

UDC 678.6 : 536.21

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-185

FRP ロケットノーズコーンの赤外線輻射
による加熱実験

小 川 鑛 一・遠 藤 修 司

1969 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|-----------|--|
| TR-161 | 宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法
The Optimal Explicit Guidance Equation
for Space Vehicle | 1968年 8 月 | 新田 慶治, 松島 弘一
大坪 孔治, 志 甫 徹 |
| TR-162 | よどみ点領域での非定常空力加熱の測定
Measurements of Unsteady Aerodynamic
Heating of Stagnation Region | 1968年 9 月 | 野 村 茂 昭 |
| TR-163 | 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する
考察
Investigation on the Stability and Control
Characteristics of a Twin-propeller STOL
Airplane | 1968年 9 月 | 別 府 護 郎 |
| TR-164 | 熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外
板の温度上昇とその電気抵抗アナログ回路
Investigation of the Streamwise Heat Conduc-
tion Effect on the Transient Aerodyna-
mic Heating of Thin-skinned Bodies by
the Resistance Network Analog Method | 1968年10月 | 小 川 鉦 一 |
| TR-165 | 有限要素法による箱型梁の解析
Applications of the Finite Element Method
to Box Beams | 1968年11月 | 三本木茂夫 |
| TR-166 | DPF バルブを用いたジンバルエンジン駆動
用油圧制御系の基礎的解析
Fundamental Analyses of Gimbal-Engine
Positioning Hydraulic Control System
Made Use of DPF Servovalve | 1968年11月 | 畑 山 茂 樹, 興 石 肇 |
| TR-167 | アブレーションによる空力加熱の減少の測定
Measurements of Heat Transfer Reduction
by Ablation at Stagnation Region | 1968年11月 | 野 村 茂 昭 |
| TR-168 | 角度測定・ドップラ周波数測定併用のトラッ
キング方式の計算処理に関する研究
On the Orbit Determination Procedures for
the Doppler Frequency Measurement with
Angular Measurement Tracking System | 1968年11月 | 鳥 海 良 三, 松 本 一 夫
樋 口 一 雄, 戸 川 隼 人
木 村 武 雄 |
| TR-169 | VTOL 機操縦研究設備
Design and Construcion of VTOL Flight
Simulator System | 1968年12月 | 樋 口 一 雄, 百 名 盛 之
三 好 範 子, 岡 部 正 典
山 本 六 郎, 川 原 弘 靖 |
| TR-170 | STOL 機の縦の自動安定制御方式 に関する
研究 (I) 姿勢制御方式の解析
System Studies on Automatic Longitudinal
Stabilization Control Systems for STOL
Aircraft
Part 1 Automatic Attitude Control
Systems | 1968年12月 | 堀 川 勇 壮, 森 幹 彦 |
| TR-171T | Simple Flow Characteristics Across a Strong
Shock Wave | Feb. 1969 | Kenneth K. Yoshikawa |
| TR-172 | 高速における円錐体および三角翼, 動安定微
係数の測定
Measurement of Dynamic Stability Deriva-
tives of Cones and Delta-Wings at High
Speed | 1969年 2 月 | 柳 沢 三 憲 |
| TR-173T | Coupling Effect of Radiative Heat on Con-
vective Heat Transfer | Feb. 1969 | Kenneth K. Yoshikawa |
| TR-174 | Navier-Stokes 方程式に対する差分法
Difference Method for Navier-Stokes
Equation | 1969年 4 月 | 三 好 甫 |
| TR-175 | 低レイノルズ数における NACA 0012 翼型
の失速特性について
—失速フラッタの研究(II)—
Stalling Characteristics of the NACA 0012
Aerofoil Section at Low Reynolds Num-
bers | 1969年 6 月 | 中 村 泰 治, 磯 貝 紘 二
江 尻 宏 |

FRP ロケットノーズコーンの赤外線輻射

による加熱実験*

小 川 鑛 一**・遠 藤 修 司***

Thermal Characteristics of FRP Rocket Nosecone

By Koichi OGAWA and Shuji ENDO

There are many applications of fiber reinforced plastics (FRP) for structures. The use of FRP for the structural elements of sounding rockets is only one example of their application.

A test to determine the thermal characteristics of the FRP nosecone was performed by infra-red radiative heating.

Four different FRP nosecone materials were used in the present investigation. The test samples had the dimensions of 380 mm in length, 110 mm base diameter and with an 18° nose angle. The four nosecone materials were composed of phenolic resin and reffrasil, phenolic resin and E-glass, phenolic resin and siliglass, and epoxy resin with thermal insulators such as glass, potassium-alum and Feldspar, and siliglass.

Twenty four infra-red radiation lamps arrayed inside of a conical heating reflector, were used to supply constant heat input to the nosecone.

The temperature rise of FRP material, the inside air of the nosecone and a steel chip (inserted in the nosecone along its axis of rotation) were measured. The temperature of the steel chip was used for the evaluation of the temperature of the instruments aboard the sounding rocket.

The following conclusions were drawn from the present tests.

(1) No significant difference in temperature rise between the materials was observed. Although it is well known that epoxy resin itself is a thermally-sensitive material, the present test result shows that the composite of epoxy resin and thermal insulator reduced the temperature rise to the level of the phenolic resin. This result is important for engineering practice, because the manufacturing process of the FRP of epoxy resin is much easier than that of phenolic FRP.

(2) It was recognized that there were certain regions inside the nosecone where the temperature did not rise. This is due to ablation effects of the FRP resin which becomes effective from about 100°C, and the ablation effects are important to protect from the temperature of the instruments aboard near the nosecone.

(3) In the theoretical analysis, the nosecone of conical shape was assumed to be composed of a number of thin circular cylinders. The heat balance equation was solved for each cylinder with the aid of the finite difference approximation method. The result obtained by numerical calculation was in satisfactory agreement with the experimental result below the temperature at which heat loss due to ablation started.

1. ま え が き

ロケットの構造材料としては、比重が小さく、比強

* 昭和44年10月9日受付

** 計測部 (前機体第一部)

*** 機体第一部

度が大きく、かつ耐熱性のよいことが要求される。この要求を満たすものとして近年研究¹⁾ 開発が行なわれているものに強化プラスチック (FRP) がある。この材料の比重は 1.6~2.0 (硬鋼 7.85, チタン合金 4.5) と小さく、比強度は 17~35 kg/mm² (硬鋼 7.4~12.9

kg/mm², チタン合金 20.8 kg/mm²) と大きい。しかし最大の欠点は耐熱性が金属よりかなり劣ることである。ロケットのように短時間、しかも表面のみから急激に加熱され、大気中の飛行時間がきわめて短い場合には、FRP は表面部のみ発焰し各種反応による吸熱、発生気体による冷却効果ならびに炭化などのいわゆるアブレーション効果が起こって空力加熱の熱伝達係数を低下させることが期待される。著者らは FRP ノーズコーン 4 種類おのおの 2 個計 8 個およびステンレスノーズコーン 1 個の合計 9 個について実験室で赤外線ランプ放射加熱試験装置を用い一定熱量率で加熱し、

- (1) FRP ノーズコーンの相異なる材質の防熱効果の差異
- (2) FRP ノーズコーンとステンレス鋼ノーズコーンの内部空気温度上昇の比較
- (3) FRP ノーズコーンのアブレーション効果の観測
- (4) 円錐ノーズコーンを円筒の積み重ねと仮定した温度上昇の近似計算と実験値との比較

を行なった。本報告はその結果について述べたものである。

2. ロケットノーズコーンの空力加熱による温度上昇

ノーズコーンの空力加熱による温度上昇はすでに行なった飛しょう試験でも明らかなように最高マッハ数が 4 程度の NAL-HM-16 型ロケット²⁾ で約 300°C にもものぼる。空力加熱による機体の温度上昇は、(1) 加熱は空力加熱のみによる。(2) 機体外板は熱的に薄くて板厚方向の温度勾配は無視できる。(3) 機体に流入した熱は伝導、輻射によって失われない、等を仮定すると

$$\rho c \delta \frac{dT_w}{dt} = h(T_{aw} - T_w) \quad (2.1)$$

で与えられる。ここで

- T_{aw} : 断熱壁面温度 (°K)
- T_w : 機体表面温度 (°K)
- h : 熱伝達係数 (Kcal/m²·s·°K)
- ρ : 機体外板の密度 (kg/m³)
- c : 機体外板の比熱 (Kcal/kg·°K)
- δ : 機体外板の厚さ (m)

である。空気の比重量は高度によってつぎのように減少すると仮定する。

$$\rho = \rho_0 e^{-\beta z} \quad (2.2)$$

ここで、 ρ_0 : 地表における空気の比重量 (kg/m³)

z : 高度 (m)

β : 空気密度の指数 = $1.166 \times 10^{-1} (\text{km}^{-1})$

さらに物体形状を円錐形とすると熱伝達係数³⁾⁴⁾⁵⁾⁶⁾ h は次のように表わされる。

(1) 層流の場合

$$h_N = 0.575 \lambda \left(\frac{\rho_0/g}{\mu x} \right)^{1/2} \cdot e^{-(1/2)\beta z} \cdot V^{1/2} \cdot P_r^{1/3} \quad (2.3)$$

(2) 乱流の場合

$$h_T = 0.0296 \frac{\lambda}{x^{1/6}} \left(\frac{\rho_0/g}{\mu} \right)^{4/5} \cdot e^{-(4/5)\beta z} \cdot V^{4/5} \cdot P_r^{1/3} \quad (2.4)$$

ここで、 x : ノーズコーン先端から温度測定位置までの表面に沿う距離 (m)

λ : 空気の熱伝導率 (Kcal/m·s·°K)

μ : 空気の粘性係数 (kg·s/m²)

g : 重力の加速度 (m/s²)

P_r : 空気のプラントル数 = 0.71

V : 飛しょう体速度 (m/s)

また断熱壁面温度は

$$T_{aw} = T_\infty \left(1 + R \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (2.5)$$

で表わされる。ここで

R : 回復係数

層流の場合には $R = P_r^{1/2} = 0.845$

乱流の場合には $R = P_r^{1/3} = 0.893$

T_∞ : 飛行高度における空気温度 (°K)

γ : 空気の比熱比

M : 飛しょう体のマッハ数

である。(2.1) 式から明らかなように機体温度 T_w は機体の熱容量 ρc , 厚さ δ , 熱伝達係数 h , 断熱壁面温度 T_{aw} に依存する。ここでロケットノーズコーンの外板に金属 (ステンレス鋼, 外板厚さ $\delta = 1 \text{ mm}$) を用いた場合と FRP ($\delta = 2 \text{ mm}$) を用いた場合とを熱的に比較すると, FRP の発焰, 燃焼, 炭化等の熱的変化が起こらないものとするれば h, T_{aw} は (2.3) ~ (2.5) 式で与えられる。一方 ρc はステンレス鋼で $0.86 (\text{cal/cm}^3 \cdot ^\circ\text{C})$, FRP で約 $0.42 (\text{cal/cm}^3 \cdot ^\circ\text{C})$ であるから $\rho c \delta$ は両者ともほぼ同じになる。したがってステンレス鋼および FRP のノーズコーンの温度上昇はほぼ同じ程度と考えられる。しかし実際には FRP ノーズコーンは 200°C 程度で発焰, 炭化が起こるので, 見かけ上 (2.3), (2.4) 式の熱伝達係数が小さくなり, したがって FRP ノーズコーンの温度上昇が少なくなり, それだけノーズコーン内部に搭載される計測

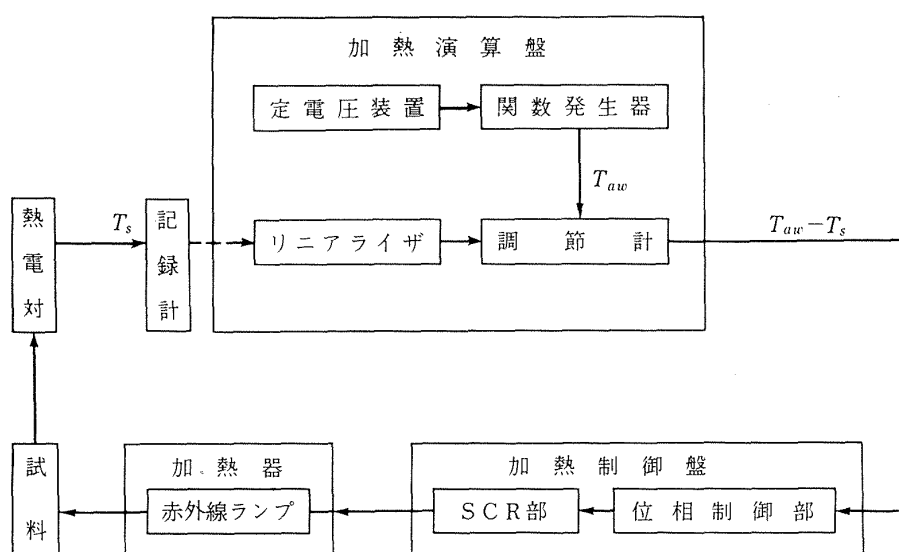


図 3.1 温度制御系の構成図

機器への熱的影響もおさえられることが期待される。

3. FRP ノーズコーンの赤外線ランプによる輻射加熱実験

2. で述べたように FRP ノーズコーンはアブレーション効果による耐熱性が期待できるので、ここでは実験室において 4 種類の FRP ノーズコーン各 2 個計 8 個について赤外線ランプによる輻射加熱実験を行ない種類の異なる FRP ノーズコーンの熱的な特性、ノーズコーン内部空気温度の上昇、さらに計器とみたてて内部に挿入した鉄片 (32×32×6 mm) の温度上昇等を測定し、アブレーション効果による防熱性を検討した。

