

UDC 620.11
629.76

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-145

ロケット用耐熱材料の研究

古 田 敏 康

1967 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|---|-----------|---|
| TR-120 | 航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討
Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bed | 1966年11月 | 武田 峻, 堀川 勇 壮
小川 敏 雄, 森 - 幹 彦 |
| TR-121 | パルスレシオ変調回路およびその修正回路について
Some Circuits for Pulse Ratio Modulation and their Modified Circuits | 1966年11月 | 村 上 力 |
| TR-122 | 失速が起こるような高い迎角で、調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論
Semi-Empirical Theory to Estimate the Airforces Acting on the Harmonically Oscillating Two-Dimensional Wing at High Angle of Attack Where Separation Can Occur | 1966年12月 | 磯 貝 紘 二 |
| TR-123 | 姿勢制御用空気ジェットノズルの研究
Design and Experimental Study of Air Jet Nozzles for the Attitude Control of VTOL Aircraft | 1966年12月 | 滝 沢 直 人, 西 村 博 史
藤 枝 郭 俊, 田 辺 義 一
渋谷 昭 義 |
| TR-124 | FM 多重テレメータの動特性
Dynamic Characteristics of FM Multi-channel Telemetry System | 1966年12月 | 新 田 慶 治, 桜 井 善 雄
松 崎 良 継 |
| TR-125T | Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces | Jan. 1967 | Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA |
| TR-126 | 高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (II)
Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models (II) | 1967年 2 月 | 大 塚 貞 吉, 福 田 広
相 波 哲 朗 |
| TR-127 | 周波数変換による微小回転角の計測
Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique | 1967年 3 月 | 大 月 正 男, 鈴 木 孝 雄
円 居 繁 治 |
| TR-128 | 輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法
Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials | 1967年 3 月 | 小 川 敏 一 |
| TR-129 | 金属箔による円管流の熱絶縁
Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow | 1967年 3 月 | 井 上 建 二 |
| TR-130T | An Experimental Study of the Melting Phenomena in Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials | Mar. 1967 | Yasuhiko AIHARA |
| TR-131 | 風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法
An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with Its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching | 1967年 4 月 | 毛 利 浩 |
| TR-132 | 軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力 (近似解)
Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels | 1967年 4 月 | 築 地 恒 夫 |

ロケット用耐熱材料の研究*

古 田 敏 康**

Study on Heat Insulation Materials for Rocket

By Toshiyasu FURUTA

In order to improve the heat insulation effect of the coating on the structural materials for the rocket vehicle, several coating materials were selected, and the specimens were tested with an oxy-acetylene torch burner.

The tested materials were coated on thin stainless-steel discs 38 mm in diameter, and 1 mm thickness. The surfaces of the tested materials were exposed to the flame of the burner, and the temperature rise was measured by a thermo-couple on the opposite surface of the disc.

Epoxy resin reinforced with pure silica glass cloth was selected for the base material of the coating; and the effect of mixing with that the powder of potassium alum, special glass, and other inorganic materials, respectively, was especially investigated. Since potassium alum contains water of crystallization, its inclusion would cause a good transpiration cooling effect in addition to the original ablation cooling effect. On the other hand, the mixing of several inorganic materials would increase the heat insulation effect by producing a porous carbonized lamination. It was verified by the result of the test that the mixed materials ensured a good insulation effect.

Finally, the author suggests the possibility of application of these materials to the nose cone and the nozzle of the rocket.

1. は し が き

最近飛しょう体の高速，高性能化するにつれて，構造材料を空力加熱や，高温ガスから保護する防熱材料の開発が必要になってきた。今までの防熱法としては

- 1) 熱容量の大きい材料で表面をおおう方法 (Heat Sink Method)
- 2) 耐熱コーティング法 (Ceramic Coating Method)
- 3) 蒸発冷却法 (Transpiration Cooling Method)
- 4) 輻射冷却法 (Radiation Cooling Method)
- 5) アブレーション冷却法 (Ablation Cooling Method)

などがあり，特に最近ではアブレーション冷却が注目され，ロケットなどの防熱材料として盛んに使用されてきた。ここでは防熱特性を改良するために，アブレーション冷却に加えて蒸発冷却をも加味し，さらに，加熱されるとポーラス状になる無機物を入れた新しい

防熱材料の研究について述べる。すなわちエポキシ樹脂の中に化学的に水を結合した無機物や，アブレーション効果を長く持続するような無機物を入れた各種の防熱材を試作し，これらについて新しく設計したトーチバーナ加熱装置¹⁾によって試験を行ない，それらの防熱性能を確認した。

2. 試 験 片

1) 材料の選定

・アブレーション冷却とは，高温ガスにより熱を吸収した材料が熱分解して，各種の気体を発生し，比較的低温の境界層を作って表面をおおい，このとき境界層の外は非常に高温であるが，境界層によって内部が熱から遮断され，融解熱，気化熱をうばう冷却法である。この場合に気体の発生が徐々に，しかも長く持続し，分解残渣がある程度その形を保ち，さらに，ある程度の強度を有する方がよい。

