

# 積層箔のアブレーション特性について

池 田 健  
古 田 敏 康  
酒 卷 正 守

## On the Ablation Characteristics of the Laminated Foils

By

Ken IKEDA, Toshiyasu FURUTA

and Masamori SAKAMAKI

**Abstract:** It is sometimes recommended to use the ablation materials for the outer skin of rocket body to protect the construction from the aerodynamic heating and also some ablation materials can be used as the heat insulation coating inside the cylinder wall of solid propellant rocket motors. General theory of ablation is very complicated, since it is the combination of the theories of both aerodynamics and heat conduction. However, in the case of laminated foil construction, which we propose in this paper, we can simplify considerably the problem, since the gasifying of the material and the existence of thermal layer in the solid phase of the material can be neglected. Test results by the torch burner method have shown a good agreement with the simplified theory shown in the report.

### 概 要

ロケットボディの外皮を空力加熱から守るために、しばしばアブレーション材料が用いられ、また、固型推進ロケットエンジンのシリンダの内側にもこれらを用いることがある。アブレーションの一般理論は空気力学の理論および熱伝導理論の両者に亘る複雑なものであるが、われわれがここに提唱する積層箔の場合には問題をかなり簡単化することができる。それはこの場合、アブレーション材料の気化と固相における熱層の存在を無視できるからである。実験結果はここに示す簡単化した理論結果とかなり良い一致を示している。

### 1. はしがき

ロケット飛行体で空力加熱の程度の低い場合は、それによって生ずる熱で強さが低下しないような材料の選択ができる。しかしロケットの機体で空力加熱の程度が高くなったり、ロケットエンジンの内部で燃焼時間のかかなり長い場合には、そのような材料の選択が困難であ

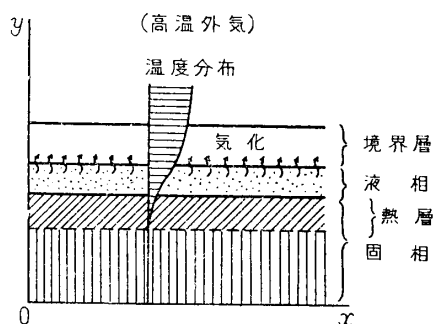
る。この場合には壁の皮膜のアブレーションによって母材を熱から守らなければならない。アブレーションに関する理論は、空気力学および伝熱工学の両者に亘るので複雑でその解析はかなり困難である。ただし特殊な場合、たとえばここで報告する積層箔のアブレーションにおいては、表面に垂直方向の熱伝導率は極めて低く、かつ溶解した表面が気化しない場合には大体実際と適合する理論解析も可能である。本報告はこのような積層箔のアブレーションについて報告する。

## 2. 積層箔のアブレーションについて

材料が高温度の外気に接し、アブレーションを起すときは一般に第1図に示すような様相を呈する。

材料が表面で気化する場合は一般に境界層の温度分布に変化を与え、その結果外気から材料への熱伝達率 (heat transfer coefficient) を減少させる効果をもつ。しかし気化を伴わない場合 (ここで扱う積層箔の場合) はこのような効果はない。また、固相における熱層の厚さは熱伝導率が小さいときは極めて薄い。

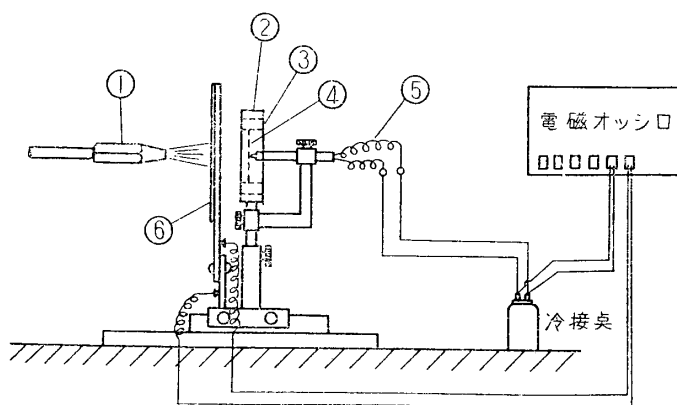
ここで扱う積層箔は極めて薄い金属箔を何枚も積み重ねたもので、各箔の間は接着剤を用いればこの接着剤は熱伝導率が比較的小さいため、このような積層箔の熱層は比較的薄いと思われる。接着剤なしで箔を積み重ねた場合にも、箔と箔の間に介在する僅かの空気層の熱伝導率が極めて小さいから同様の結果となる。



第1図 アブレーションの機構

## 3. 実験方法

実験は第2図に示すようなトーチバーナー法によって行なった。また、試験片は第3図に示すように母材として直径 38 mm、厚さ 1 mm のステンレス鋼 (18/8) を用い、その表面