3.1 実験装置

本実験装置の構成を図 3.1 に示すが、これは熱弾

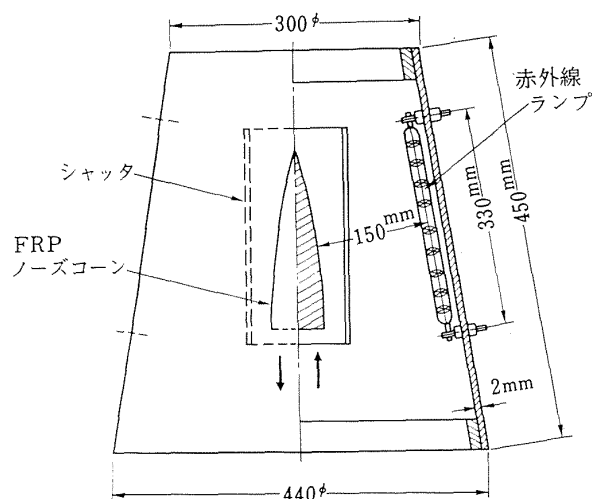


図 3.2 赤外線ランプ加熱炉（ランプは円周上等間隔に 24 本ある）

性試験装置の一部分である。熱弾性試験装置は、1,200 kW(0~480 V) までの電力を制御できるが今回は定格 1 kW の赤外線加熱ランプ 24 本に電力を供給するために用い、一定加熱のため図 3.1 の関数発生器は使用しないでマニュアルで行なった。

加熱器はノーズコーン加熱用として特に設計したもので、図 3.2, 写真 3.1 に示すように円錐状の厚さ 2mm ステンレス板で、内面には赤外線輻射熱の反射効率を高めるためクロム鍍金がほどこしてある。また

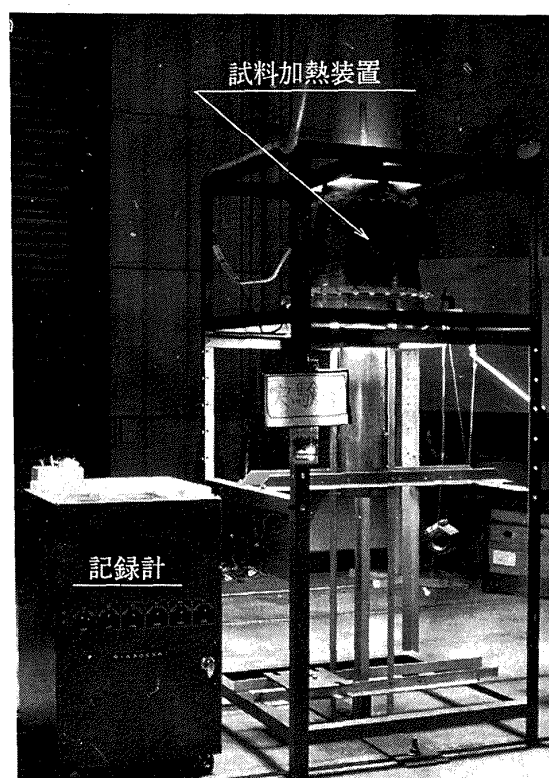


写真 3.1 実験装置

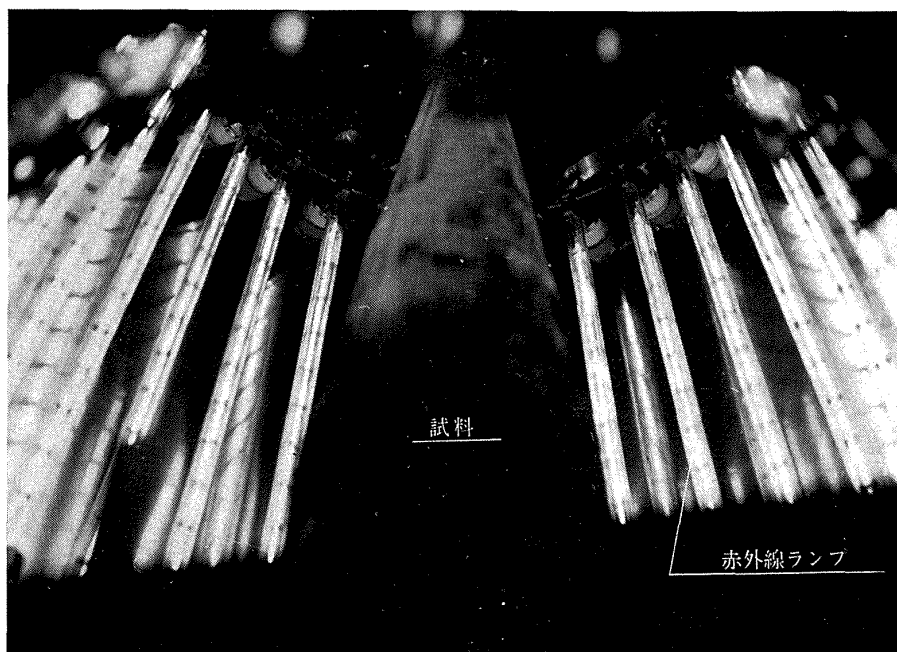


写真 3.2 加熱器内部の赤外線ランプ

加熱器内壁には図 3.2, 写真 3.2 に示すような直径 10 mm, 長さ 340 mm (フィラメント長 275 mm), 定格出力 1 kW の管状赤外線ランプ 24 本が等間隔に取り付けてある。図 3.2 のシャッターはステンレス鋼 (1 mm) の円筒でノーズコーンを加熱するのにステップ状の熱量を与えるため, 赤外線ランプの電力が所定の値に達するまでの間加熱器を遮蔽する目的と, 所定の時間加熱した後, 急激にこのシャッターを閉じステップ状に加熱を中止することを目的としている。またこのシャッターが加熱器の中央まで下がったとき, 温度測定用記録計に加熱を開始または中止したことを知らせるマークが入るようになっている。なお本実験では定格電圧の 240 V, 電力 24 kW までで各種試験を行なった。

3.2 FRP ノーズコーン試料とその熱的物性値

試験用 FRP ノーズコーン試料は図 3.3, 写真 3.3 に示すような大きさであって, 使用材料は表 3.1 に示すように 4 種類である。この 4 種類の材料を用いた FRP ノーズコーンを各種 2 個ずつ計 8 個を準備した。

ここで試料 A の基材であるリフラジルは米国トンプソン社の製品で SiO_2 が約 90%, 融点が約 1300°C , 一方 B のシリガラスは日本無機繊維 K.K. 製で SiO_2 が 97~98% 程度, 融点が約 $1300\sim 1500^\circ\text{C}$ である。両者とも石英ガラス繊維に近いもので, 石英より安価なリフラジルあるいはシリガラス繊維を用いた FRP ノーズコーンの熱的特性を比較する。C の E-ガラスは融点が $500\sim 600^\circ\text{C}$ で普通のガラス繊維である。以上 A, B, C の FRP ノーズコーンに使用した樹脂はフェノール樹脂である。D の材料には基材がシリガラスで断熱材⁷⁾(エポソ 828 の 100 に対して, 特殊ガラス粉末 5, カリウムアラム 5, 長石 20 の割合)をエポキシ樹脂に混ぜたものを用いた。これはフェノール樹脂が成形に高温, 高圧を要するのに対して, 低い温度でしかも常圧ないしは低圧で成形できるという特長がある。エポキシ樹脂だけであると熱に非常に弱いのので断熱材を混入させてその熱的特性をよくすることをねらったものである。

図 3.4 に示すステンレスのノーズコーン E は以上

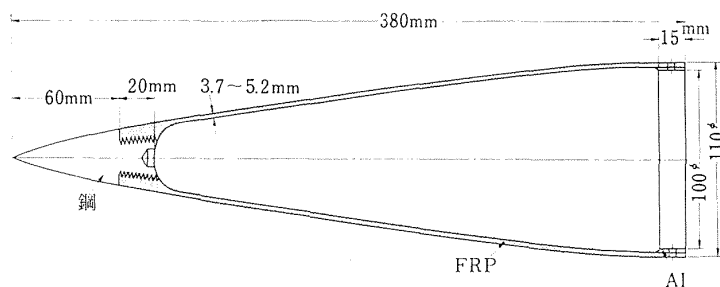


図 3.3 FRP ノーズコーン

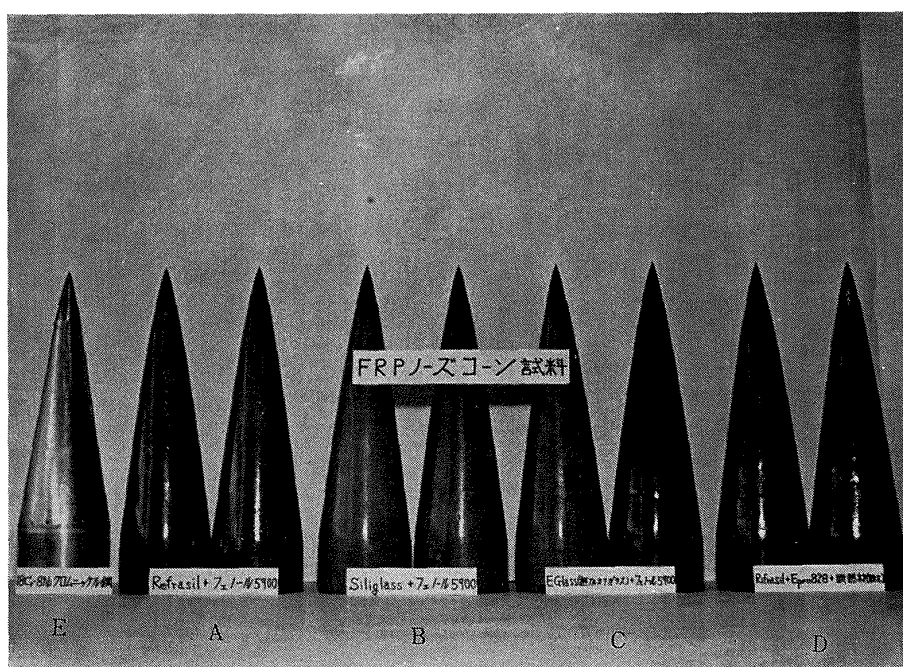


写真 3.3 実験用ノーズコーン試料

表 3.1 試験用ノーズコーンの使用材料と製法

試 料	使 用 樹 脂	使 用 基 材	備 考
A	フェノール樹脂 (Phenalic #5900)	リフラジル (米国トムソン社 SiO_2 90%)	2層目まではEグラス (樹脂を含め1層約 0.4 mm) を使用し, 3層目からはリフラジル (樹脂を含め約 0.6 mm) のテープ巻 最上層はフラット, 165°C で 3 hr cure, 圧力 10~20 kg/cm ²
B	フェノール樹脂 (Phenalic #5900)	シリグラス (日本無機繊維 KK 製 SiO_2 97~98%)	製法はAに同じ
C	フェノール樹脂 (Phenolic #5900)	Eグラス	製法はAに同じ
D	エポキシ樹脂+断熱材 (樹脂 Epon 828, 断熱材は Epon 828 100 に対し特殊粉末 ガラス 5, カリウムアラム 5, 長石 20)	シリグラス (日本無機繊維 KK 製)	シリグラス (樹脂を含め約 0.6 mm) テープ巻, 圧力 5~10 kg/cm ² で 100°C 程度 1~2hr cure
E	ステンレス鋼		厚さ 0.5 mm

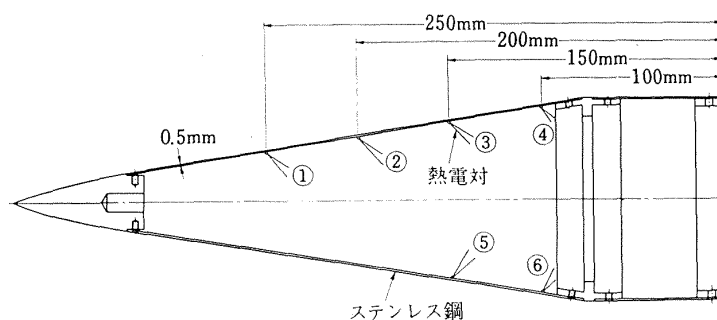
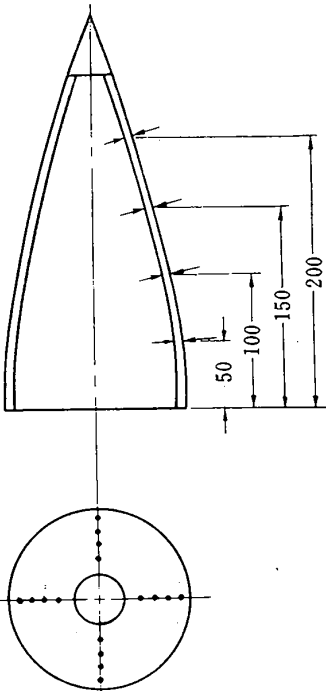