従来開発されて来た防熱材料は無機質の補強材と，樹脂との組合せで，樹脂だけのアブレーション効果の

* 昭和42年4月27日受付

** 機体第一部

みを考えてきたものが大部分であったが、ここでは接着性のある合成樹脂に結晶水を有する無機物と、加熱したときポーラス質を形成する無機物とを混合して得る防熱材である。

結晶水を有する無機物は熱分解により水分を析出する。このとき混合された接着性のある合成樹脂と、加熱されたときポーラス質を形成する無機物および結晶水を有する無機物は互いに相乗的効果を発揮し、アブレーション冷却効果に蒸発冷却効果とが加味され高い防熱効果を得るものである。これらによって形成されたポーラス状の炭化層は高温ガス体から熱を遮断する働きをする。また結晶水を有する無機物より析出した水分は熱伝導率が小さく、気化熱が高く、かつ吸熱作用がよいので全体の防熱効果は著しく増大する。なお、 H_2O を比較的に多く含む物質には、

- 塩化マグネシウム $[MgCl_2 \cdot 6 H_2O]$
- 硫酸マグネシウム $[MgSO_4 \cdot 7 H_2O]$
- 硝酸アルミニウム $[Al(NO_3)_3 \cdot 9 H_2O]$
- ホウ酸ナトリウム $[Na_2B_4O_7 \cdot 10 H_2O]$
- 硫酸アルミニウム $[Al_2(SO_4)_3 \cdot 18 H_2O]$
- カリウムアラム $[K_2Al_2(SO_4)_3 \cdot 24 H_2O]$

などがある。このなかで樹脂とのなじみもよく、 H_2O を一番多く含むカリウムアラムを選んだ。この無機物は窒業工学ハンドブック²⁾によれば、加熱された場合には、熱分解により $430 \sim 600^\circ C$ まで脱水を続け、さらに $800 \sim 900^\circ C$ になると大部分の SO_3 を放出し、また $800^\circ C$ 近辺で Al_2O_3 と、 K_2SO_4 とに分解することが示されているので、かなりの温度範囲までアブレーションと蒸発冷却作用が働くものと思われる。

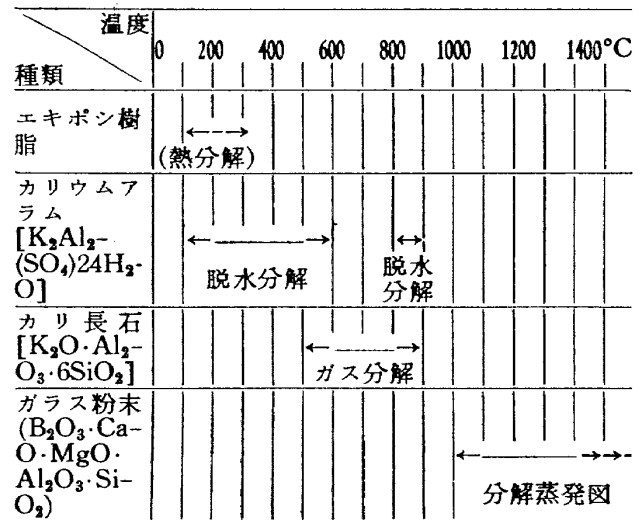
また加熱したときにポーラス質を形成する無機物には、

- カリ長石 $[K_2O \cdot Al_2O_3 \cdot 6 SiO_2]$
- ソーダ長石 $[Na_2O \cdot Al_2O_3 \cdot 6 SiO_2]$
- 石灰長石 $[CaO \cdot Al_2O_3 \cdot 6 SiO_2]$
- バリウム長石 $[BaO \cdot Al_2O_3 \cdot 6 SiO_2]$
- ケイフッカソーダ $[Na_2 \cdot SiF_6]$
- 氷晶石 $[Na_2 \cdot AlF_6]$

等がある。このうちカリ長石は陶磁器の原料で、粘土やカオリンに対する融剤であり、加熱された場合²⁾には $500^\circ C$ で酸性のガスが出始め、大部分は $600 \sim 900^\circ C$ で出てしまう。 $1200^\circ C$ で白色の気泡性ガラスとなり、白榴石 $[K_2O \cdot Al_2O_3 \cdot 4 SiO_2]$ を分離する。このとき炭化層と気泡性ガラスとが結合してポーラスな炭化層を形成するものと考えられる。

以上のアブレーションと蒸発冷却の両作用をより長

図 1 熱分解の温度範囲



く持続させ、さらに樹脂の表面に熔融ガラス層を作る目的で、普通のソーダガラスおよび石英ガラス粉末を入れ、予備実験をしたが、いずれも飛散現象が激しくあまりよい結果が得られなかった。そこで B_2O_3 系の特殊耐熱ガラスを文献³⁾により求めた。これは無機物および金属との密着性がよく、その組成は、 B_2O_3 、 CaO 、 MgO 、 Al_2O_3 、 SiO_2 などで、これらは炭化層の上に熔融ガラス層を作って、急激な消耗を防ぐものと思われる。これらの各種無機物の熱分解の温度範囲を図 1 に示す。

