図7より、 $M = 129.7\text{ kg-cm}$ 、そこでその部分の 1g 荷重を受けたときの応力は

$$\sigma = \frac{M}{Z} = 0.083\text{kg/mm}^2$$

5. 曲げ強度試験

図9, 10に強度試験の様態を示す。荷重は鉛弾袋および砂袋を用いて、表3のような荷重区分にわけて行なつた。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、反力  $R_1$  と  $R_2$  を図示の通りにとつた。1g の荷重は 6.7kg である。

a) 機体のたわみ測定

撓みは図示の通りダイヤルゲージで測定した。撓みの計算値と実験値とを図11に示す。1g では計算値と実測値とがほとんど一致したが、2, 3g の荷重では実測値の方がやや大きな値を示している。これは接手のがたの影響と思われる。

b) 機体の応力測定

曲げ応力の測定点は図9の通りで、抵抗線歪計を使用した。計器室およびエンジン室部の応力測定結果を図12, 13にそれぞれ示す。いずれの場合も計算値と実験値とがよく一致している。

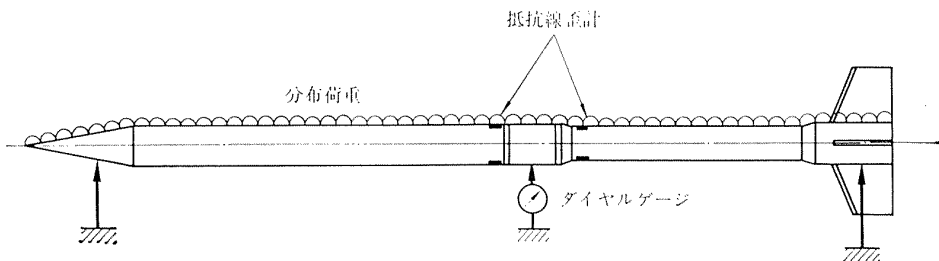


図9 強度試験図

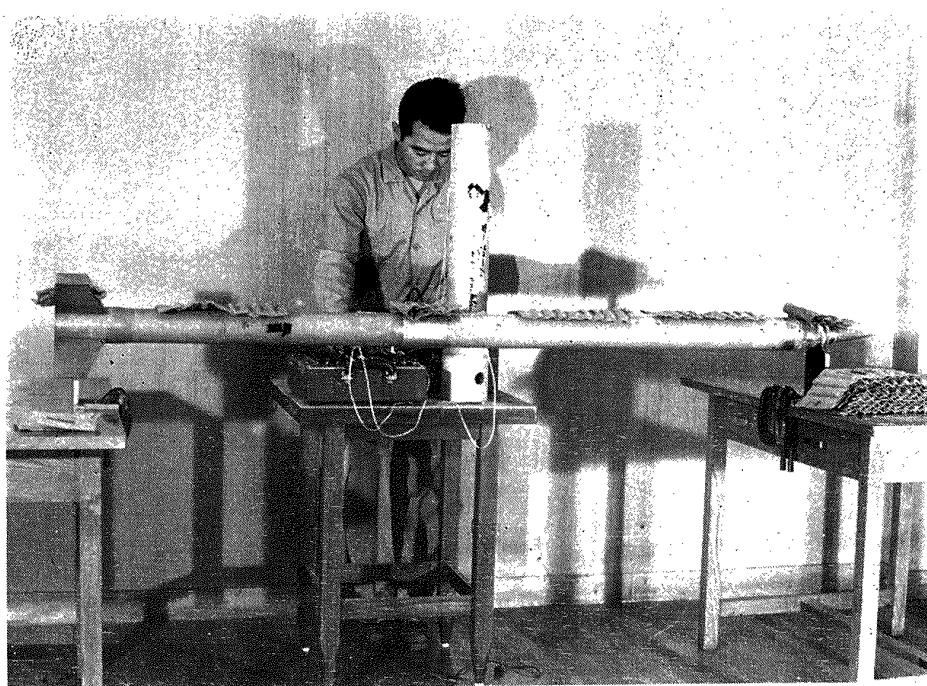


図10 強度実験中の写真

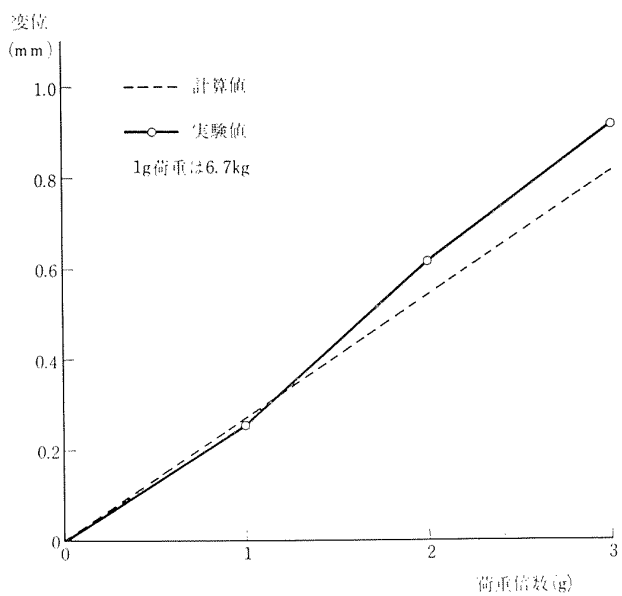


図11 曲げ変形試験

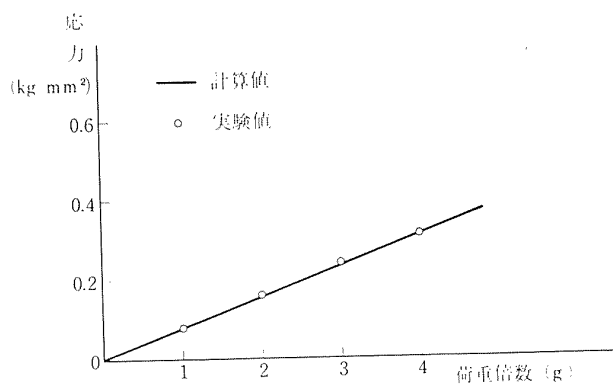


図12 曲げ強度試験 (計器室)



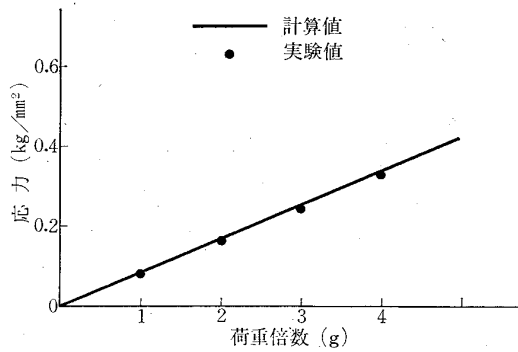