図 3.4 ステンレスノーズコーンと温度測定位置

表 3.2 試料の熱的物性値 (測定時の室温 16°C, 湿度 74%)

試 料	厚 さ [mm]	密 度 [g/cm ³]	比 熱 [cal/g°C]	温度伝導率 [cm ² /sec]	熱 容 量 [cal/cm ³ ·°C]	熱 伝 導 率 [cal/cm·s·°C]
A	2.25	1.55	0.26	2.52×10^{-3}	3.96×10^{-1}	1.00×10^{-3}
			0.27	2.39	4.12	0.98
B	2.74	1.57	0.25	2.50	3.94	0.98
			0.25	2.39	3.90	0.93
C	2.63	1.78	0.24	2.31	4.24	0.97
			0.24	2.20	4.24	0.93
D	3.09	1.75	0.25	3.60	4.35	1.57
			0.25	3.37	4.39	1.48
E	0.5	7.82	0.12	44.4	9.20	38.88

表 3.3 FRP ノーズコーンの肉厚

試料	母線上の平均	全体の平均	備	考
	3.64 (mm)	(mm)		
A ₁	3.94	3.74		(合計 16 点)
	3.74			
	3.54			
	3.57			
A ₂	3.80	3.68		
	3.60			
	3.79			
	3.64			
B ₁	4.59	4.15		
	3.60			
	4.75			
	5.05			
B ₂	4.25	4.63		
	5.10			
	4.07			
	4.85			
C ₁	3.79	4.23		
	4.50			
	3.74			
	5.16			
C ₂	5.33	5.23		
	5.08			
	5.31			
	3.79			
D ₁	4.85	4.43		
	4.06			
	5.01			
	5.06			
D ₂	4.69	4.93		
	5.06			
	4.89			

(表示寸法付近を測定)

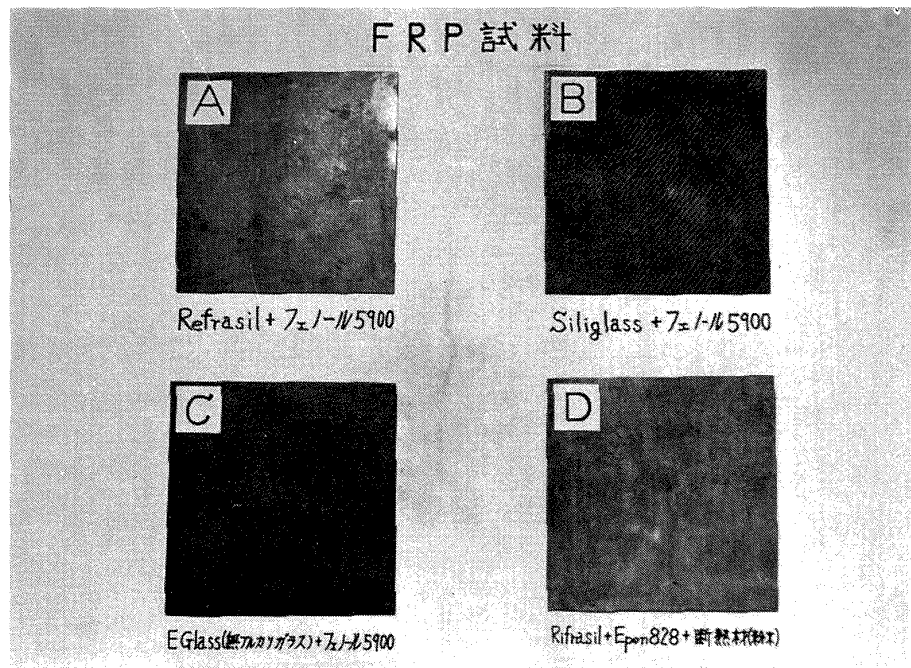


写真 3.4 熱的物性値測定用 FRP 平板試料

に述べたノーズコーンとの熱的特性を比較するためとノーズコーンに入射する熱量率の概略値を求めるために準備したものである。

表 3.2, 表 3.3 に本試験に使用した FRP ノーズコーン材料の熱的物性値ならびに肉厚を示す。この熱的物性値はノーズコーンに使用した材料と同一な、写真 3.4 に示す平板試料を用いて実測⁸⁾したものである。なお試料を A～E の記号で区別したが 2 個ずつある同種の試料は A_1, A_2 のように添字をつけて区別する。

3.3 FRP ノーズコーンの加熱熱量率

赤外線ランプを平行に並べて平板試料を加熱する場合の試料に入る熱量率についてはすでに報告⁸⁾がなされている。本実験では円錐形の加熱であるが、この円錐形を図 3.5 のように輪切りにし円筒の重ね合わせになっているものと仮定する。またこの円錐形すなわちノーズコーンの肉厚は半径に比して非常に薄いものとし、この熱的物性値はわかっているものとする。さらにこの輪切りにした円筒ノーズコーンが加熱された場合 z 軸方向への熱の流れはないものとする。以上のように仮定するとこれは円筒の表面から一様に加熱される場合であるから熱伝導の基礎方程式は

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T}{\partial r} \right) = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (3.1)$$

となる。境界条件および初期条件を

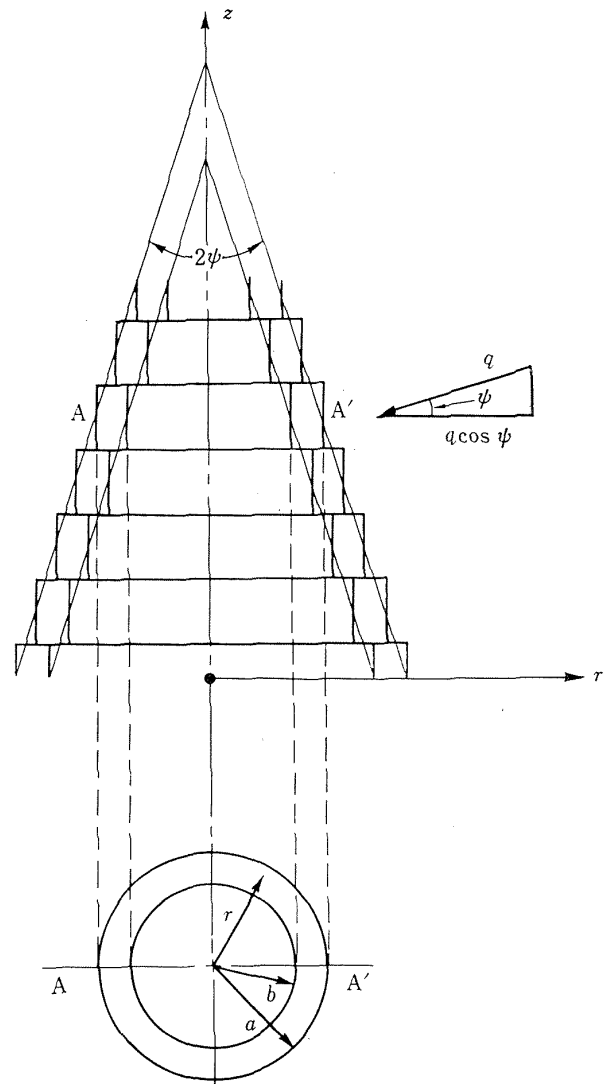


図 3.5 円錐を半径の異なる円筒で近似

$$\left. \begin{aligned} k \frac{\partial T}{\partial r} &= Q, & r=a \\ \frac{\partial T}{\partial r} &= 0, & r=b \\ T &= 0, & t=0 \end{aligned} \right\} \quad (3.2)$$

とし、(3.2) 式のもとで (3.1) 式を解くと⁹⁾

$$\begin{aligned} T = & \frac{Qa}{k(a^2-b^2)} \left[2\alpha t + \frac{r^2}{2} - \frac{a^2+3b^2}{4} - b^2 \ln r \right. \\ & \left. + \frac{b^2}{b^2-a^2} (b^2 \ln b - a^2 \ln a) \right] \\ & - \frac{\pi Q}{k} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{\mu_n} \frac{J_1(\mu_n a) J_1(\mu_n b)}{J_1^2(\mu_n a) - J_1^2(\mu_n b)} \\ & \times [J_0(\mu_n r) Y_1(\mu_n b) - J_1(\mu_n b) Y_0(\mu_n r)] \\ & \times \exp(\alpha \mu_n^2 t) \end{aligned} \quad (3.3)$$

ここで J_0 , J_1 はそれぞれ零次、一次の第一種ベッセル関数であり、 Y_0 , Y_1 は第二種ベッセル関数である。また μ_n は

$$J_1(\mu_n a) Y_1(\mu_n b) - J_1(\mu_n b) Y_1(\mu_n a) = 0$$

の根である。

(3.3) 式において時間 t が大きくなった準定常状態では

$$\begin{aligned} T = & \frac{Qa}{k(a^2-b^2)} \left[2\alpha t + \frac{r^2}{2} - \frac{a^2+3b^2}{4} - b^2 \ln r \right. \\ & \left. + \frac{b^2}{b^2-a^2} (b^2 \ln b - a^2 \ln a) \right] \end{aligned} \quad (3.4)$$

となり、内面の温度上昇 T_a は

$$\begin{aligned} T_a = & \frac{Qa}{k(a^2-b^2)} \left[2\alpha t + \frac{a^2-3b^2}{4} - b^2 \ln a \right. \\ & \left. + \frac{b^2}{b^2-a^2} (b^2 \ln b - a^2 \ln a) \right] \end{aligned} \quad (3.5)$$

T_a を時間 t で微分すると

$$\begin{aligned} \frac{dT_a}{ds} &= \frac{2Qa\alpha}{k(a^2-b^2)} : \text{const.} \\ \therefore Q &= \frac{a^2-b^2}{2a} \cdot \frac{k}{\alpha} \left(\frac{dT_a}{dt} \right) \\ &= \frac{a^2-b^2}{2a} \cdot \rho c \cdot \left(\frac{dT_a}{dt} \right) \end{aligned} \quad (3.6)$$

となる。

今、先端付近で $a=20.5$ mm, $b=20$ mm とすると $(a^2-b^2)/2a=0.4939$ mm, 底面の付近で $a=50.5$ mm, $b=50$ mm とすると $(a^2-b^2)/2a=0.4975$ mm となる。したがって $a-b=0.5$ mm は外板の厚さであってノーズコーンの先端部 ($r=20$ mm) も底面の部分 ($r=50$ mm) もほぼ $(a^2-b^2)/2a$ は 0.5 mm とみてよく、(3.6) 式は

$$Q = \rho c \delta \frac{dT_a}{dt} \quad (3.7)$$

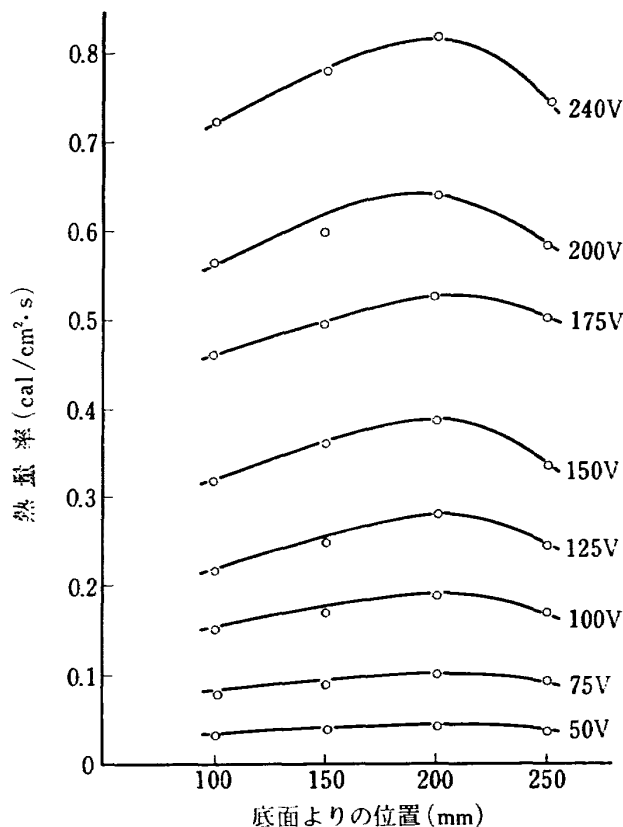


図 3.6 ノーズコンへの入射熱量率の分布

となる。一方ノーズコーンに平行、一様に入る熱量率を q とすると、円筒形状の場合の熱量率 Q との間には、

$$Q = q \cos \phi \quad (3.8)$$

なる関係がある。しかし $\phi=9^\circ$ であるから

$$Q = 0.988 \times q$$

この場合も簡単のため $Q \doteq q$ とみなすと

$$q = \rho c \delta \frac{dT_a}{dt} \quad (3.9)$$

となる。したがって熱的物性値と厚さのわかっているノーズコーンを一定熱量で加熱し、その裏面温度上昇を測定することにより (3.9) 式より試料に入る熱量率 q がわかる。今、ステンレス鋼 (0.5 mm) のノーズコーンを 3.1 で述べた実験装置で種々異なる電圧で加熱した場合の裏面温度の変化率を測定し、(3.9) 式より入射熱量率を求めると図 3.6 に示す結果となる。