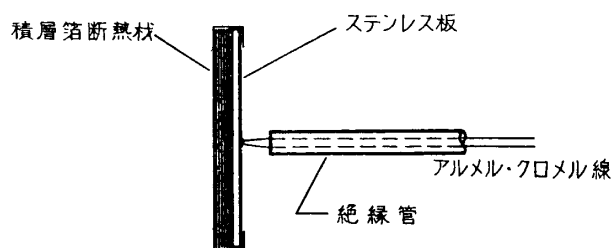
- |           |              |
|-----------|--------------|
| ① トーチバーナー | ④ 試験片        |
| ② 試験片ホルダー | ⑤ アルメル・クロメル線 |
| ③ 断熱材     | ⑥ シャッター      |

第2図 加熱装置概略図

に防熱材として各種の積層箔を貼り付け、裏面には直径 0.3 mm の熱電対 (アルメル・クロメル線) の端部を U・T・P 低温溶接により溶接した。

試験片の表面にトーチバーナーにより酸素～アセチレン炎を吹きつける。この吹管と試験片の間には断熱シャッターを設け、加熱開始の時と裏面のステンレス板の温度上昇を電磁オシロで記録した。この実験では加熱開始から裏面に熱が伝わるまでの時間を特に重視

した。燃焼ガスの温度はナトリウムD線反転法により測定し、2500°Cであることを確かめた。また、この実験における積層箔は加熱により溶解状態になって吹き飛ばされるが、気化状態にはならないものと考えられるから、積層箔がある場合と積層箔なしで直接ステンレス板を加熱する場合とは熱伝達係数 (heat transfer coefficient)  $h$  に変化はないものと考えられる。このように仮定すると、積層箔のない実験から  $h=8.7 \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{sec} \cdot ^\circ\text{C}$  となることを確かめた。



第3図 試験片

第1表 積層箔断熱材

箔の種類	接着剤	箔1枚の厚さ (mm)	箔層の厚さ (mm)	箔の枚数
アルミニウム	なし	0.05	1.01	20
〃	Araldite	〃	1.02	14
チタン	なし	0.025	1.01	39
〃	Bond Master G-592	〃	1.05	28
ステンレス鋼	なし	0.03	1.02	24

箔の材料としては種々考えられるが、特に溶解点の高く、かつ比熱の大きいものが有望である。本報告では、アルミニウム、チタンおよびステンレス鋼の3種について実験を行なった。

#### 4. 理論的解析

いま、箔材料の比熱を  $c$ 、比重を  $\rho$ 、厚さを  $d$  とすれば、加熱の段階では、

$$c\rho d \frac{dT}{dt} = h(T_g - T) \quad (1)$$

ここで、 $T$  は箔の温度、 $T_g$  はガスの温度、 $h$  は表面の熱伝達係数である。

上式を解けば、

$$T = T_g \left( 1 - e^{-\frac{h}{c\rho d} t} \right) \quad (2)$$

従って、溶解温度  $T_M$  に達する時間  $t_H$  は

$$t_H = -\frac{c\rho d}{h} \log \left( 1 - \frac{T_M}{T_g} \right) \quad (3)$$

溶解温度に達した後、箔が溶解し去るまでの時間を  $t_M$  とし、 $C_M$  を溶解熱とすればつぎの関係がある。

$$C_M \rho d = h(T_g - T_M) t_M \quad (4)$$

従って、

$$t_M = \frac{C_M \rho d}{h T_g} \left(1 - \frac{T_M}{T_g}\right) \tag{5}$$

よって、1枚の箔が完全に溶け去るまでの時間  $\tau$  は、 $t_H$  と  $t_M$  との和である。

$$\tau = -\frac{c \rho d}{h} \log \left(1 - \frac{T_M}{T_g}\right) + \frac{C_M \rho d}{h T_g} \left(1 - \frac{T_M}{T_g}\right) \tag{6}$$

従って、 $N$  枚の箔を溶かす時間  $\tau$  は

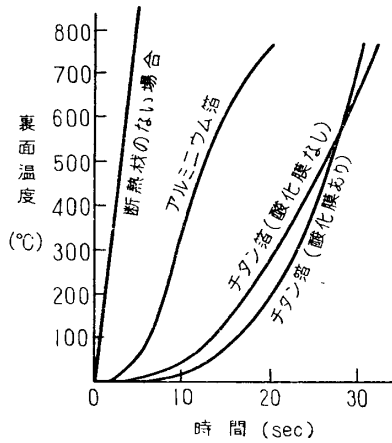
$$\tau = N \cdot \tau \tag{7}$$

である。

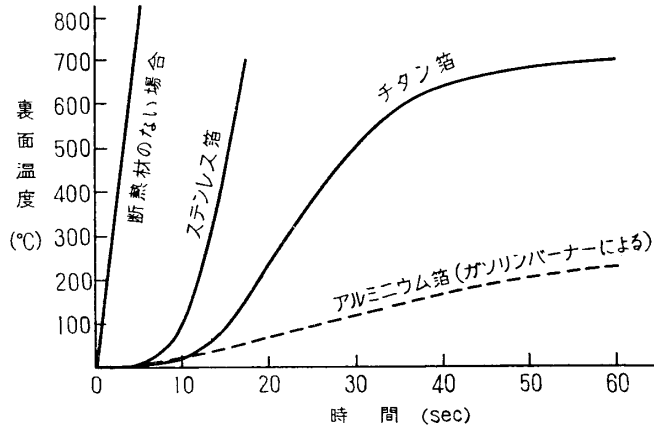
以上は熱層が存在しないものと仮定しているが、実際には僅かながら存在しているから、上記の熱到達時間の理論値  $\tau$  は液相の到達時間よりはやや小さく、熱層の前縁の到達時間よりは大きいことが予想される。このことは後述の実験結果によっても明らかにされている。