図 13 曲げ強度試験 (エンジン部)

### 6. ロケット推進薬

本研究に用いた推進薬は宇宙開発推進本部のSE型ロケット用として開発された日本油脂KK製のNAP-H-130型推進薬を用いた。この推進薬は過塩素酸アンモニウムを酸化剤とし、燃料結合剤としては酸素バランスの大きいニトロ樹脂系を使用し、低圧でも安定に燃焼し、かつ高比推力であることを特徴としている。

ロケットモータの燃焼圧力を低くするとチャンバは薄くすることができ、推進薬の質量比を高め、高性能ロケットとすることができる。

$$C_F = \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa-1} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}}\right]} + \frac{P_2 - P_3}{P_1} \cdot \frac{A_2}{A_t}$$

ここで

$\kappa$  : 比熱比

$P_1$  : 燃焼室圧力

$P_2$  : ノズル出口圧力

$P_3$  : 外気圧力

$A_t$  : ノズルスロート面積

$A_2$  : ノズルの出口面積

しかし一方燃焼圧力  $P_1$  を低くすると

燃焼ガスがノズルで最適膨張時すなわち、 $P_2 = P_3$  のときでもノズル効率  $C_F$  は低くなり推力  $F$  も低くなる。

$$F = C_F A_t P_1 = A_t P_1 \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa-1} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right]}$$