2) 試験片

試験に使用した樹脂はエポキシ 828 で、これは常温硬化のエポキシ樹脂であり、加圧、加熱を必要としないもので、よく耐熱コーティング樹脂として利用されるものである。混合した無機物のうちカリウムアラムと長石は、それぞれ 100 メッシュ程度に粉末としたものを使用した。 B_2O_3 系特殊耐熱ガラスは、 B_2O_3 、 CaO 、 MgO 、 Al_2O_3 、 SiO_2 等を混合し、電気炉で $1300^\circ C$ まで加熱し、熔融させてからこれを水中に急冷し、乾燥後 200 メッシュ程度に粉砕したものを使用した。これらの無機物の混入率はエポキシ樹脂 10 部に対し、最高 6 部までで、それ以上の混入は作業性が悪くなる。そこで表 1 に示すように、エポキシ樹脂 10 gr に対し、カリウムアラムの量を 1, 2, 3, 4 gr とそれぞれ固定し、特殊ガラス粉末と長石の割合を変えて試験片を作った。

成型には金型を使用して、直径 38 mm、厚さ 1.0 mm のステンレス円板の表面に 5.0 mm の厚さに一様に流し込み、そのまま硬化させた。補強材としては、シリグラスクロス (0.4 mm) を 4 枚積層とした。

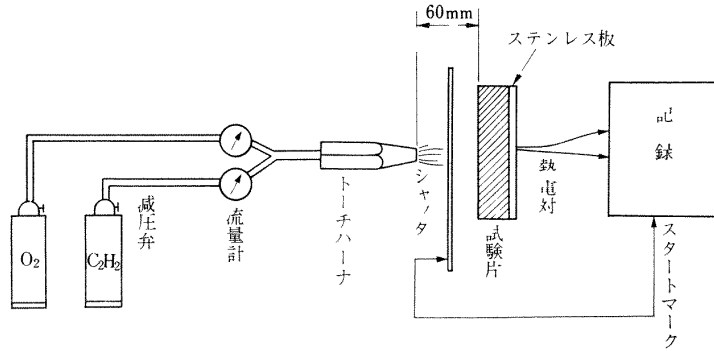


図 2 加熱装置の原理図

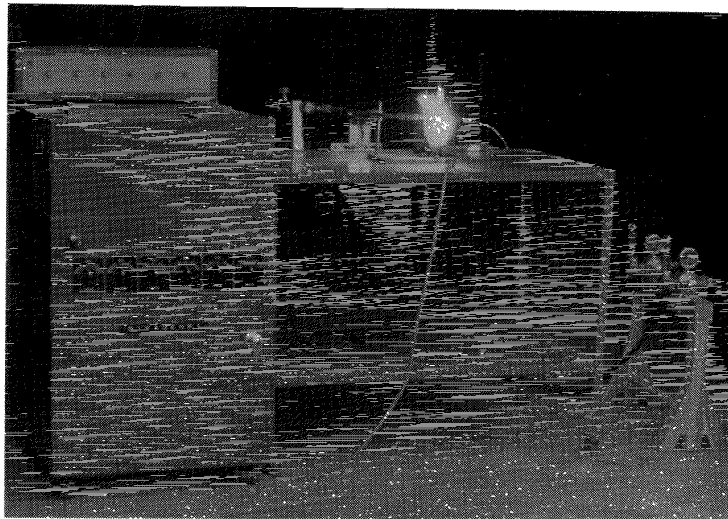


図 3 加熱装置

3. 実験法

実験装置として酸素-アセチレンバーナ加熱装置を作った。この装置ではトーチバーナの燃焼ガス温度は約 2,200~2,700°C、熱流量は約 100~500 kcal/m²sec に変えられる。平板に対する熱伝達率は 0.05~0.2 kcal/m²sec°C の範囲が実験ができる。加熱装置の原理図を図 2 に、実験中の写真を図 3 に示す。酸素、アセチレンはそれぞれ減圧弁、流量計をへてトーチバーナに導き、フレーム温度、熱流量、熱伝達率を一定に設定することができる。またそれらの値は試験片との距離を変えることによって調節することもできる。トーチバーナと試験片との間にシャッタを設けて、点火後に燃焼が定常になったとき、瞬間的にシャッタを開き、高温ガスを試験片表面にあて、その時刻信号をペン書きオシログラフに導いてスタートマークとした。入射熱流量の測定には平板の試験片（厚さ 1.0 mm のステンレス円板）を用い、裏面に 0.3 mmφ の熱電対線をスポット溶接し、温度履歴を記録した。平板の場合

の直線的な温度上昇の勾配 $\frac{dT}{dt}$ から入射熱流量 q を次式³⁾ から求めた。

$$q = c_w \rho_w d_w \frac{dT}{dt}$$

ただし c_w , ρ_w , d_w はそれぞれ平板の比熱, 比重, 厚さで, T は温度, t は時間である。トーチバーナの距離を変えたときの熱流量 q の結果を図 4 に示す。