3.4 実験

FRP ノーズコーン試料の表面は各試料によりその色彩、光沢等が異なる。そこで同一加熱電力の下でノーズコーンに入る熱量率を常に一定に保ち得るようにするためにすべての試料表面に酸化コバルトを塗って黒化し入射熱量の均一化を計りまた加熱効率を高めるようにした。

3.4.1 熱電対の取り付けおよび温度測定法

熱電対にはアルメル・クロメル 0.1φ と 0.3φ を準備した。金属特にステンレス鋼にはアルメル・クロメル熱電対がスポット溶接できるのでかなり正確に表面温度が測定できる。ところが FRP には溶接が不可能である。そこで接着という方法が考えられるが、これだと約 180°C で熱電対が脱落する恐れがある¹⁰⁾。そこで数百度まで測定できるようにするには、(1)ノーズコーンを製作する時、FRP 内部に熱電対を同時に

入れて成形する。(2)機械的に熱電対を壁面に押えつける。(3)高温まで耐える接着剤を用いて取り付ける等が考えられる。ここでは(2)の機械的に熱電対を取り付ける方法を採用した。この方法にも種々考えられるが、本実験では測定点がノーズコーン内壁の非常にせまい所なのでできるだけ簡単に取り付けられるようにし、写真 3.5 に示すようにあらかじめアルメル・クロメル線 (0.3φ) をその先端で互いに溶接し、これをさらにつぶして平にした熱電対を試料とアスベストとの間

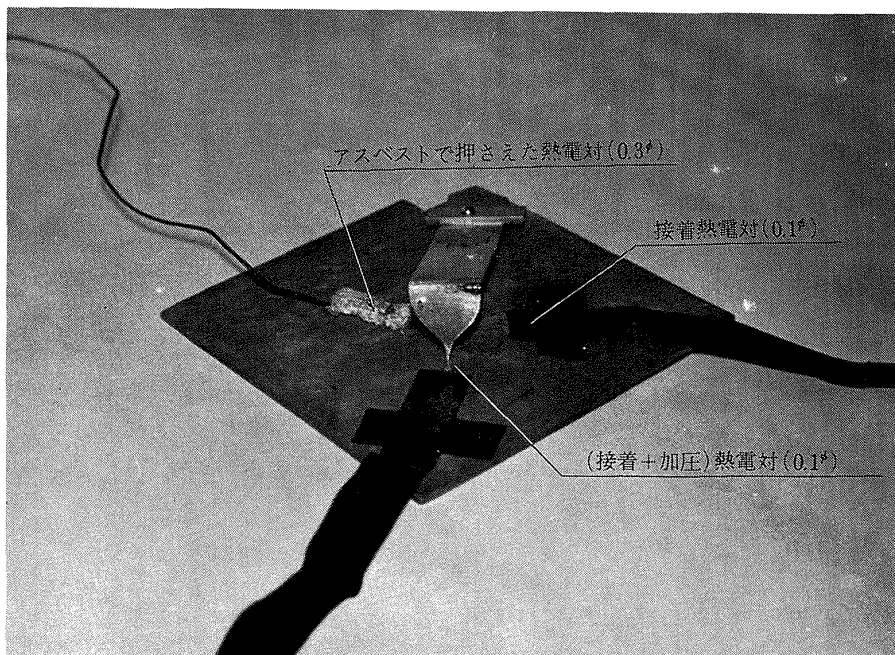


写真 3.5 温度測定におよぼす熱電対取付方法の比較

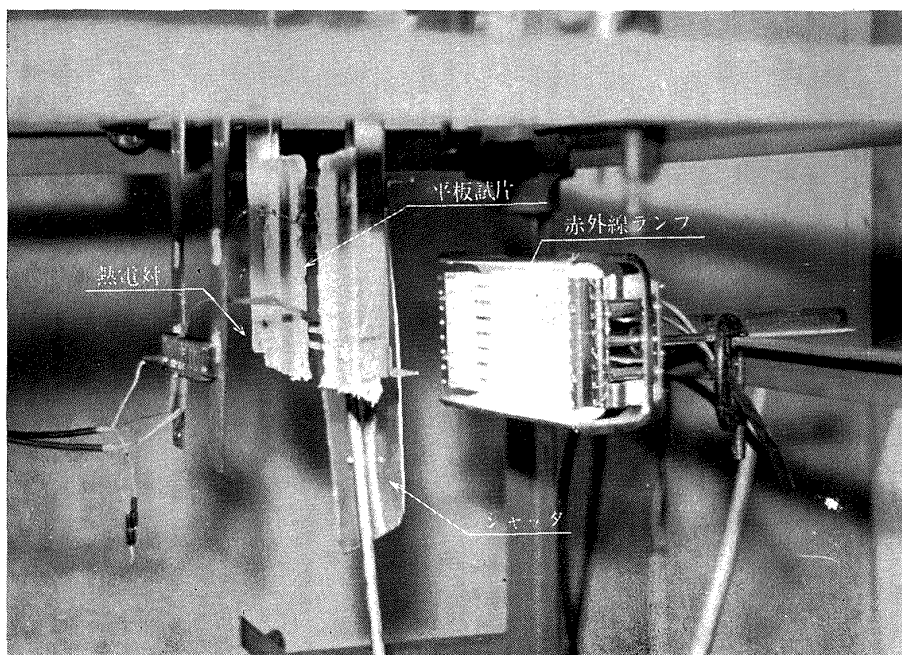


写真 3.6 平板試料の加熱

にはさみ試料に2箇所の小穴をあけ、これに針金を通してむすびつけたものである。このように取り付けた熱電対で、どの程度の精度で温度測定が行なえるかを確認するため、写真 3.5 のように平板試料に 0.1ϕ のアルメル・クロメル熱電対を二カ所に接着して取り付けた。この内的一方に平板試料と同一材料のごく小さいかたまりをのせ、その上を図示したように簡単なジェラルミンの板ばねでもって加圧した。写真 3.6 に示すようにこの平板試料を表面から赤外線輻射ランプで加熱した結果を示すと図 3.7 となる。この結果より 180°C 程度までは接着および板ばねで押えた温度測定値は正しい値であることがわかった。 180°C 以上になると接着のみで取り付けた熱電対は完全に脱落するが板ばねで押えたものとアスベストを介して取り付けた

ものは測定可能である。しかし板ばねで押えた熱電対は 180°C を越えたあたりから多少真値より小さくなっている。ここで図 3.7 の点線に示すように、真の温度はアスベストを介して取り付けた熱電対の温度上昇 T_A と平行に変化するものと仮定し、これを T_0 とする。外気温度を T_∞ とし

$$\eta = \frac{(T_0 + T_\infty) - (T_A + T_\infty)}{T_A + T_\infty} \times 100 (\%) \quad (3.10)$$

なる η を求めた。この結果を図 3.8 に示す。したがって同一条件で行なった FRP ノーズコーンの加熱実験で熱電対をアスベストでもって取り付けた場合の測定値を T_A とすれば真値は図 3.8 に示す η を用い

$$T_0 + T_\infty = (1 + \eta)(T_A + T_\infty) \quad (3.11)$$

より求めることができる。

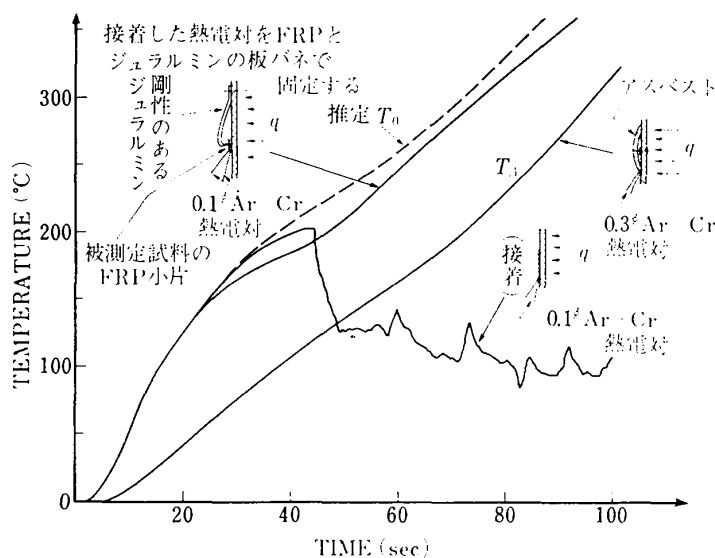


図 3.7 異なる熱電対取付方法による温度上昇

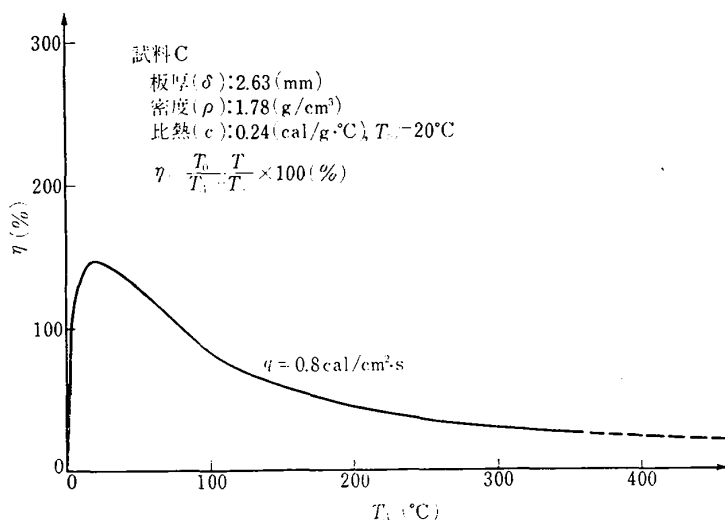


図 3.8 アスベストを介した熱電対による温度測定値の補正率

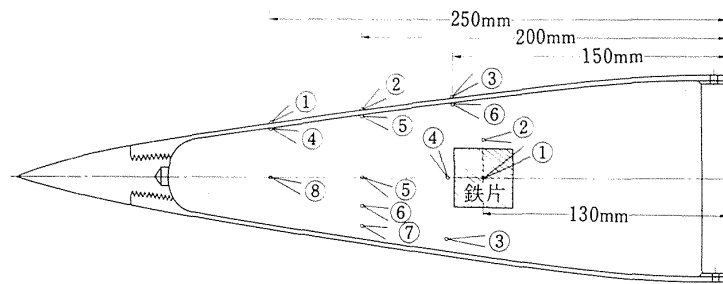


図 3.9 FRP ノーズコーンの温度測定位置

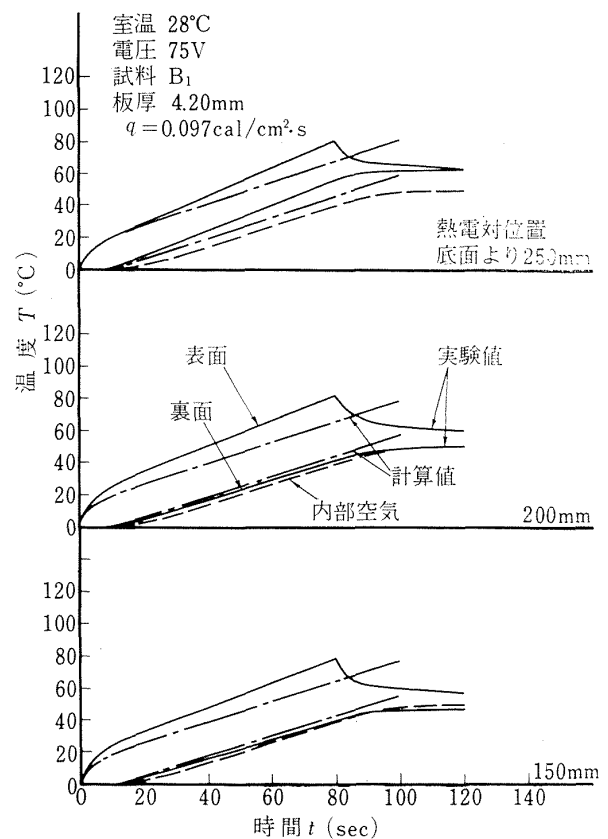


写真 3.7 ノーズコーン内部空気温度と鉄片温度の測定熱電対

観測用計器が搭載されるロケットノーズコーン内部の空気温度と内部中央に置かれた鉄片（ $32 \times 32 \times 6$ mm）の温度を測るため、図 3.9 に示すような位置に熱電対を取り付けた。加熱中の内部空気温度の測定は写真 3.7 に示すように熱電対が空気にさらされているだけなので空気温度の上昇とともに対流が起り測定値がふらつく。そこでノーズコーン内部空気温度の上昇を定性的に観測するため鉄片を挿入して、この温度を各試料同一条件のもとで測定することにする。

