

(II. 2. 4)

SSR の耐熱コーティング

池田 健・古田 敏康・酒巻 正守

On the Heat Insulation Coating of SSR-Rocket Motor

By

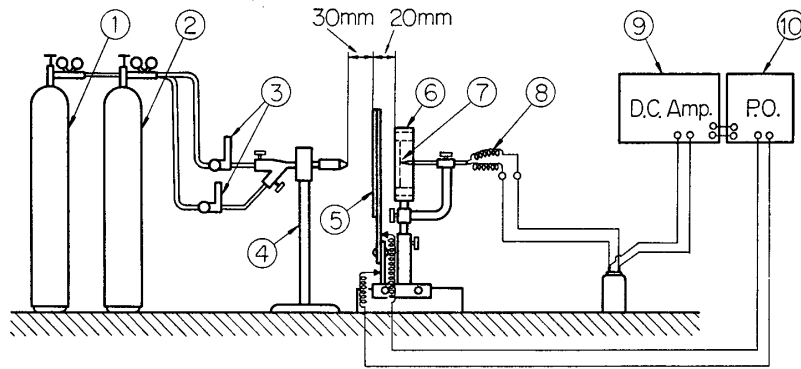
Ken IKEDA, Toshiyasu FURUTA and Masamori SAKAMAKI

Abstract: Main requirements for a insulation coating inside the cylinder wall of solid propellant rocket motor are that it must have a) Good heat insulation effect. b) Good bonding to the cylinder wall. c) Easiness of painting operation. We used, as the insulator, epoxy resin, mixed with a polysulphide plastics and several kinds of metal oxides, which is reinforced by silicon glass cloths.

As a fundamental test we take the torch burner method as shown in Fig. 1. From the result of such testings, we find the most favorable components in the insulator and its fundamental insulating properties. By these basic researches, we can estimate the insulating effect of the actual motor in advance and the results of the motor testing had a good agreement with the prediction from the fundamental testing.

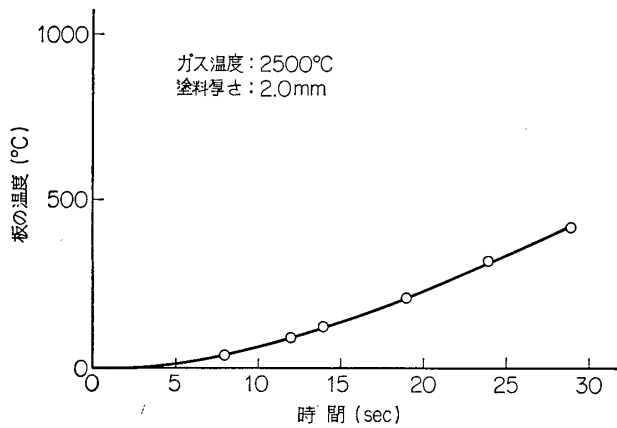
エンジン内壁に用いる耐熱塗料としては、なるべく薄くて耐熱効果がよく、しかも接着性がよく、熱を受けても容易にはくりにしないで、作業性がよいことが必要である。そこでエポキシ樹脂を主体とし、それに数種類の金属酸化物を加えて混合し、補強材としては 0.5mm 厚さのシリガラスクロス（石英ガラスクロス）を使用した。この塗料の特長は加熱の初期にはエポキシ樹脂の一部がガス化されてアブレーション冷却作用によりしゃ熱効果がよく、表面にやや炭化層を作り、その下は金属酸化物のためにこまかいポラス状となり、適当なガスの通路を作り、下からのガスが通過するために比較的長くアブレーション効果を保てる。しかもその間に大きくはじけたりする現象は起こらない。樹脂分が全部ガス化された後は金属酸化物が溶けて、シリガラスクロスおよび金属によく密着し、一種のセラミックスを作り耐熱効果がよい。

基礎実験としては第 1 図に示のように、トーチバーナー法を使用した。燃焼ガスとしてはアセチレン-酸素を用い、トーチと供試体表面までの距離は 50mm とし、その点におけるガス温度は約 2,500°C である。トーチと供試体との間にシャッタを設け、これを開くと同時に供試体の応答温度を熱電対でオッシログラフに導き記録させた。試験片は 1.0mm×38mmφ のステンレス板の裏面に 0.3mmφ の熱電対線を溶接しその表面に耐熱塗料と 0.5mm のシリガラスクロス 1 枚とでその厚さを 2.0mm とした。トーチガスにあてたときの温度履歴を第 2 図に示す。ここでステンレス板は薄いから、その厚さの範囲内では一様とみなすことが