つぎに熱伝達率を求める方法は、やはり金属平板を T_g の温度ガス流にあてたときの温度上昇の式は

$$c_w \rho_w d_w \frac{dT}{dt} = h(T_g - T) - \epsilon \sigma T^4 \quad (1)$$

ここで

h : 熱伝達率 (kcal/m²sec°C)

T_g : 燃焼ガスの温度 (°C)

T : 金属板の温度 (°C)

t : 時間 (sec)

ϵ : Emissivity Coefficient

σ : Stefan-Boltzmann の定数

(1)式の第2項は金属板の温度の低いうちは省略で

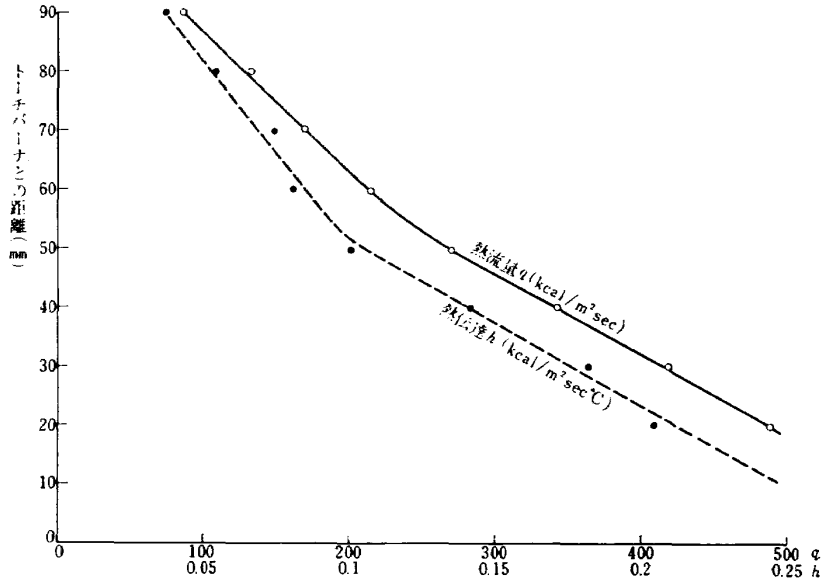


図 4 トーチバーナーの距離と熱流量および熱伝達率の変化

きて、

$$c_w \rho_w d_w \frac{dT}{dt} = h(T_g - T)$$

ここで $h = \text{const.}$ $t=0$ で $T=T_0$ として解くと

$$T = T_g - (T_g - T_0) e^{-\frac{h}{c_w \rho_w d_w} t}$$

$$= T_g \left(1 - \frac{T_g - T_0}{T_g} e^{-\frac{h}{c_w \rho_w d_w} t} \right)$$

$\frac{T_0}{T_g} \ll 1$ であるから T_0 を省略すると

$$T = T_g (1 - e^{-\frac{h}{c_w \rho_w d_w} t}) \quad (3)$$

ここで T_g で両辺を割ると

$$1 - \frac{T}{T_g} = e^{-\frac{h}{c_w \rho_w d_w} t} \quad (4)$$

$\theta = \frac{T}{T_g}$ とおくと (4) 式は

$$\log(1 - \theta) = -\frac{h}{c_w \rho_w d_w} t$$

ここで $(1 - \theta)$ を縦軸に、時間 t を横軸に片対数グラフにプロットすると、これは直線になるはずで、直線からずれた分が Radiation などによる影響である。この直線の勾配は直接熱伝達率 h に比例している。

ここで m を直線の勾配とすると (5) 式より

$$m = -\frac{h}{c_w \rho_w d_w} \quad (6)$$

(6) 式で勾配 m を求めておけば、熱伝達率 h は次式により求まる。

$$h = -c_w \rho_w d_w \cdot m$$

また時定数 (Time Constant) t_0 は

$$t_0 = -\frac{1}{m} = \frac{c_w \rho_w d_w}{h} \quad (8)$$

これらにより求めた熱伝達率 h と、トーチバーナーの距離を変えた場合の結果をやはり図 4 に示す。

つぎに $3,000^\circ\text{C}$ 付近の高温ガス温度の測定は熱電対線では求められない。そのため、ここではナトリウム D 線法による光学的な高温ガス温度測定装置により測定した⁴⁾。

すなわち Wien's Law により

$$\frac{1}{T_g} = \frac{1}{T_0} + \frac{\lambda}{c_2} \ln \left(1 - \frac{I_e - I_0}{I_g} \right) \quad (9)$$