3.4.2 低加熱熱量率での FRP ノーズコーン加熱実験

FRP ノーズコーンを低加熱熱量率（ $q=0.097 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{s}$ 、電圧 75 V）で加熱し、試料の温度上昇を 100°C 以下におさえることにする。本実験は試料温度が低い所で行ない、熱が空気中へ失なわれる分を少なくし、

図 3.10 低い熱量率による温度上昇と計算値の比較（ $q=0.097 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{s}$ ）

後述する境界条件を断熱と仮定した近似計算にどの程度合致するかを観測することを目的とする。

熱電対の取り付け位置は FRP ノーズコーン底面より 150, 200, 250 mm の3箇所に 0.1ϕ のアルメル・クロメル熱電対を裏面と表面に加圧性接着剤アロンアルファ # 201 で取り付けた。以上に述べた FRP ノーズコーンをランプ電圧 75 V（ $q=0.097 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{s}$ ）で行なった実験結果の1例を図 3.10 に示す。

3.4.3 定格（240 V）ランプ出力での加熱実験

定格電圧 240 V におけるノーズコーン試料への入射熱量率 q は図 3.6 より求めると約 $0.8 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{s}$ である。本実験は赤外線ランプの定格値でステップ状に

表 3.4 実験結果の一覧表

試料	電圧	q	chart speed	温度測定位置	加熱時間	加熱温度 表面温度 空気温度	中止時の 表面温度 空気温度 鉄片温度	到達最高温度 表面 空気 鉄片	90秒のときの温度 表面 空気 鉄片	熱電対取付方法	径	備考
A ₁	240V	150mm :0.78 (cal/cm ² ·s)	150 (mm/min)		120秒	200mm :503°C 表面温度 :503°C 空気温度 :500°C	— — —	635°C — —	383°C 350°C —	鉄片に 空気 鉄片	アルメル クロメル 0.3φ	
A ₂					90秒	200mm :380°C 表面温度 :380°C 空気温度 :340°C	90°C — —	540°C 467°C 266°C	383°C 340°C 90°C	鉄片に 空気 鉄片	0.3φ	くりかえし 加熱をする
B ₁					120秒	150mm :468°C 表面温度 :468°C 空気温度 :394°C	104°C — —	625°C 484°C 324°C	337°C 250°C 65°C	鉄片に 空気 鉄片	0.3φ	くりかえし 加熱をする
B ₂		200mm :0.82			240秒	200mm :802°C 表面温度 :802°C 空気温度 :726°C	400°C — —	810°C 733°C 536°C	292°C 255°C 80°C	鉄片に 空気 鉄片	0.3φ	裏面の剥離 が、はげし い
C ₁		250mm :0.75			120秒	150mm :477°C 表面温度 :477°C 空気温度 :395°C	84°C — —	600°C 484°C 295°C	340°C 300°C 64°C	鉄片に 空気 鉄片	0.3φ	
C ₂					160秒	200mm :510°C 表面温度 :510°C 空気温度 :524°C	147°C — —	650°C 567°C 379°C	289°C 258°C 78°C	鉄片に 空気 鉄片	0.3φ	
D ₁					—	— — —	— — —	— — —	— — —	鉄片に 空気 鉄片	0.1φ	170~180°C で熱電対が はがれる
D ₂					300秒	150mm :770°C 表面温度 :770°C 空気温度 :654°C	484°C — —	800°C 661°C 570°C	286°C 252°C 82°C	鉄片に 空気 鉄片	0.3φ	加熱後、非 常にもろく なる
E					60秒	200mm :720°C 表面温度 :720°C 空気温度 :485°C	73°C — —	720°C 487°C 123°C	— — —	鉄片に 空気 鉄片	0.3φ	

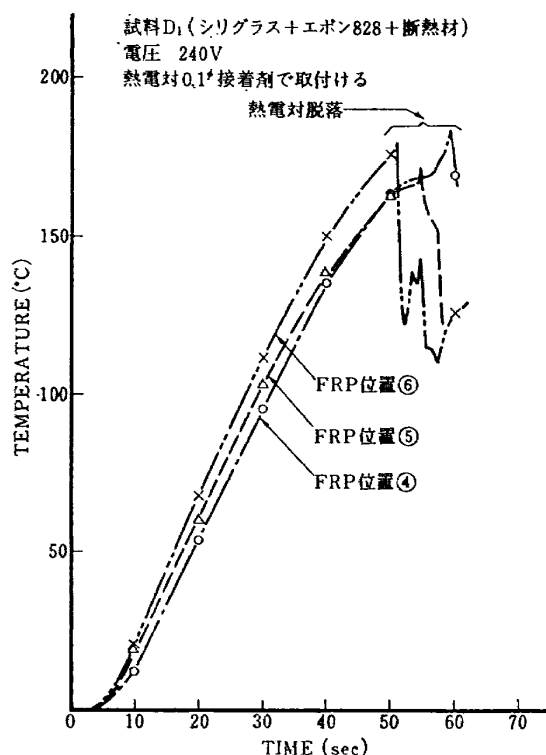


図 3.11 試料 D_2 の温度測定結果 (使用熱電対 0.1ϕ を接着剤で取り付ける)

ノーズコーンを加熱する。温度測定は数百度に昇ることが予想されるので、接着による熱電対の取り付け方法は適用できない。本実験では、熱電対取り付け方法の項で述べたようにアスベストを用いて取り付けた。FRP ノーズコーン (試料 D_2) を接着による熱電対取り付け方法で行なった例を図 3.11 に示すが、予想したとおりで測定点3点とも脱落した。このように接着法は高温度の測定に適用できないので他の試料はすべてアスベストを介して取り付けて行なった。

実験を行なった条件、加熱時間および最高温度等の結果の一覧表を表 3.4 に示す。ここに実験は A_1, B_1, C_1, D_1 はおもに FRP の温度、 A_2, B_2, C_2, D_2 はおもにノーズコーン内部空気温度を測った。記録は多ペンレコーダ (6 ペン) で行ない、前者において FRP 3 点、内部空気 1 点、鉄片 1 点を測り後者においては FRP 1 点、内部空気 4 点、鉄片 1 点を測った。測定結果の例を図 3.12~3.16 に示す。また 8 個の FRP ノーズコーンの温度上昇の比較を図 3.17 に示す。ここで D_1 は接着剤で熱電対 (0.1ϕ) を取り付けたものであるから正しい測定値であるが 170°C で脱落している。他はアスベストを介して取り付けてあるので正

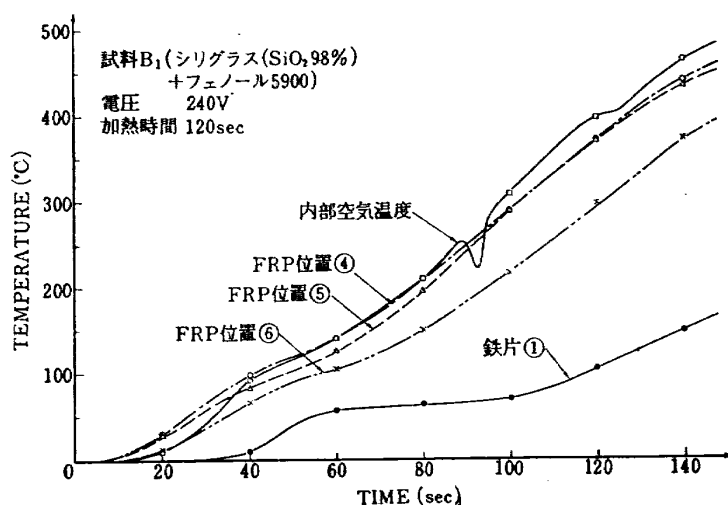


図 3.12 温度測定例 (試料 B_1)

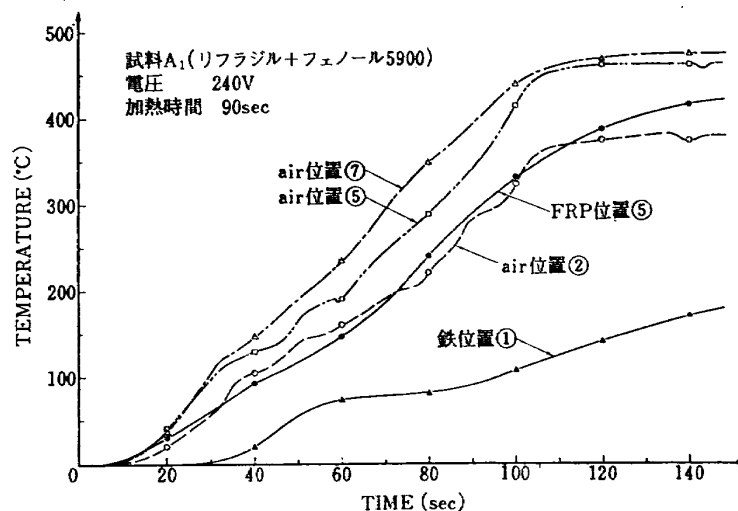
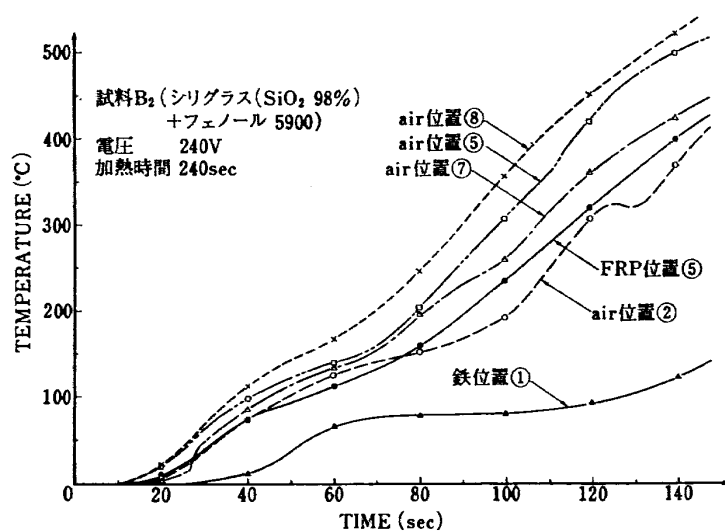
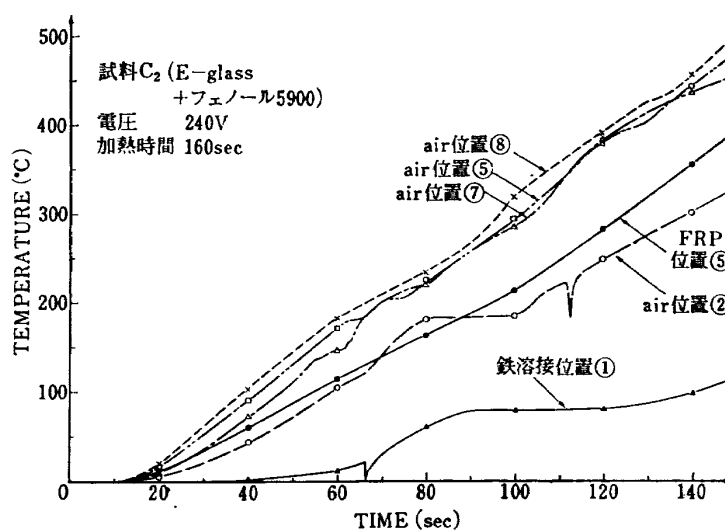
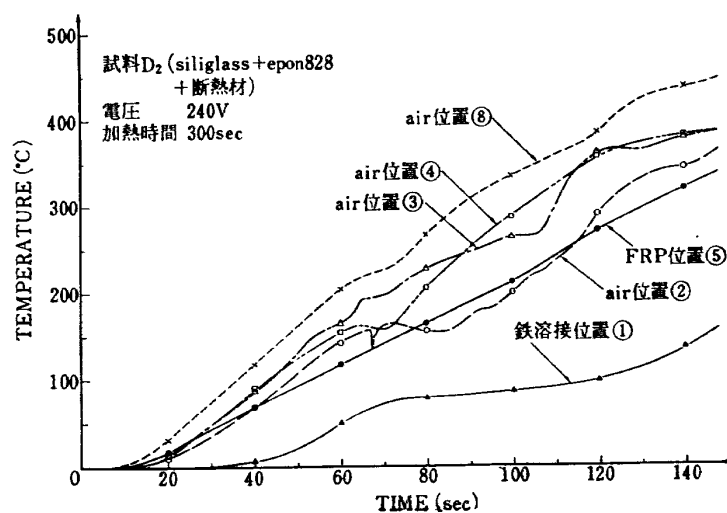


図 3.13 温度測定例 (試料 A_2)

図 3.14 温度測定例 (試料 B₂)図 3.15 温度測定例 (試料 C₂)図 3.16 温度測定例 (試料 D₂)