同時に点火時の圧力上昇をできるだけ小さくするため、推進薬への着火が困難となり、息つき燃焼 (Chuffing) などの不安定燃焼も起こし易くなる。そこで低圧で安

表 3 1gの各区分における荷重区分

ノズル部	0.62kg
計器室	1.35kg
接手部	1.46kg
エンジン室部	1.65kg
尾翼部	1.70kg
合計	6.78kg

表 4 NAL-7-P の燃焼性能結果

	1号機	2号機
点火時圧力 $P_{ig}$	48 kg/cm <sup>2</sup>	41 kg/cm <sup>2</sup>
最低圧力 $P_{min}$	25.7 "	27.5 "
最大圧力 $P_{max}$	28 "	30 "
最低推力 $F_{min}$	191.2 kg	197.6 kg
最大推力 $F_{max}$	223.2 "	226.1 "
全燃焼時間 $t_0$	3.14 sec	3.03 sec
全推力 $I_t$	554.0kg. sec	552.4kg. sec
比推力 $I_{sp}$	213.1 sec	212.5 sec
推進薬温度 $T_p$	18.8 °C	19.3 °C
燃焼前スロート径 $d_a^*$	26.5 φ mm	26.5 φ mm
燃焼後スロート径 $d_e$	26.6 φ "	26.7 φ "

\*製作寸法

定に燃焼する NAP-H-130 型推進薬を用いた。燃焼速度は圧力 30kg/cm<sup>2</sup> で約 5.3mm/sec である。

NAL-7-P 推進薬は直径62.6mm、長さ660mm で重さ 2.6 kg、星型六光芒の内面燃焼方式である。点火薬は黒色火薬 5 gr で鏡板側から点火される。

### 7. 地上燃焼試験

地上燃焼試験は固体ロケット実験室内の横型テストスタンドで行なわれ、推力、燃焼圧力、機体の歪量、機体の温度等が同時に計測された。その後燃焼性能結果を表 4 に、推力・時間曲線を図14に示す。1号機と2号機とで推力に多少の差を生じたが、これは燃焼圧力に約7.0%の差が生じた結果である。