ここで

$$c_2 = 14,388 \text{ cm deg}$$

T_g : 気体の温度

T_0 : 光源の温度

I_0 : 波長 λ_N の光源の光の強度

I_g : 波長 λ_N の光源の高温気体の強度

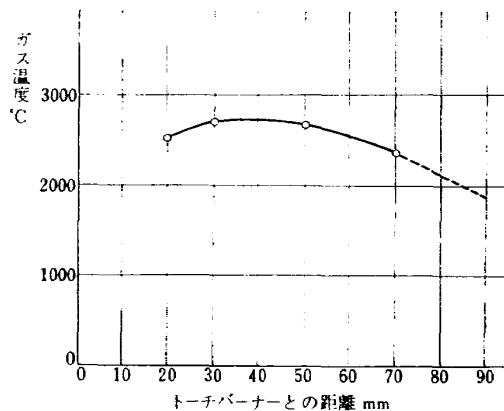


図 5

I_e : 波長 λ_N の光源の気体通過後の強度である。

そこで装置の T_0, I_e, I_0, I_g を測定することにより (9) 式からガス温度 T_g が求められる。これらの結果を図5に示す。なおトーチバーナの酸素と、アセチレンの圧力はそれぞれ $7 \text{ kg/cm}^2, 0.7 \text{ kg/cm}^2$ にした。

4. 実験結果および検討

図2に示す実験装置で、防熱材の裏面のステンレス円板に、直径 0.3 mm のAC線をスポット溶接し、表

表 1

番号	カリウムアラム	特殊ガラス	長 石
1	1 gr	1 gr	4 gr
2	1	2	3
3	1	3	2
4	1	4	1
5	2	1	3
6	2	2	2
7	2	3	1
8	3	1	2
9	3	2	1
10*	4	1	1

エポキシ樹脂 10 gr に対する各重量
* は硬化せず

面の防熱材の方から火陥をあて、裏面の温度記録をとった、予備実験として表1の試験片について、無機物の混合比の影響について実験を行なった。その結果を図6に示す。これによると混合比の影響はあまり顕著な差はなく、比較的No.8が断熱効果がよくて、しかも熱に対して安定で、飛散現象は起らなかった。これは各無機物が混然と混り、カリウムアラムから熱分解により発生した水分およびガスは、長石および特殊耐熱ガラスと結合されたポーラス状の炭化層を通して、徐々に表面に出て、比較的低温の境界層が表面をおおい、冷却効果がよくなったものと思われる。これらの現象は三者が混然となってその効果を表わすものと思われる。

つぎに No.8 の防熱材と他の樹脂との耐熱性の比較実験を行なったものが図7で、図6, 7の実験条件は、ガス温度 $2,500^\circ\text{C}$ 、熱流量 $q=215 \text{ kcal/m}^2\text{sec}^\circ\text{C}$ である。ここで、A はステンレス平板、B はエポキシ樹脂、C はフェノール樹脂、D は当実験の無機物入りエポキシ樹脂で、補強材はすべてシリグラスクロス4枚とした。以上の実験で明らかのように、無機物を入れた効果が歴然と現われている。

すなわち、エポキシ樹脂と、シリグラスクロス補強材の防熱材では150秒の加熱のうち、既に50秒程度でほとんど樹脂が燃えきり、炭化層も酸化消耗して、かろうじてシリグラスクロスだけで保っている状態で、その後の温度上昇は急激である。