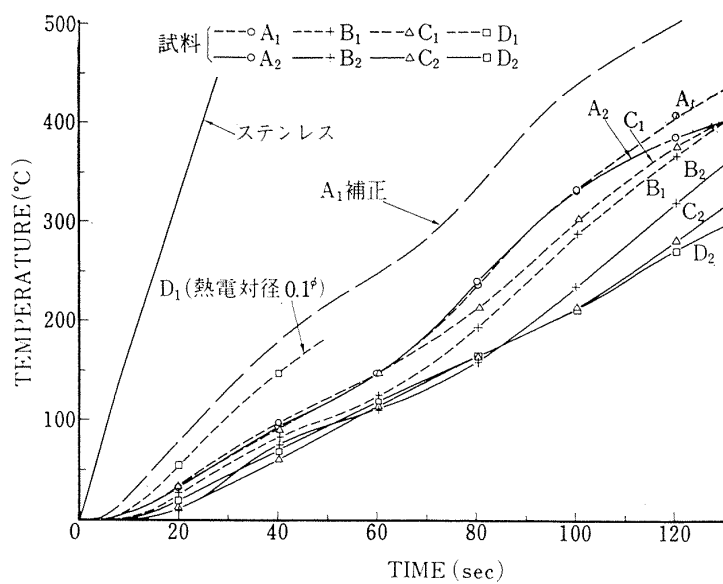


図 3.17 FRP ノーズコーン表面温度上昇の比較

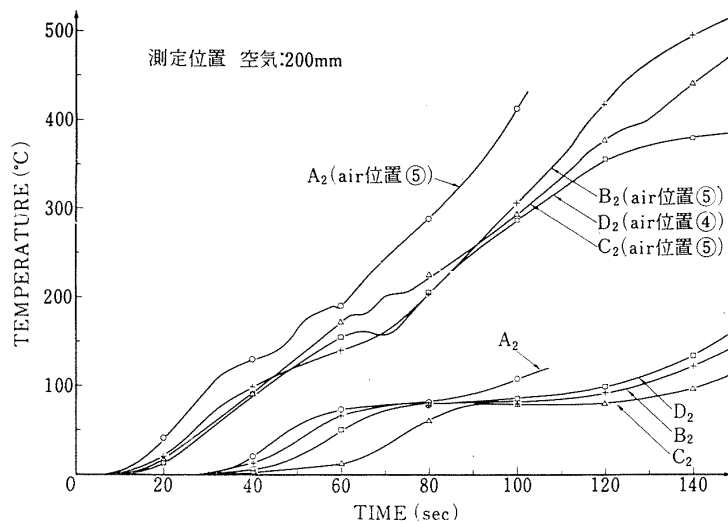


図 3.18 FRP ノーズコーン内部の空気温度と鉄片温度との比較

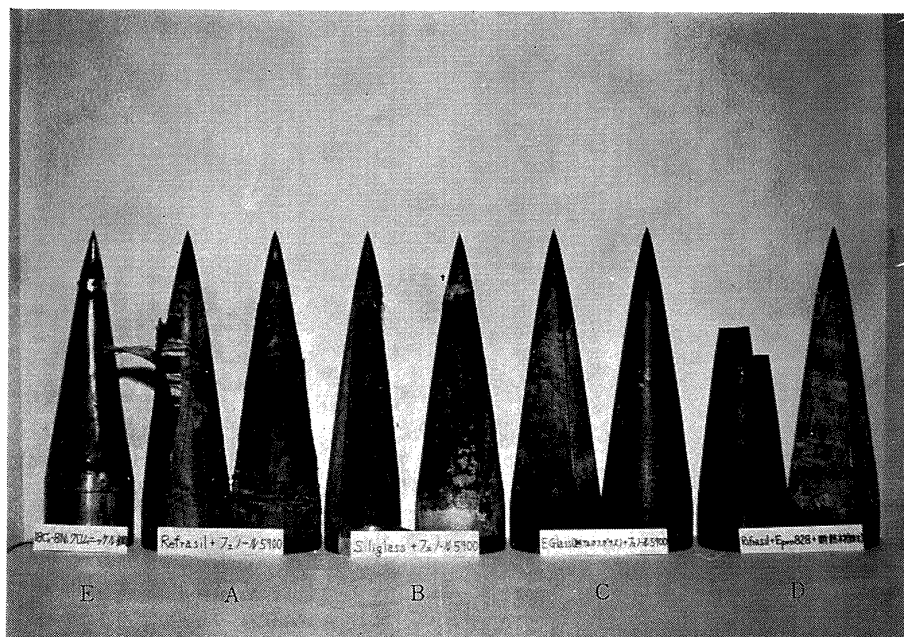


写真 3.8 加熱試験後のノーズコーン試料

しい値より低く測定されている。しかし図 3.8 を用いて補正することができ、その一例を A_1 につき行なった A_1 補正を同図に示した。

図 3.18 は FRP ノーズコーン内部空気温度と鉄片の温度上昇を各試料につき示したものである。この図で鉄片の温度上昇が約 80°C で一度止まり 120 秒ごろより再び上昇するという興味ある結果が得られた。これらの原因等については 4. の実験結果の検討で詳しく述べる。なお、加熱実験後の試料の様子を写真 3.8 に示す。

4. 実験結果の検討

図 3.17 に示したように 4 種類の異なる FRP ノーズコーン試料はそれぞれ大きな相違は認められない。しかし D シリーズは樹脂がエポキシ、他はフェノール樹脂でエポキシは耐熱性が劣るといわれているが表 3.1 に示したように断熱材をエポキシ樹脂にまぜることにより耐熱性樹脂であるフェノール樹脂に同等な耐熱性を持たせることができることがわかった。

FRP ノーズコーンを表面より一定熱量で加熱すると図 3.18 に示したように内部に挿入した鉄片の温度はあたかも氷をあたため、水に変えるときの温度変化のような現象を示している。内部空気温度や FRP 裏面温度は多少その傾向が現われているようであるが、内部空気は対流のため暖められた空気が変動しているのでその様子を見るができない。また FRP 裏面については熱電対にアスベストがつけられているので、

それだけ測定部の熱容量が大きくなり微妙な温度変化を感知できなかったものと考えられる。このような現象が生じたのは FRP ノーズコーンであるからで、金属の場合には全くみられなかったことである。図 3.18 より明かなように鉄片の温度上昇の遅れは C_2 が一番大きくついで D_2, B_2, A_2 の順になっている。FRP 外板の温度から材料の相違による防熱効果の判定は困難であったが内部に挿入した鉄片の温度上昇の遅れより、逆に、ある限られた時間だけ加熱を受ける場合の防熱効果の良否を判定してもよいと思われる。すなわちロケットのように短時間加熱を受けるものには温度上昇の遅れが大きければその間にロケットの飛しょうという役目を終了し内部に搭載された機器の温度もそれだけ低い値におさえることができる。

FRP 材料を熱分析すると図 4.1 (a) に示すように FRP は温度によってアブレーション効果等を含めた吸熱と発熱現象を有する。そこで本実験では一定熱量で加熱したので試料内に蓄積される熱量は直線的に増加するので、これを吸熱、発熱の熱量と合成された熱量は同図点線のようになるものと推定される。これはまず合成された熱量の最初の τ_0 時間で図 4.1 (b) に示すように FRP 裏面、内部空気、鉄片とそれぞれのもつ熱容量による遅れはあるが温度は増加する。次の τ_1 時間では外部から加熱しているが FRP 自身の吸熱と打ち消し合い温度上昇はおさえられる。ついでこの区間を過ぎると FRP 自身も吸熱から発熱に変わり、ますます各部分の温度を上昇させることになる。この

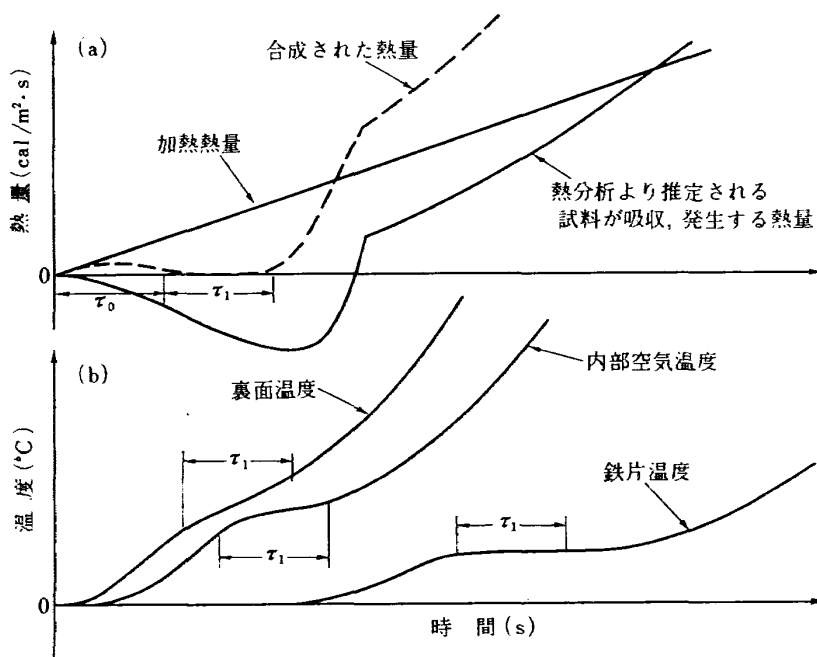


図 4.1 熱分析結果から類推される熱量と温度上昇

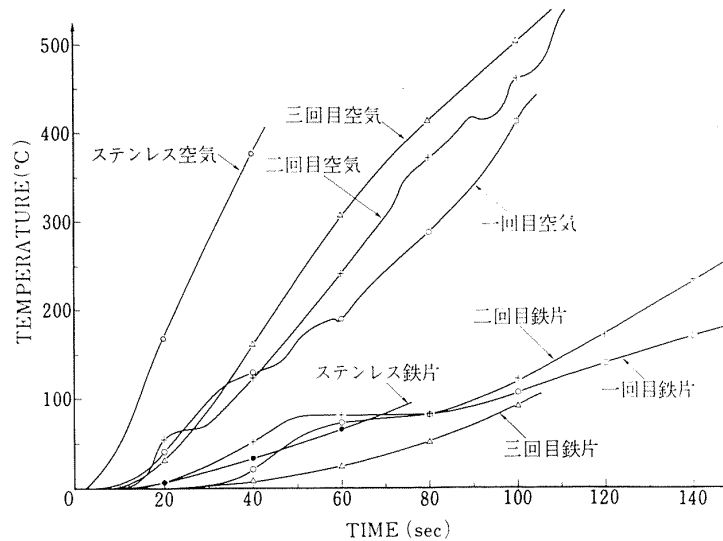


図 4.2 同一試料 (A_2) の繰返し加熱による温度上昇 ($q=0.8 \text{ cal/cm}^2\cdot\text{s}$)

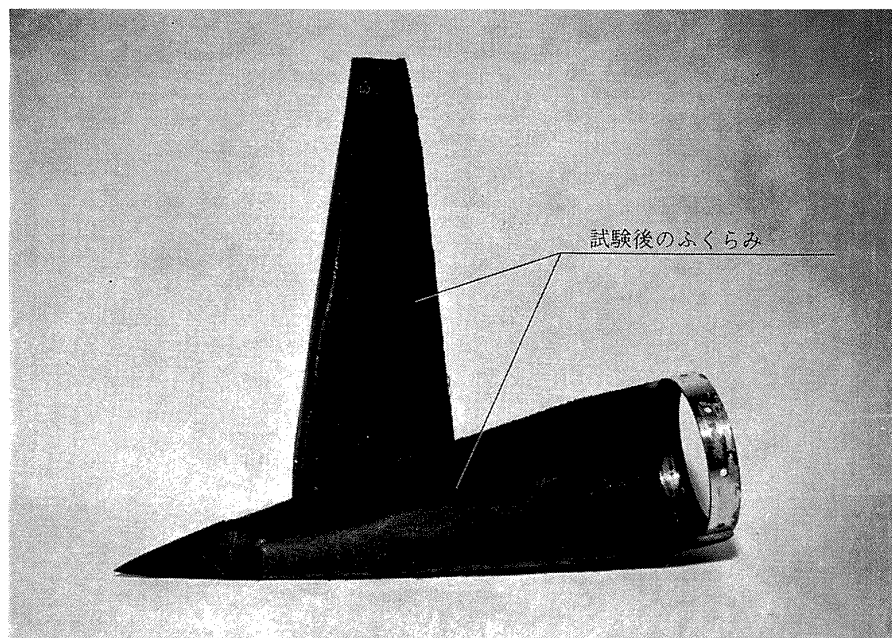


写真 4.1 FRP ノーズコーンの加熱試験後の内部状態

ような現象が現われるのは FRP の樹脂に原因があると考えられたので図 4.2 に示すように同一試料を定格ランプ出力で 3 回加熱実験を繰り返した。同図にみるごとく鉄片の温度上昇が 1 回目より 2 回目は遅れが少なくなり、3 回目にはこのような現象が完全になくなりステンレスノーズコーンと同じような傾向の温度上昇を示している。これは 2 回目は 1 回目に加熱したときの樹脂が残っていたので 2 回目もまだ 80°C で平坦部分が現われた。ところが 3 回目になるとほぼ樹脂は燃焼しつくしたので平坦部を示さず、この現象は完全に消滅した。以上の結果より 80°C で平坦部が現われる現象は樹脂によることがわかった。一方内部空気温度は 1 回目、2 回目、3 回目の順に温度上昇は増加している。これは図 4.2 に示したように変動