### 5. 実験結果と理論値との比較

まず、裏面のステンレス板の時間～温度曲線を第4図および第5図に示す。これは、接着剤を用いた場合と用いない場合とによって区別した。これらの結果と理論解析値との比較を



第4図 接着剤なしの場合の時間～温度曲線



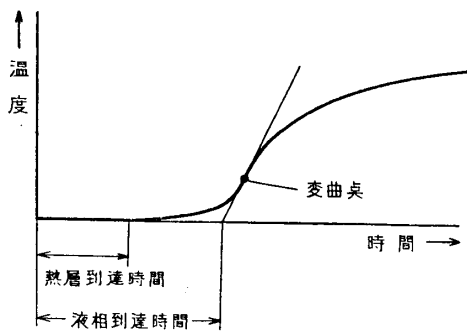
第5図 接着剤を用いた場合の時間～温度曲線

第2表 箔層材の性質及び実験値

箔の材質	箔層間の接着剤	箔の厚さ (mm)	箔の枚数	箔層の厚さ (mm)	比重 <sup>2)</sup> $\rho$ (gr/cm <sup>3</sup> )	比熱 <sup>2)</sup> $c$ (cal/gr <sup>°C</sup> )	溶解潜熱 <sup>2)</sup> $C_M$ (cal/gr)	溶解温度 <sup>2)</sup> $T_M$ (°C)	熱層到達時間 <sup>4)</sup> (sec)	液相到達時間 (sec)	液相到達時間理論値 (sec)
Al	なし	0.05	20	1.01	2.7	0.2	95	660	2.0	5.5	2.8
Al	アララダイト	0.05	14	1.02	2.7	0.2	95	660	1.4	—	2.8
Ti	なし	0.025	39	1.01	4.54	0.126	52.2	1820	4.2	10.4	9.36
Ti <sup>D</sup>	なし	0.025	39	1.01	4.54	0.126	52.2	1820	5.7	11.5	9.36
Ti	ボンド	0.025	28	1.05	4.54	0.126	52.2	1820	3.0	9.7	9.36
18/8	ボンド	0.03	24	1.02	7.93	0.12	65 <sup>3)</sup>	1400	3.5	9.3	7.2

1) 酸化皮膜あり      3) Fe と同じとした       $T_g$ : 2500 (°C)  
 2) 金属便覧による      4) 判定が難しい       $h$ :  $87 \times 10^{-4}$  (cal/cm<sup>2</sup>·sec·°C)

第2表に示す。液相到達時間の実験値の決定は實際上判定が困難であるが、第6図に示すように時間～温度曲線の変曲点における接線が温度の基準を通る点をもって液相到達時間とした。



第6図 時間～温度曲線  
(オッシロペーパーの記録)

た。熱層の到達時間は温度曲線の立上り始めの点であるが、立上りが極めてゆるいので判定は實際上非常に困難である。しかしながら液相到達の理論値は、アルミニウムの場合を除くと実験値に近いがこれよりやや小さく、熱層到達時間の実験値より大きい。理論値の計算に用いた物性値はいずれも金属便覧によるもので、自ら測定した値ではないからこの点多少問題が残っている。また、接着剤は非常に薄い熱伝導率は小さいとした。この仮定は大体差支えないことが察せられる。

## 6. むすび

われわれはロケットまたは高速航空機の耐熱構造の一部に積層箔を利用できることに大きな期待をもっている。すなわち、特にアブレーションについては上記の方法の計算により、その厚さを設計上決定できること、現在各種の金属箔が工業的に入手できること、また、箔構造の工作が極めて容易であることなどの特徴をもっている。

なお、参考のために、積層箔として使用し得る材料の物性値を第3表に示す。

第3表 箔用材料の物性値

材料	比重 $\rho$ (gr/cm <sup>3</sup> )	比熱 $c$ (cal/gr°C)	溶解潜熱 $C_M$ (cal/gr)	溶解温度 $T_M$ (°C)	熱伝導率 $k$ (cal/cm·sec·°C)
Ti	4.54	0.126	52.2	1820	0.035
Ni	8.9	0.105	74	1455	0.22
Cu	8.3	0.1	50.6	1083	0.94
Zr	6.5	0.066	30.1	1750	0.05
Au	19.29	0.031	16.1	1063	0.71
Ag	10.53	0.056	25	960	1.0
Al	2.7	0.2	95	660	0.53
Mg	1.74	0.25	89	650	0.83
Sn	7.3	0.054	14.5	232	0.16
Pb	11.34	0.031	6.3	327	0.083
Mo	10.2	0.061	70	2625±50	0.35
Ta	16.6	0.036	—	2996±50	0.13

1961年8月14日 航空力学部