しかし、無機物入りエポキシ樹脂の場合には、前に

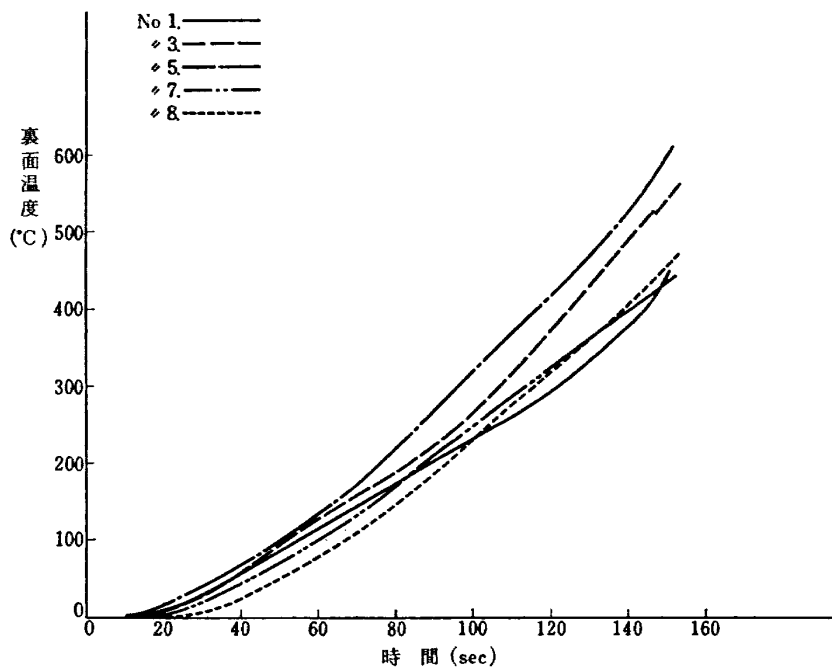


図 6

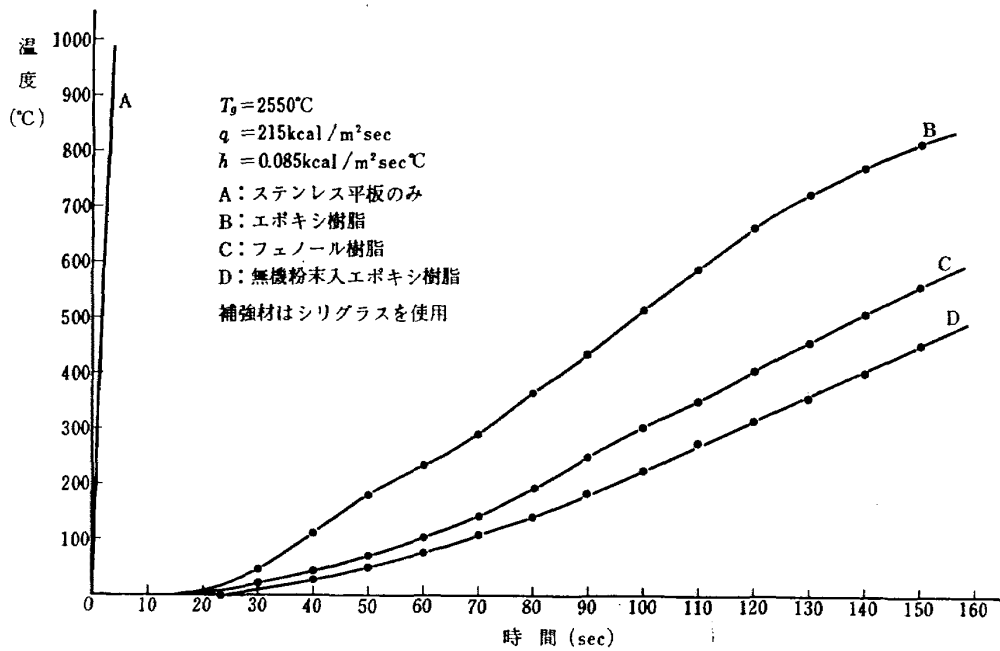


図 7

も説明した通り、アブレーションと蒸発冷却作用が約 1,000°C 近辺までも続くので、温度上昇もほとんど直線的にゆるい勾配で上昇して行き、150 秒の加熱後も無機物の補強材と炭化層は一体となって残る。

実験曲線からもわかるように、防熱材のある場合には時間遅れ τ (表面の熱が防熱材を通過して裏面に到達するまでの時間) は熱伝導だけでなく、アブレーション冷却および蒸発却をとともなう場合には特に長い。

しかしアブレーションのない場合には、材料の温度伝導率 (α)、および熱伝導率 (k) は時間遅れ τ を求めることにより次式^{(5),(6),(7)}から求まる。

$$\alpha = \frac{d^2}{6\tau}, \quad k = c\rho\alpha$$

ここで、 c 、 ρ 、 d はそれぞれ防熱材の比熱、比重、厚さである。

防熱材のあるときの温度履歴を近似的に図 8 のようにおくと、ステンレス円板の温度上昇 T_w は

$$T_w - T_0 = (T_g - T_0) \left(1 - e^{-\frac{h_e}{c_w \rho_w d_w} t} \right)$$

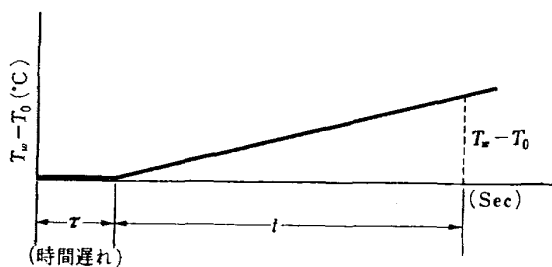


図 8

$$\cong (T_g - T_0) \left(\frac{h_e}{c_w \rho_w d_w} t \right) \quad (10)$$

$$\frac{T_w - T_0}{T_g - T_0} \frac{1}{t} = \frac{h_e}{c_w \rho_w d_w} \quad (11)$$

$$h_e = \frac{T_w - T_0}{T_g - T_0} \frac{c_w \rho_w d_w}{t} \quad (12)$$

(12)式より防熱材のある場合の相当熱伝達率 h_e は求められる。そこで防熱材の一定の厚さにおける防熱効果の判定は、防熱材のなかった平板のみの場合の熱伝達率 h と、 h_e との比、すなわち h_e/h の小さいほど、また時間遅れ τ の長いほど、防熱特性はよいことになる。以上の試験結果を表 2 に示す。

無機物入りエポキシ樹脂の防熱材と、エポキシ樹脂のみの場合の相当熱伝達率を比較すると、前者の方が後者の 1/3 程度となり、またフェノール樹脂よりも低い値で、防熱効果のよいことを示している。さらにア

表 2

種 類	時間遅れ (sec)	h (kcal/m ² sec°C)	h_e (kcal/m ² sec°C)	h_e/h
平板のみ (A)	0.1	0.085	—	—
エポキシ樹脂 (B)	15	—	0.0017	0.02
フェノール樹脂 (C)	19	—	0.00062	0.0073
無機物入りエポキシ樹脂 (D)	23	—	0.00054	0.0063