のはげしい記録と写真 4.1 に示すように内部の状態から推定して 1 回目の加熱実験では FRP からのガスや煙の噴出(炎は出ないが)がはげしいため温度上昇が防げられているのではないかと考えられる。一方 3 回目の加熱では樹脂は燃焼してしまっているのでガスや煙の噴出はなく、空気温度の測定結果はこまかい変動のないものになった。これは金属の場合のようにアブレーションをともしない温度上昇であるから 1 回、2 回目と比べて温度が高いものと考えられる。

5. ノーズコーン表面より一定熱量率で加熱した場合の温度上昇の計算

FRP ノーズコーンの温度を計算によって求めるために次のような近似ならびに仮定をした。

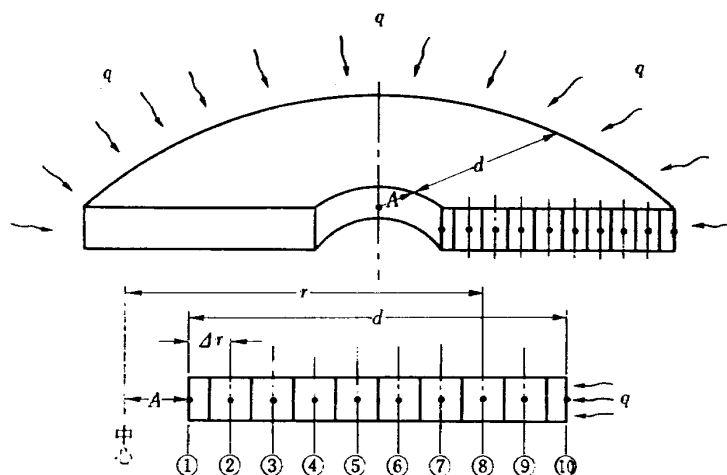


図 5.1 近似計算のための円筒分割

(1) ノーズコーンは円錐形であるのでこれを図 3.5 のように薄肉円筒がより集まって階段状の円筒を形成しているものとする。z および θ 方向の熱の流れはないものとする、熱伝導の方程式は

$$\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} = \frac{\rho c}{k} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (5.1)$$

ここに T: 外板内部温度

r: 半径方向の座標

ρ: FRP の比重

c: FRP の比熱

k: FRP の熱伝導率

t: 時間

となる。

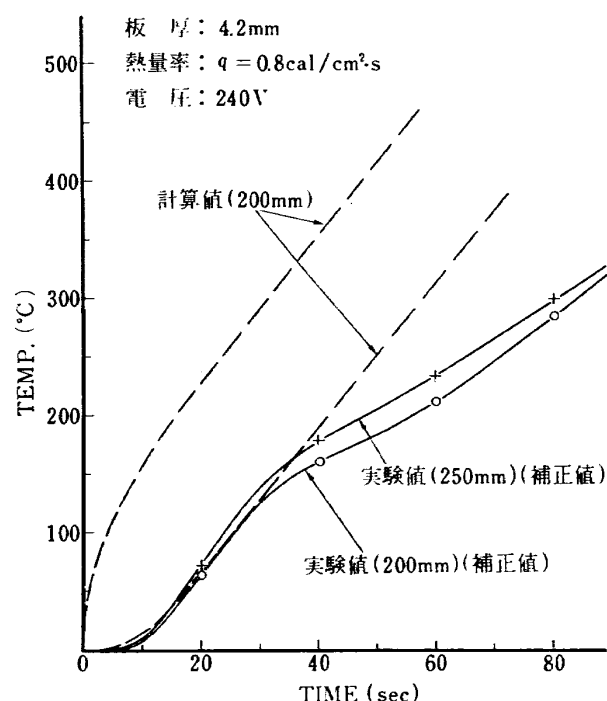
(2) 表面からは熱量率 $q \cos \phi \approx q$ で加熱され、裏面は断熱と仮定する。ここに ϕ は円錐角で 9° である。

(3) (5.1) 式をさらに後退差分方程式で近似する。今、図 5.1 のように分割するとすれば差分方程式は

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{k}{\Delta r} (T_2^n - T_1^n) = \frac{\rho c \cdot \Delta r / 2}{\Delta t} (T_1^n - T_1^{n-1}) \\ \hspace{15em} m=1 \text{ (裏面)} \\ \frac{k}{\Delta r} (T_{m+1}^n - 2T_m^n + T_{m-1}^n) + \frac{k}{R} (T_{m+1}^n - T_{m-1}^n) \\ \hspace{1.5em} = \frac{\rho c \Delta r}{\Delta t} (T_m^n - T_m^{n-1}) \\ \hspace{10em} m=2, 3, \dots, 9 \text{ (板厚内部)} \\ \frac{k}{\Delta r} (T_9^n - T_{10}^n) + q \cos \phi = \frac{\rho c \cdot \Delta r / 2}{\Delta t} (T_{10}^n - T_{10}^{n-1}) \\ \hspace{15em} m=10 \text{ (加熱面)} \end{array} \right. \quad (5.2)$$

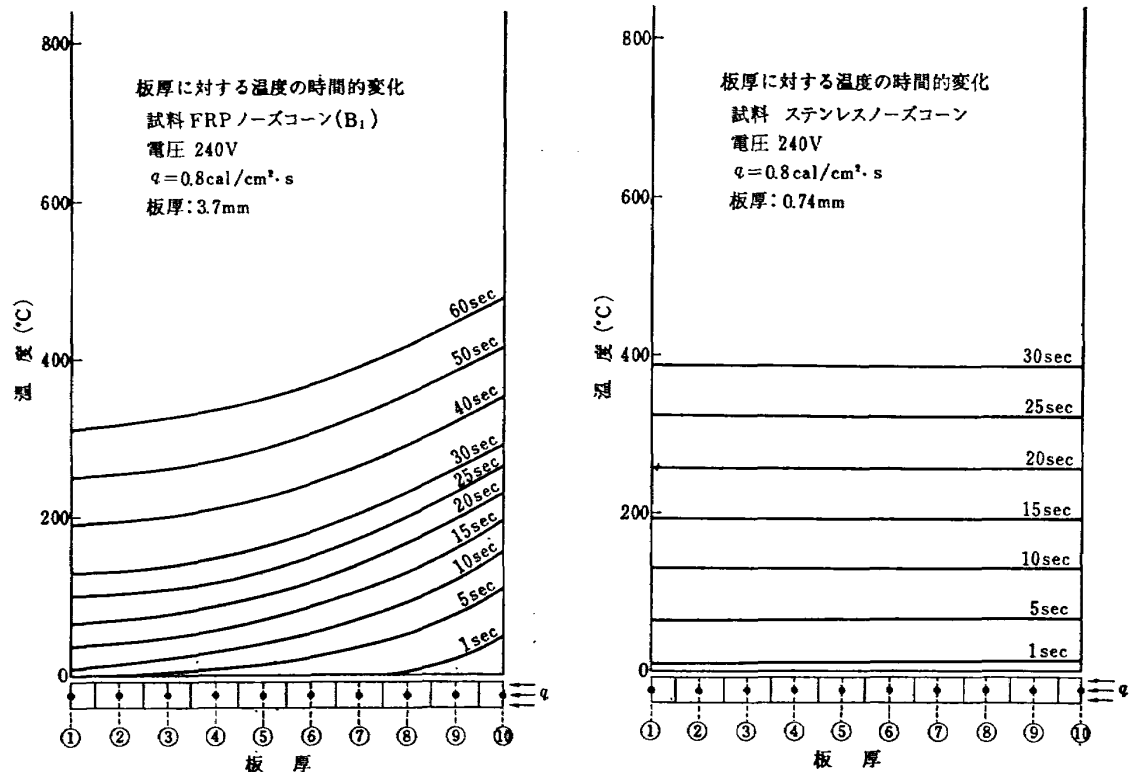
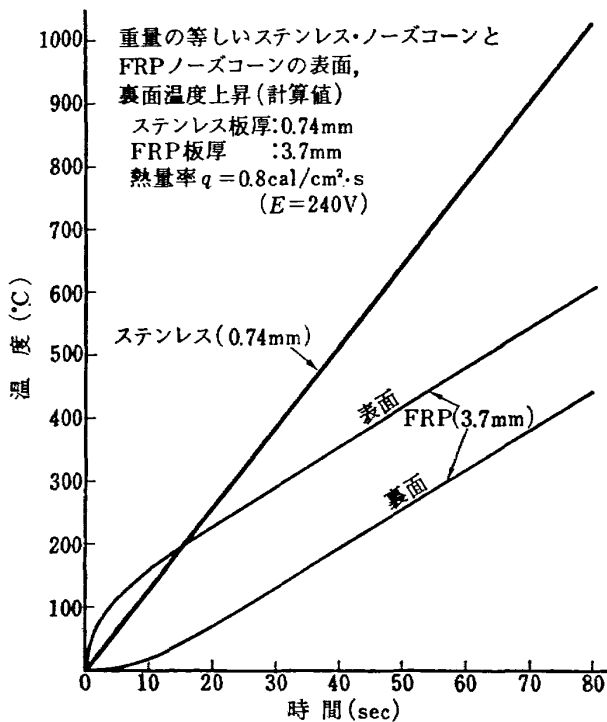
となる。これは 10 元 1 次の連立方程式で、常に安定であるから $\Delta t, \Delta r$ を任意に選ぶことができる。

(5.2) 式に基づき FRP ノーズコーンの温度上昇の

図 5.2 FRP ノーズコーン (B₁) の実験値と計算値の比較 ($q=0.8 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{s}$)

計算結果を実験値と比較すると図 5.2 となる。図 160°C まではかなりよく一致するが、それ以上になると大幅に異なってくる。これは計算には裏面を断熱と仮定していることと FRP のアブレーションがこの温度付近から始まって温度上昇を防げていることによる。

次に FRP とステンレスノーズコーンの重量を一致させた場合、すなわち FRP 3.7 mm ($\rho \approx 1.57 \text{ g/cm}^3$) に対し、ステンレス鋼では $\rho = 7.82 \text{ g/cm}^3$ であるから厚さが 0.74 mm となる。このような FRP およびステンレス鋼のノーズコーン表面より $q=0.8 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{s}$ ($E=240 \text{ V}$) で加熱した場合、(5.2) 式を用いて行な

図 5.3 外板内部の計算による温度分布 ($q=0.8\text{ cal/cm}^2\cdot\text{s}$)図 5.4 計算による表面、裏面の温度上昇 ($q=0.8\text{ cal/cm}^2\cdot\text{s}$)

った計算結果を図 5.3 に示す。表面と裏面の温度上昇は図 5.4 に示すようになる。これらの図より明らかなように FRP ノーズコーンはステンレスノーズコーンに比べて裏面で半分以下の温度上昇であるから、いかに防熱性がよいかがわかる。次にステンレスノーズコーンについて計算した結果と実験値を比較すると図 5.5 のようになり、 300°C 程度までかなりよい一致を示しそれ以上になると実験値は低い値を示している。これはノーズコーン裏面を断熱と仮定した近似計算 (5.2) 式を用いたが、実際には裏面より熱がノーズコーン内部に熱伝達で失われるので実験値が低い値を示すのは当然のことである。

6. NAL-HM-16-IT ロケットの 飛しょう試験との比較

NAL-HM-16-IT ロケットは昭和 40 年 6 月に新島において打ち上げられた研究用一段式固体ロケットで最大速度がマッハ 3.8 に達した。このロケットのノーズコーン部温度測定結果と今回の FRP ノーズコーン加熱実験を比較検討してみる。

NAL-HM-16-IT ロケットのノーズコーン先端より 260 mm の位置 (厚さ 1.2 mm) に入射する熱量率 q および累積熱量 Q を図 6.1, 図 6.2 に示す。同図に

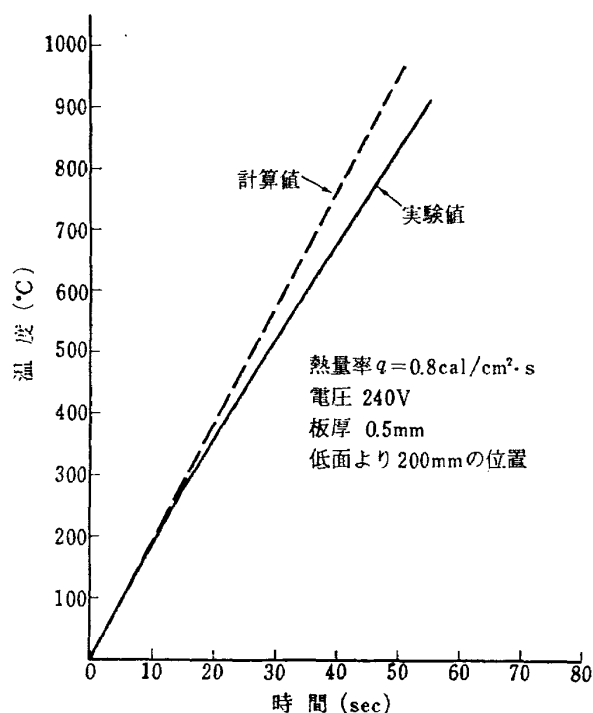


図 5.5 ステンレスノーズコーンの実験値と計算値の比較 ($q=0.8 \text{ cal/cm}^2\cdot\text{s}$)