次に1号機および2号機の内圧、軸方向歪および円周方向歪をそれぞれ図15、16に示す。1、2号機の差は巻き方の誤差による影響と思われる。

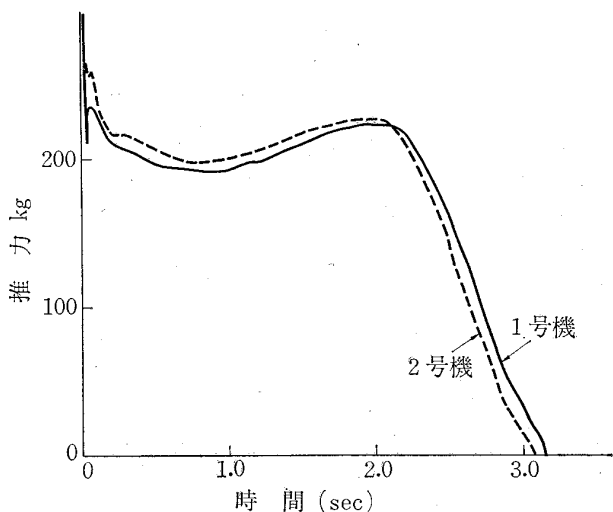


図 14 推力曲線

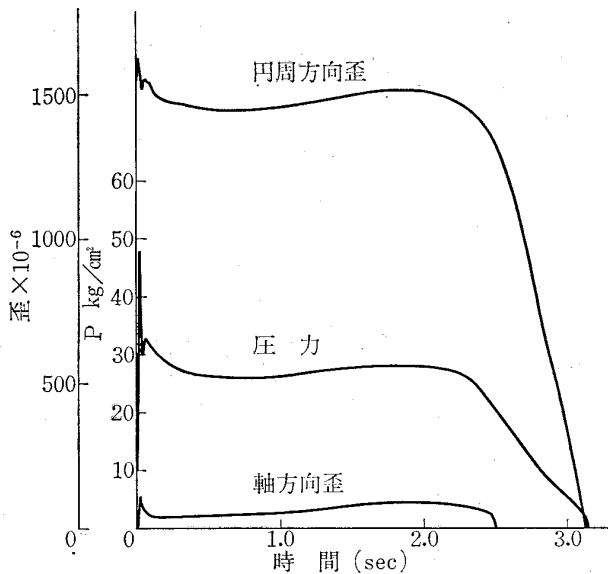


図 15 1号機の内圧, 歪線図

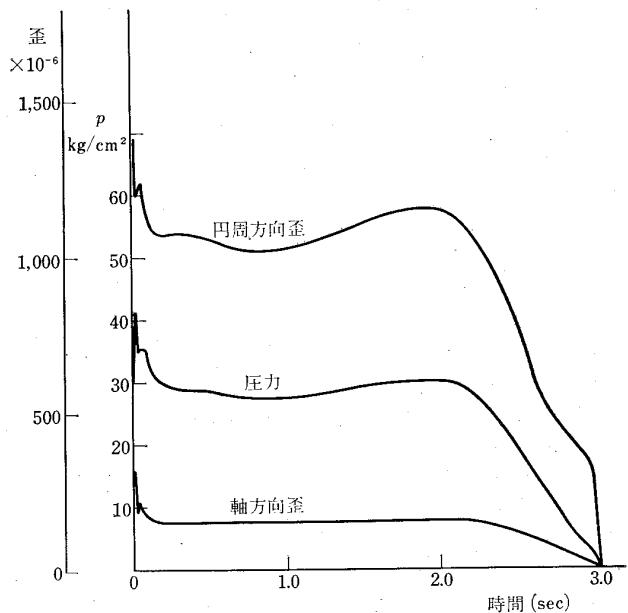


図 16 2号機の内圧, 歪線図

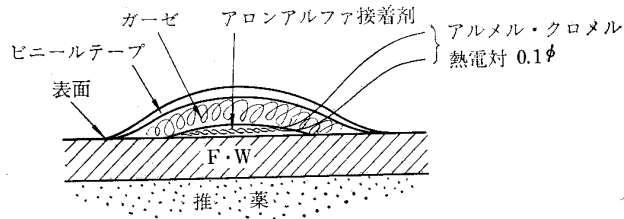


図 17 熱電対 (0.1φ) 取付の方法

### 8. 燃焼試験におけるチャンバ外板の温度上昇

NAL-7-P のチャンバは Filament Winding で構成されているため、通常の金属の表面温度を測る時のように、温度測定用の熱電対を溶接して測定することができない。そこで図17に示すようにチャンバ表面にアルメル・クロメルの 0.1mmφ 熱電対線を強力接着剤アロンアルファを用いて接着した。接着剤を用いて熱電対を取り付けたために起こる誤差は、既に平板ステンレス鋼を用いて熱電対を溶接したものと比較してあ

り、180°C で接着剤がはくりするまでその誤差は認められない。取り付けられた熱電対の表面は外気の温度変化や、燃焼時に外気の乱れなどにより起る熱電対の出力電圧変動を防ぐため、ガーゼとビニールテープでカバーしてある。

1号機、2号機の温度測定位置および測定結果を図18および図19に示す。これらの結果によると燃焼時のFW チャンバの表面温度上昇はごくわずかである。1号機で最大約 6.4°C、2号機で最大 25°C となり、同一燃焼試験にもかかわらずかなりの相違がある。この