補強材はシリガラスクロスを使用した

ブレーションを含めた有効熱伝導率に関係ある時間遅れ τ も従来のものより長く、優れた防熱特性を示している。

またフェノール樹脂のように、 30 kg/cm^2 以上の圧力、 180°C 程度の加熱などのような煩わしい操作は不用で、常温、常圧で成形できる利点がある。

5. あとがき

アブレーション冷却と蒸発冷却を兼ね、さらにポラス状な炭化層を作る新しい防熱材の開発は、新しい考案であり、トーチバーナ試験の結果、その防熱特性のよいことが立証された。この防熱材は、空力加熱を受けるロケット表面コーティングや、ノズルの内張りの防熱材料として利用価値があると思われる。今回はエポキシ樹脂に無機物を混入したもののみについて

実験を行なったが、他の樹脂や無機物についても熱分析装置を利用し、さらに検討してみたいと思っている。

終りにこの研究に終始御指導戴いた日本大学生産工学科池田健教授、竹中幸彦室長ならびに実験に協力していただいた豊原恒彦、野口義男の両技官に深く感謝致します。

文 献

- 1) 池田 健, 古田敏康; 宇宙科学技術シンポジウム, 1962, 2.
- 2) 窯業協会編; 窯業工学ハンドブック
- 3), 5) 竹中幸彦, 江川幸一, 小川鉦一; 航技研報告 TR-81, 1965.
- 4) 土屋莊次, 尾上伍市; ナトリウムD線反転法による自動火炎温度測定について, ロケットシンポジウム発表, 1959.

表3 「おりづる」実験実施記録(1/2)

実験番号	実験実施日		日時		実験時間	実験スタート	ブーム伸縮回数	空力傘開閉回数	備考
	月日	開始時刻	終了時刻	時刻					
1	2月8日	23時15分49秒	23時23分23秒	23時23分23秒	7分34秒	2	0	1	空力傘展開・収納
2	2月9日	10時58分25秒	11時19分06秒	11時19分06秒	20分41秒	2	0	1	
3	"	12時50分37秒	13時00分41秒	13時00分41秒	10分04秒	3	1	1	ブーム伸→傘開→ブーム縮→傘閉
4	"	19時53分31秒	19時59分13秒	19時59分13秒	5分42秒	1	0	0	衛星ハウスキーパービグデータ取得
5	"	21時39分11秒	21時52分55秒	21時52分55秒	13分44秒	3	1	1	伸展ブームを停止コマンドにより収縮
6	2月10日	9時29分11秒	9時44分13秒	9時44分13秒	15分02秒	5A	2	1	傘開→7'-A伸(途中停止)→7'-A縮→7'-A伸→7'-A縮→傘閉
7	"	11時19分00秒	11時38分43秒	11時38分43秒	19分43秒	3	1	1	
8	"	13時11分43秒	13時16分19秒	13時16分19秒	4分36秒	1	0	0	
9	"	20時10分32秒	20時19分39秒	20時19分39秒	9分07秒	2	0	1	
10	"	21時59分11秒	22時13分29秒	22時13分29秒	14分18秒	3	1	1	
11	"	23時54分11秒	23時55分26秒	23時55分26秒	1分15秒	1	0	0	
12	2月11日	9時46分39秒	10時06分48秒	10時06分48秒	20分09秒	2	0	1	
13	"	11時37分36秒	11時55分26秒	11時55分26秒	17分50秒	3	1	1	
14	"	20時29分53秒	20時39分57秒	20時39分57秒	10分04秒	3	1	1	
15	"	22時19分29秒	22時32分26秒	22時32分26秒	12分57秒	4	1	2	7'-A伸→傘開→傘閉→7'-A縮→傘閉
16	2月12日	8時18分30秒	8時30分01秒	8時30分01秒	11分31秒	1	0	0	
17	"	10時05分46秒	10時25分25秒	10時25分25秒	19分39秒	3	1	1	
18	"	11時56分56秒	12時15分29秒	12時15分29秒	18分33秒	4	1	2	
19	"	20時48分50秒	21時01分00秒	21時01分00秒	12分10秒	3	1	1	
20	"	22時41分28秒	22時52分08秒	22時52分08秒	10分40秒	3	1	1	
21	2月13日	8時36分46秒	8時52分19秒	8時52分19秒	15分33秒	2	0	1	
22	"	10時24分53秒	10時44分47秒	10時44分47秒	19分54秒	4A	1	2	7'-A伸→傘開(途中停止)→傘閉→7'-A縮→傘閉
23	"	12時16分45秒	12時32分49秒	12時32分49秒	16分04秒	3	1	1	
24	"	21時05分06秒	21時18分39秒	21時18分39秒	13分33秒	3	1	1	
25	"	22時56分59秒	23時09分50秒	23時09分50秒	12分51秒	3	1	1	

注)時刻は日本標準時

表3 「おりづる」実験実施記録(2/2)