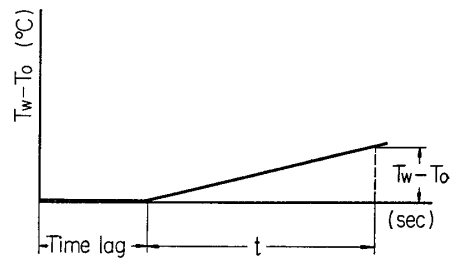


- | | |
|-------------------|----------------------|
| ① アセチレンボンベ | ⑥ 試験片ホルダ |
| ② 酸素ボンベ | ⑦ 試験片 |
| ③ 流量計 | ⑧ A・C 熱電対線 (0.3 mmφ) |
| ④ バーナー支持台 (90°回転) | ⑨ 直流増幅器 |
| ⑤ 断熱シャッタ | ⑩ ペンオシロ |

第1図



第2図



第3図

できる。

これを近似的に第3図のようにおくと、

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

$$\frac{T_w - T_0}{T_G - T_0} \cdot \frac{1}{t} = \frac{h_e}{C_w \rho_w d_w}$$

$$h_e = \frac{T_w - T_0}{T_G - T_0} \cdot \frac{C_w \rho_w d_w}{t}$$

相当熱伝達率 h_e は上式から求まる。

ここで、 h_e ; 相当熱伝達率 (kcal/m²sec°C), T_G ; ガスの温度 (°C), T_w ; 裏面の温度 (°C), C_w ; ステンレス板の比熱 (kcal/kg°C), ρ_w ; ステンレス板の比重 (kg/m³), d_w ; ステンレス板の厚さ (m), t ; 時間 (sec)

以上により第 2 図の曲線から求めた相当熱伝達率 h_e は $0.0041 \text{ kcal/m}^2 \text{ sec } ^\circ\text{C}$ となった。time lag は熱が塗料表面から裏面に伝わるまでの時間で、この塗料については 2 mm のコーティングで 4.0 秒程度である。なお塗料を塗らない場合の熱伝達率は $0.1 \text{ kcal/m}^2 \text{ sec } ^\circ\text{C}$ である。

この塗料の成分は次のとおりである。

エポン 828 および硬化剤	45.2%
チオコール LP-33	21.4%
金属酸化物	33.4%

金属酸化物はジルコニア、アルミナ、酸化クロム、酸化鉄、酸化亜鉛、ケイフッカソーダ、無水珪酸などである。

実際のエンジンパイプは直径 $110 \text{ mm}\phi$ 、長さ $2,500 \text{ mm}$ の Al 合金パイプで、この内面に 2 mm の厚さに一様に塗布する方法は非常に困難な作業であったが、次の手順により解決した。

a) パイプの中にやや荒い砂を入れ、トロールなどの溶剤を入れてから両端を密閉し、回転機にかけて数 10 分回転してパイプの中の清掃を行なう。

b) パイプの両端面に離型紙を張り、さきの耐熱塗料を片側から流し込み、ゆっくり回転させながらへら棒で一様にならす。塗布する厚さによりその量を加減する。これが第 1 層である。

c) 第 1 層が塗布できたらすぐに一定の大きさに切断した 0.5 mm のシリグラスクロスを棒に巻きつけ、パイプの中に入れ、所定の位置で巻きもどしながらパイプの内面に張っていき、シリグラスクロスの上をゴムローラーで、張り始めたところから順々にロールしながらしわをとっていき、次に熱風循環式加熱回転炉に移し、 80°C で $6\sim 7$ 時間回転させながら硬化させる。

d) 第 1 層の硬化後、シリグラスの上から塗料を流し込み、第 1 層と同じ作業を繰返し行ない第 2 層硬化後に両端面を仕上げる。耐熱層の厚さは合計 $2.0\sim 2.5 \text{ mm}$ 程度とした。

なお、テストスタンドにおける燃焼実験ではエンジン壁に 38°C から 302°C までの範囲で溶ける 10 種類の温度指示のカラーペイントをエンジンの軸に沿って平行に塗り、燃焼後約 3 分後の温度上昇を観察したところ、 101°C が全域変化し、次の 124°C のものはノズル側の一部分約 $40\sim 50 \text{ mm}$ 、 149°C が約 $15\sim 18 \text{ mm}$ 程度が変化したに過ぎず、これはノズル金具の熱伝導によるものと思われる。したがって燃焼自体によるエンジン壁の温度上昇は 100°C 程度と思われ、強度上の影響はあまりないと思われる。

1966 年 5 月 2 日 航空力学部