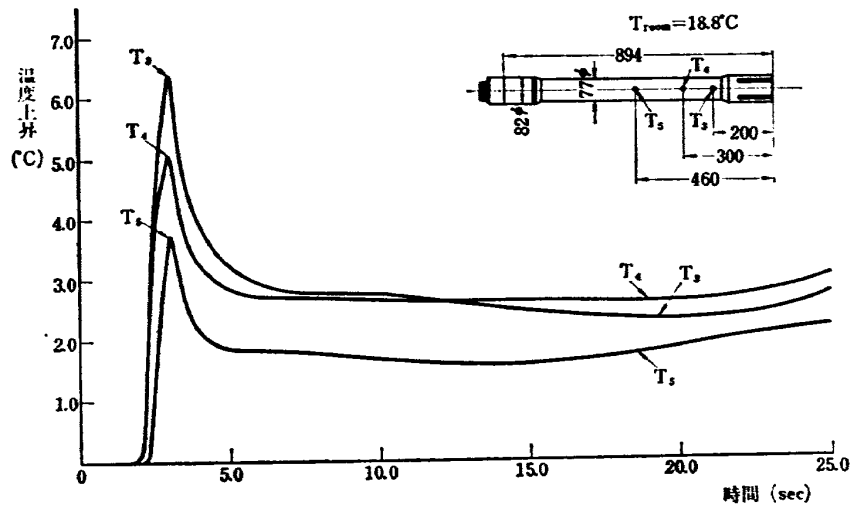


図 18 1号機の燃焼試験における温度測定

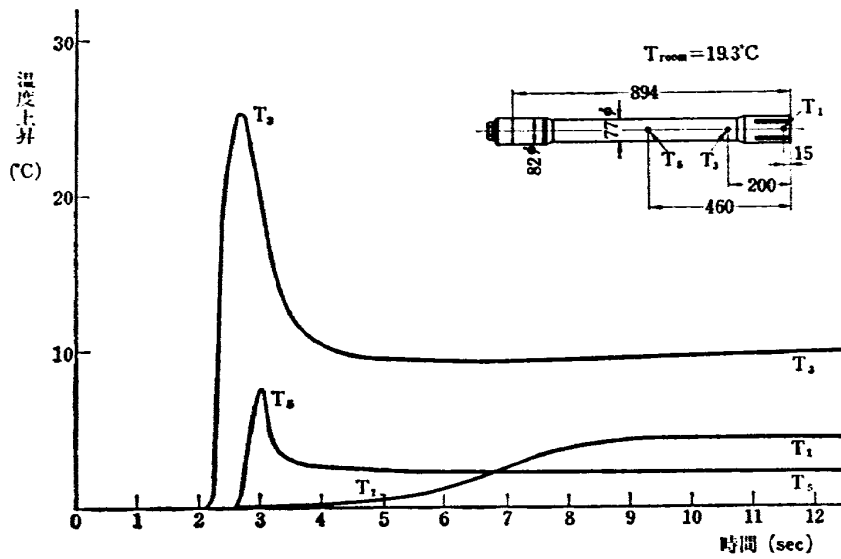


図 19 2号機の燃焼試験における温度測定

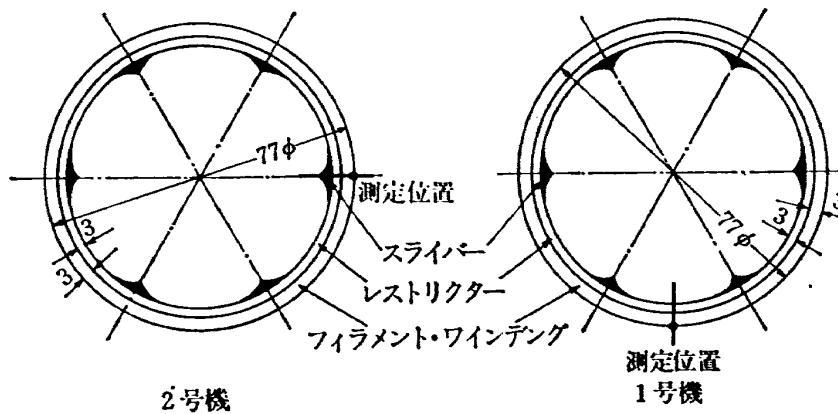


図 20 表面温度測定位置 (図は燃焼後の様子を示す)