(注)時刻は日本標準時

実験番号	実験実施日		時刻		終了時刻	実験時間	実験モード	伸展7'-A伸縮回数	空力傘開閉回数	備考
	月日	開始時刻	時刻	時刻						
26	2月14日	8時55分21秒	9時12分43秒	3	17分22秒	3	1	1		
27	"	10時44分53秒	11時07分13秒	4A	22分20秒	4A	1	2		
28	"	12時36分48秒	12時52分19秒	5A	15分31秒	5A	2	1	傘開→7'-A伸(途中停止)→7'-A縮→7'-A伸→7'-A縮→傘閉	
29	"	19時38分20秒	19時47分02秒	1	8分42秒	1	0	0		
30	"	21時24分12秒	21時39分54秒	5A	15分42秒	5A	2	1		
31	"	23時17分04秒	23時29分21秒	5	12分17秒	5	2	1	傘開→7'-A伸→7'-A縮→7'-A伸→7'-A縮→傘閉	
32	2月15日	9時13分47秒	9時32分10秒	5A	18分23秒	5A	2	1		
33	"	11時04分11秒	11時25分31秒	5B	21分20秒	5B	1	1	傘開→7'-A伸→7'-A縮→傘閉(モード5から7'-A伸縮を1回省く)	
34	"	12時56分46秒	13時09分59秒	6	13分13秒	6	0	3	傘閉3回	
35	"	19時56分41秒	20時09分20秒	5	12分39秒	5	2	1		
36	"	21時43分51秒	22時00分45秒	6	16分54秒	6	0	3		
37	"	23時37分54秒	23時48分38秒	6	10分44秒	6	0	3		
38	2月16日	9時33分16秒	9時57分10秒	3A	23分54秒	3A	伸のみ1回のみ1	開のみ1	7'-A伸、傘閉(この状態で地球を1周回)	
39	"	11時22分54秒	11時47分13秒	8	24分19秒	8	1	1	傘閉→傘開→7'-A縮→7'-A伸(この状態で地球を1周回)	
40	"	13時15分55秒	13時24分22秒	9	8分27秒	9	縮のみ1	1.閉のみ	傘閉→傘開→7'-A縮→傘閉	
41	"	20時14分28秒	20時27分10秒	10	12分42秒	10	0	2	傘の閉閉が自動停止しないと仮定し、コマンドによる作動	
42	"	22時03分55秒	22時21分18秒	7	17分23秒	7	1	1	7'-A伸→7'-A縮(途中停止)→傘開→7'-A縮→傘閉	
43	"	23時58分18秒	0時08分42秒	1	10分24秒	1	0	0		
44	2月17日	8時03分50秒	8時15分29秒	6	11分39秒	6	0	3		
45	"	9時52分28秒	10時11分47秒	最終	19分19秒	最終	1	1	7'-A、傘を各々1回伸縮、閉閉し、7'-A伸、傘開状態で実験終了	
	"		10時11分47秒						停波	
合 計					10時間46分28秒	1のみ:6回 2 : 9回 3 : 30回	34回	52回		

*1回当りの平均実験時間: 14分22秒

TR-133	解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達 の測定 Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow	1967年4月	野村茂昭
TR-134	高速単段軸流圧縮機の研究 —二重円弧翼の性能— The Aerodynamic Performance of a Single- Stage Axial-Flow Compressor with Dou- ble-Circular-Arc Blades	1967年5月	藤井昭一, 西脇英夫 吉田晃, 五味光男 武田克巳, 菅原昇
TR-135	同軸型電磁衝撃波管の作動機構 Driving Mechanism of an Electric Shock Tube with a Coaxial Gun	1967年5月	松崎利一
TR-136	Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフ イス型圧力管 Experimental Study of an Orifice-Type Pressure Probe in Nearly-Free-Molecule Flow	1967年5月	恩地 瑛, 山本稀義
TR-137	梁, 板結合構造物の振動 (I) On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (I)	1967年6月	越出慎一, 林 洋一 塙武敏
TR-138	変厚片持板の静撓みについて Deflection Analysis of Variable Thickness Cantilever Plate	1967年7月	塙 武敏, 越出慎一
TR-139	多発動機付ヘリコプタの片発停止時における 最適着陸操作—前進速度0の場合— Optimal Vertical Descent Procedure with Partial Power of Multi-Engined Helicop- ters —The Case of Rejected Take-Off—	1967年8月	古茂田真幸
TR-140	流線法によるダクト流れ Streamline-Curvature Approach to Duct Flow Problems	1967年9月	藤井昭一, 宇野威信
TR-141	マトリクス内力法による半張殻構造の応力解 析について Semi-Monocoque Structures Solved Nu- merically by the Matrix Force Method	1967年10月	川島矩郎
TR-142	動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験 Experimental Studies on Some On-Off Attitude Control Systems Using a Dy- namic Model	1967年10月	樋口一雄, 堀川勇壯 村上力, 小川敏雄 真柳光美
TR-143	高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究 Experimental Studies on the Primary Zone of High Intensity Combustors	1967年10月	鈴木邦男
TR-144	円管流の非定常熱伝達 第2報 薄い壁の場合 Transient Heat Transfer Through a Thin Circular Pipe Due to Unsteady Flow in the Pipe	1967年11月	林 二識, 井上建一

航空宇宙技術研究所報告145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 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