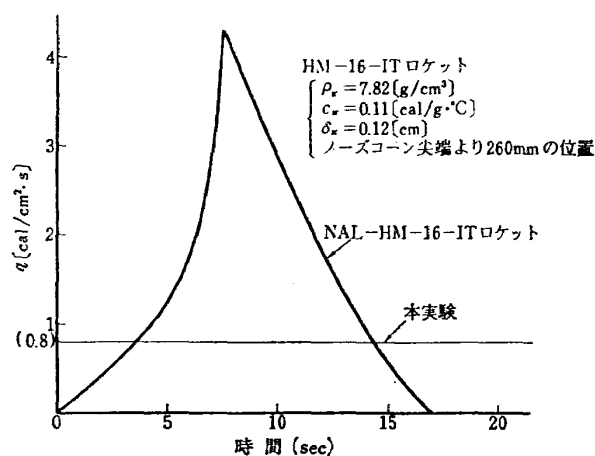


図 6.1 NAL-HM-16-IT ロケットと本実験の入射熱量率の比較

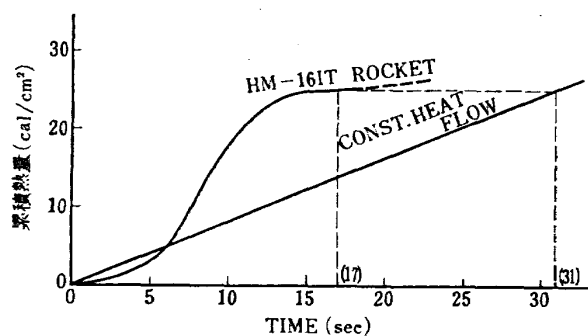


図 6.2 NAL-HM-16-IT ロケットと本実験の累積熱量の比較

は今回の一定入射熱量率および累積熱量を同時に示したが、図から明らかなように飛しょう試験の実機ロケットの方がはるかに高い入射熱量率である。しかし空力加熱を受ける時間は短い。一方加熱熱量率一定とした実験では加熱時間はいくらでも長くできる。そこで加熱熱量率を時間で積分した累積熱量を求めたものが図 6.2 で、実機では 17 秒間にわたって空力加熱を受け、この間に入射した熱量は 25 cal/cm^2 である。一方、 $0.8 \text{ cal/cm}^2\cdot\text{s}$ の一定熱量率で加熱した場合 25 cal/cm^2 になるまでに要する時間は約 31 秒である。ノーズコーンの大きさ、形状、厚さ、材質等によりいちがいに比較することは困難であるが、実機の 17 秒に対して本実験の 31 秒における温度をみることによりある程度の推測がつくものと考えられる。そこで実機による実測値と一定熱量率 ($q=0.8 \text{ cal/cm}^2\cdot\text{s}$) で加熱した場合の FRP ならびにステンレスノーズコーンの温度上昇を図示すると図 6.3 となる。同図より実機 NAL-HM-16-IT ロケットでは 17 秒のとき 270°C であったものが FRP (厚さ 4.6mm) ノーズコーンを用いるなら約 100°C しか裏面温度が上昇し

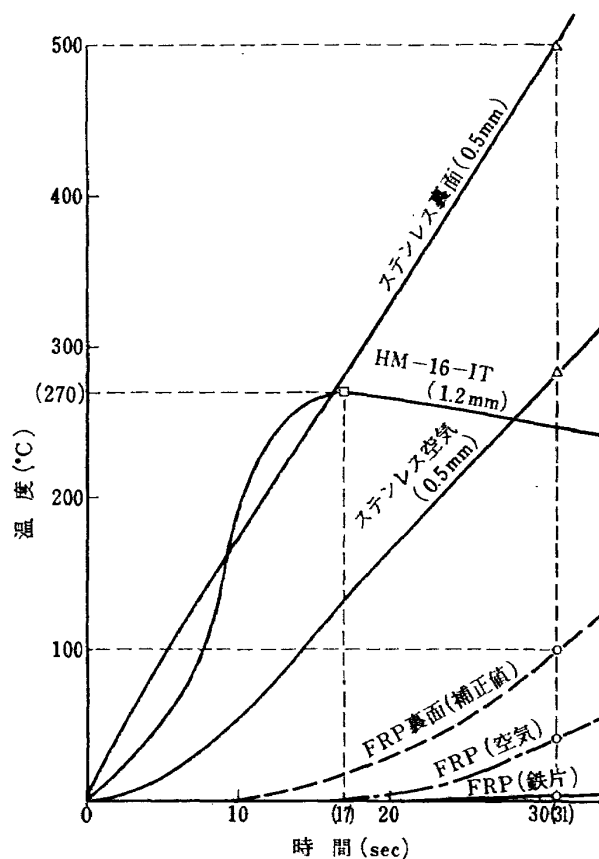


図 6.3 NAL-HM-16-IT ロケットノーズコーンと赤外線加熱実験 ($q=0.8 \text{ cal/cm}^2\cdot\text{s}$) による FRP ノーズコーン (B_2) との比較

ないことがわかる。さらに内部空気温度は 50°C 程度、挿入した鉄片においてはほとんど温度上昇がないほどである。FRP の厚さが 4.6 mm のノーズコーンと同一重量のステンレスノーズコーンに換算すると、このノーズコーンの厚さは約 0.92 mm の厚さに相当する。したがって NAL-HM-16-IT ロケットではステンレス鋼 1.2 mm のノーズコーンであったから、逆にこれを同一重量の FRP ノーズコーンにすると約 6 mm の外板厚さに相当し、さらに温度上昇は少ないものとなることが予想される。比較のため熱量測定用の 0.5 mm ステンレスノーズコーンの実験結果も図 6.3 に示すが、このような薄い外板を有するノーズコーンは外板が 500°C にも達し、内部空気温度も約 300°C になることからノーズコーン部に測定用各種機器を搭載することはできないことがわかる。

7. む す び

4 種類の FRP ノーズコーンについて加熱熱量率 $0.8\text{ cal/cm}^2\text{ s}$ 一定で加熱実験を行なったが実験に用いた FRP 材料の範囲では材料による大幅な差異はみとめられなかった。しかし熱に弱い加工しやすいと称されるエポキシ樹脂に断熱材（ガラス粉末、カリウムアラム、長石）を混合した FRP はフェノール樹脂 FRP と同等の熱的特性を示したことは注目すべきである。すなわち、フェノール樹脂 FRP は加工する際高温、高圧にしなければならない。ところがエポキシ樹脂 FRP はフェノール樹脂に比べて低い温度および常圧で加工できる特徴がある。この他価格についても材料費、加工費等がきわめて安価であるという利点がある。以上のような理由によって熱的に苛酷な条件下で用いられる構造材料としてこのような断熱材を混合した FRP が将来大幅に採用されることが期待される。

通常の加熱試験で試料の温度測定のみを行っていると見落としやすいノーズコーン内部の温度挙動も今回行なったように、搭載機器とみなした鉄片の温度を測定することによって温度の昇らない平たん部があらわれる様子をはっきりと観測された。これは FRP の樹脂の性質によるもので温度 100°C 以上で起こるガス発生、化学変化、燃焼による潜熱等のアブレーション効果のために起こり、内部を熱的に保護する効果をもつ。

重量を等しくした金属と FRP ノーズコーンを比較した場合、FRP ノーズコーンは計算によると 6 割ほど温度上昇が小さいが、実際にはアブレーション効果があるのでそれ以上小さくなる。

円錐を円筒の分割として近似的に計算した値は FRP ノーズコーンではアブレーション効果の少ない 150°C まで、ステンレスノーズコーンでは $200\sim 300^{\circ}\text{C}$ までよく一致した。したがってノーズコーンの肉厚、材料の熱的物性値等がわかっているとすれば近似的に温度上昇を推定することが可能である。

NAL-HM-16-IT ロケット（ステンレス外板厚さ 1.2 mm 、最大マッハ数 3.8、ノーズコーン先端より 260 mm の最高温度 270°C ）のような性能を有するロケットに厚さ $3\sim 4\text{ mm}$ 程度の FRP ノーズコーンを採用するとすれば裏面で約 100°C 、内部空気温度が約 50°C 、内部に挿入した鉄片（ $32\times 32\times 6\text{ mm}$ ）は 10°C 以下と全般にわたって低い温度上昇で熱的にはかなり良好な防熱効果が期待できる。しかしこれは実験室における静的な加熱試験結果との比較であって、実際には高速気流中で加熱されるから表面が燃焼すればこれにともなうはく離とか表面状態の変化、強度低下等の現象があつて正常な飛しょうに悪影響を及ぼすことが考えられる。したがってこのような現象による悪影響とその対策について今後さらに研究を進める必要があると考えられる。

最後に本研究に対して、種々便宜をはかって下さった上山忠夫科学研究官（前機体第一部長）、竹中幸彦宇宙開発推進本部第二主任開発官（前機体第一部熱弾性研究室長）、江川幸一機体第一部熱弾性研究室長、ならびに終始 FRP について有意義なご指導を賜わった機体第一部熱弾性研究室古田敏康主任研究官、また実験と計算を手伝った日本大学生産工学部機械工科学科学生大久保富彦君に深く感謝する。

文 献

- 1) 植村、砂川、市田、井山；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, p. 570
- 2) 竹中幸彦、小川敏一、遠藤修司；NAL-HM-16-IT 型ロケットの空力加熱による機体温度変化、日本航空学会誌、第 15 巻第 159 号 (1967/4), p. 136
- 3) B.E. Gatewood; Thermal Stresses, McGraw-Hill Book Company, Inc. (1957), p. 30
- 4) R.W. Truitt; Fundamentals of Aerodynamic Heating, The Ronald Press Company, (1960)
- 5) 甲藤好郎；伝熱概論、養賢堂 (1964), p. 198
- 6) 伝熱工学資料；日本機械学会 (1966), p. 131
- 7) 古田敏康；ロケット用耐熱材料の研究、航技研報告、TR-145 (1967/11)

- 8) 小川鉦一；輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法，航技研報告，TR-128 (1967/3)
- 9) 竹中幸彦，江川幸一；内面加熱を受ける中空円筒の熱応力，日本機械学会第 772 回熱工学講演会前刷，(昭和42年12月)
- 10) 小川鉦一，野口義男；強化プラスチックの熱的物性値について，航技研報告，TR-150(1968年2月)

- | | | | |
|---------|--|-----------|--|
| TR-176 | 軸流回転機の翼の振動について
(I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布
On the Vibration of Axial-flow Turbo-machine Blades
(I) Natural Frequency, Mode and Vibratory Stress Distribution | 1969年7月 | 宮地敏雄, 星谷昌二
祖父江靖, 網干三郎
岩部柱相, 武田克己 |
| TR-177 | 固体ロケットモータの推力大きさを制御の研究
—特性と小型モータによる実験—
Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors
—Characteristic Analysis and Small Motor Tests | 1969年7月 | 五代富文, 湯沢克宜
伊藤克弥, 西村久男 |
| TR-178 | 測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリクスに対する必要条件
Necessary Conditions for the Optimal Weighting Matrices of Quadratic Performance Index to Maximize the Measure of the Controllable Set | 1969年7月 | 川幡長勝 |
| TR-179 | テフロン非定常アブレーションの測定
Measurements of Transient Ablation of Teflon | 1969年8月 | 野村茂昭 |
| TR-180 | 鈴鹿山脈付近における乱気流の観測
Measurement and Analysis of Atmospheric Turbulence over the Suzuka | 1969年8月 | 竹内和之, 小野幸一
山根皓三郎, 岡遠一
外崎得雄 |
| TR-181 | 振動翼における表面非定常圧力の測定
—失速フラッタの研究(III)—
Unsteady Surface Pressure on an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter | 1969年8月 | 中村泰治, 磯貝紘二
江尻宏 |
| TR-182 | 点束縛のある板の振動について
On the Natural Vibration of Plates Restrained at Several Points | 1969年9月 | 埴武敏, 多田保夫
泉日出夫, 越出慎一 |
| TR-183 | 軸流圧縮機動翼取付部の強度についての実験的研究
—隙間のあるピン接合部—
Experimental Investigation of Strength of Axial Flow Compressor Blade Root
—Pin Joint Lug having Clearance between Pin and Pin Hole— | 1969年9月 | 池田為治, 山岸崇 |
| TR-184T | An Improved Method of Designing and Calculating the Minimal Wave Drag Configuration by Supersonic and Moment of Area Rules | Oct. 1969 | Kenneth K. Yoshikawa |

航空宇宙技術研究所報告185号

昭和44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) 182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