原因は試験終了後に断面を調べた結果、図20のように1号機、2号機の熱電対取り付け位置が、それぞれ1号機は燃焼末期に残有する推進薬（スライバ）のない場所、2号機はスライバの存する場所に対応したからと考えられる。推進薬そのものは断熱効果をもっているから、これが燃焼末期まで残存するところとしないところでは、温度上昇にかなり大きな影響を及ぼす。点火後2秒間は温度上昇は全くみられないが、これは推進薬が内面燃焼方式であるため、推進薬およびレストリクタの断熱効果により温度上昇の遅れを生ずるからである。さらに全燃焼時間が約3秒であることよりして、燃焼開始後2秒における推進薬のウェブ（未燃焼部分の厚さ）はきわめて薄くなっているものと考えられ、この頃より外板の温度が上昇し始めることが説明づけられる。チャンバ部分の温度変化は推進薬の燃えきる3秒付近で最大となり、以後温度が減少して一定値におちつく。ところが、ノズル付近の表面温度は図19に示すように燃焼終了の頃にはじめて上昇を開始し4.0°Cに至っている。これはこのロケットのノズルスカートの部分が尾翼を取り付けるために肉厚を厚くしているからで、その付近の熱容量が非常に大きいためと考えられる。図18に示したようにチャンバの軸方向の温度分布は、 $T_3 > T_4 > T_5$  となっている。これはチャンバ内部の推進薬が燃焼すると、燃焼ガスの通過量が  $T_3$  でもっとも大きく、したがって熱伝達率も大きいことにもとづく。

9. FRP ノズル構造および試験結果

ノズルスロートとしては、従来はソリッドグラファイトが多く使用されて来たが、グラファイトは比重が重く、また熱伝導率が良すぎて、外部構造体に高温度をもたらす。FRP ノズルは、これらの欠点を有しないものとして開発をすすめられているが、本研究に使用されたものの構造は図21に示すとおりである。①はノズルスロート部で、カーボクロス（アクリル繊維を原料とし、1,000°Cで処理したもの）と、住友ベークライトKKの耐熱性フェノール樹脂の積層材で、樹脂含有量は70%、その比重は約1.3~1.4である。②はノズル出口部で、スロートに比較して熱伝達率が少ないので（図13参照）カーボクロス（600°Cで処理したもの）と、Eガラスクロスとの交互の積層材とし、日本ライヒホールドKKの耐熱性フェノール樹脂5900番を使用した。樹脂含有量は約30%で、その比重は約1.5である。

燃焼試験の結果 FRP ノズルへの熱伝達量と炭化層

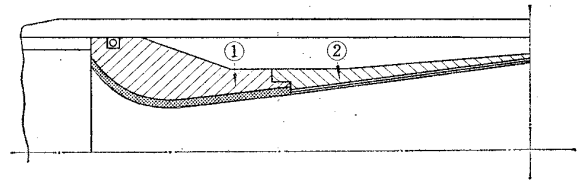


図 21 FRP ノズル断面図

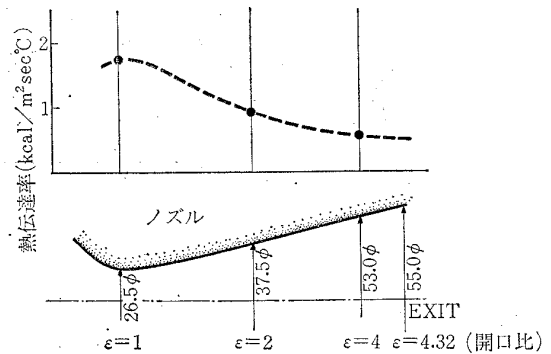


図 22 ノズルの熱伝達率

表 5

	$A_t/A$	$\sigma$	$h$
$\epsilon = 1$	1	1.3	kcal/m <sup>2</sup> s °C 1.72
$\epsilon = 2$	0.5	1.3	0.98
$\epsilon = 4$	0.25	1.3	0.52

を検討するために、次のような計算を試みた。

ロケットノズルの計算によく使われる Bartz の半実験式<sup>2),3)</sup>を用いれば、熱伝達率  $h$  は次のように求められる。

$$h = \left[ \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left( \frac{\mu^{0.2} C_p}{P_r^{0.6}} \right) \left( \frac{P_c g}{C^*} \right)^{0.8} \left( \frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \right] \left( \frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma$$

ここで

- $\mu$  : 燃焼ガスの粘性係数,  $P_c$  : チャンバ圧力,
- $C_p$  : 定圧比熱,  $g$  : 重力加速度,
- $P_r$  : プラントル数,  $A_t$  : スロート面積,
- $D_t$  : ノズルスロート径,  $A$  : 任意の点の面積,
- $r_c$  : ノズルスロートの曲率,  $\sigma$  : 境界層の修正係数,
- $C^*$  : ガスの特性排気速度,

上式において  $\kappa = 1.21$  (仮定),  $m = 27$  kg/mol (仮定),  $D_t = 26.5 \phi$  mm (実測),  $R = 31.4$  m/°K (仮定),  $T = 3000$  °K (仮定),  $C^* = 1550$  m/s (実測),  $P_c = 28$  kg/cm<sup>2</sup> (実測) を代入すれば,

$$h = 1.4 \left( \frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma$$

これより任意の点の熱伝達率を求めれば、表5のような値となり、図22のように示される。

FRP ノズルの断面は図21に示すとおりであるが、スロート部①における炭化層は約3.0mm程度で、表面に  $Al_2O_3$  と思われる金属酸化物の付着が見られ、燃焼時間3.0秒後のスロート直径の変化は0.1mm程度で、表面の損耗の程度は非常に少なく、スカート部②の炭化層は約1.5~2.0mm程度で、表面の損耗は約0.3~0.5mmと認められた。

## 10 あとがき

従来はロケットのボディにFW構造を使用したときは曲げ剛性が低下し、ボディフラッタやボディ・ダイバージェンスなどの好ましくない結果を招く危険が生じやすいと考えられていたが、軸方向と平行な層と55度の混合巻きの角度をもつ層との積層材を使用するときは、かなり高い曲げ剛性が得られ、内圧に対しても相当な強度を示すことがわかった。軸方向のヤング率は2,400kg/mm程度の妥当な値が得られたが、横方向のヤング率には一部低い値が出て多少のばらつきがあり、これは製品の不均一性にもとづく結果とみとめられる。

燃焼実験では燃焼室の外壁の温度上昇はほとんど認められず、FW ロケットの特徴が十分に発揮された。供試されたFRP ノズルは燃焼による損耗率も少なく、実用に役立つであろうことが実証された。

終りに、この実験研究を行なうにあたり、FW材に関しては住友電工KK鈴木典男課長に、ロケットエンジンについては日産自動車宇宙航空事業部岩田正明技師に、実験計測においては機体第一部熱弾性研究室野口義男、遠藤修司両技官の諸氏に絶大な協力をいただいたことを深く感謝する。

## 文 献

- 1) 池田健・古田敏康・酒巻正守；SSRの部品強度，東大宇宙航研報告 2巻2号(B) 1966, 6月
- 2) D. R. Bartz；A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convection Heat-Transfer Coefficients, Jet Propulsion. January, 1957, p. 49
- 3) D.R. Bartz；An Approximate Solution of Compressible Turbulent Boundary-layer Development and Convective Heat-Transfer in Convergent-Divergent Nozzles. Transaction of the ASME, November, 1955, p. 1235

TM-106	動安定係数測定用風胴天秤について	1967年5月	高島一明, 榑原盛三 原亘利, 北出大三 金成正好
TM-107	プロペラ後流偏向型STOL機の風胴試験(Ⅱ)	1967年6月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋俣, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長洲秀夫, 柳沢三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロットドフラップの実験的研究(Ⅰ)	1967年8月	犬丸矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェットVTOL機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西村博史
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪宏, 橋本登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備(Ⅱ)	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克巳
TM-114	五段超音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究(Ⅰ)	1967年9月	大塚貞吉, 鈴木邦男 田丸卓, 乙幡安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(Ⅰ)	1967年9月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田慶治, 松崎良継
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	村上力, 真柳光美
TM-119	ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑浄治, 松島弘一 成田健一, 塚本憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中竜夫, 奥垣澄男
TM-121	大きなマトリクス of 逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子

注：欠番は配布先を限定したもの

---

## 航空宇宙技術研究所資料122号

昭和42年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)

印刷所 一誠社総合印刷株式会社  
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

---

