

航空技術研究所資料

TM-12

コーティングの断熱効果に関する実験

竹中幸彦・小川敏一・林 洋一

1963年3月

航空技術研究所

コーティングの断熱効果に関する実験*

竹中幸彦**・小川敏一**・林 洋一**

1. はしがき

超音速で大気中を飛行する機体は、空力加熱によって機体表面から加熱される。このような加熱によって表面から機体内部に伝達された熱は、機体構造の強度および剛性を低下させ、さらに、内部に搭載された各種機器類の性能を低下させる。したがって、超音速機体では軽くてしかも有効な防熱手段を講じなければ構造重量の増大を招き、機体の飛行性能を著るしく損なうことになる。このような防熱には、マッハ数の大小、大気中での飛行時間の長短等機体の種類および性能に応じて、それぞれの機体に最も適した方法手段が取られなければならないであろう。たとえば、ロケットのように短時間に急激に加速され、しかも大気中の飛行時間がきわめて短い機体に対しては、機体表面に断熱コーティングを施すことが防熱上特に有効であると考えられる。そこで、最高速度がマッハ数で 5.0 程度のロケットに対して最も適した断熱コーティングを見いだす目的で、各種コーティング板を赤外線ランプで輻射加熱する実験を行なった。ここでは、それについての解析ならびに実験結果について述べる。

2. コーティングの断熱特性

一般に空力加熱によって機体表面に流入する熱量は、単位時間、単位面積当り

$$q=h(T_{aw}-T_s) \quad (1)$$

で表わされる。ここで

h : 周囲気体より機体表面への熱の伝達率

T_{aw} : 断熱壁面温度

T_s : 機体表面温度

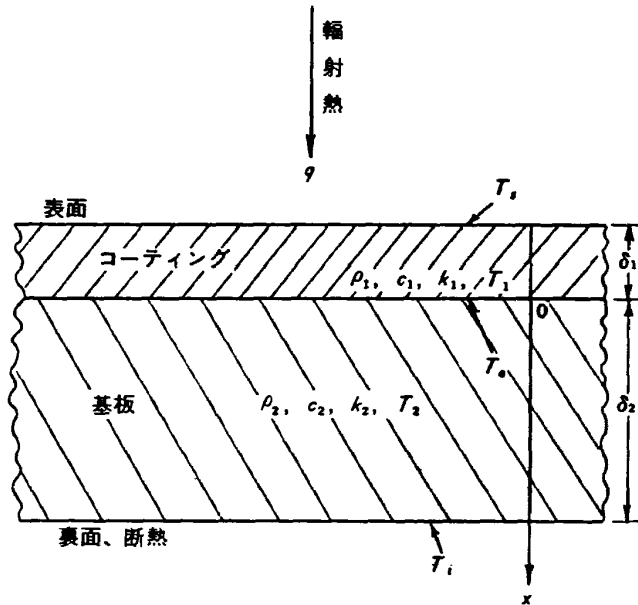
である。 h および T_{aw} はマッハ数、レイノルズ数、プラントル数等各種物理量の関数であるが、ある機体の速度および高度等が時間の関数として与えられれば、この h および T_{aw} も時間の関数として表わすことができる。したがって、このような機体に対するコーティングの断熱効果を調べる最も直接的な方法は、(1) 式を満足する熱量を与えて実験を行なうことである。(1) 式において、

* 昭和38年2月12日受付

** 機体部

T_s はコーティングの表面温度であるから、(1) 式の q を試料に与えるためにはなんらかの方法によって、薄いコーティング表面の温度変化を加熱中に測定することが必要である。しかしながら、このような温度測定は非常に困難であり、たとえ測定したとしてもその精度はきわめて悪いものとなるであろう。

そこで、それに代る方法として、第1図に示すように、裏面を断熱状態に保ったコーティング板



第1図 コーティング板の一定輻射熱による加熱

を時間的ならびに場所的に一定な熱量率で加熱し、その裏面の温度上昇を測定する方法が考えられる。次にこのような方法によって、コーティングの基本的な断熱特性が明らかにされる理由について述べよう。

第1図において、コーティングの表面温度 T_s が数百度以下で、材料の溶融、分解または昇華などがおこらず、かつ、その物性値の温度による変化が無視できる場合には、熱の流れは表面から裏面への一次元流れになる。いま

ρ_1, ρ_2 : コーティングおよび基板の密度 (g/mm^3)

c_1, c_2 : コーティングおよび基盤の比熱 ($\text{cal}/\text{g}\cdot^\circ\text{C}$)

a_1, a_2 : コーティングおよび基板の温度伝導率 (mm^2/s)

k_1, k_2 : コーティングおよび基板の熱伝導率 ($\text{cal}/\text{mm}\cdot\text{s}\cdot^\circ\text{C}$)

δ_1, δ_2 : コーティングおよび基板の厚さ (mm)

T_1, T_2 : コーティングおよび基板の温度 ($^\circ\text{C}$)

T_s : コーティングの表面温度 ($^\circ\text{C}$)

T_0 : コーティングと基板の境界温度 ($^\circ\text{C}$)

T_i : 基板の裏面温度 (°C)

q : 入射熱量率 (cal/mm²·s)

x : 板厚方向の座標, 原点はコーティングと基板との境界

t : 時間 (s)

とすれば, 熱伝導方程式は次のようになる。

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial T_1}{\partial t} &= a_1 \frac{\partial^2 T_1}{\partial x^2} \\ \frac{\partial T_2}{\partial t} &= a_2 \frac{\partial^2 T_2}{\partial x^2} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

この方程式を

初期条件, $t=0$: $T_1=T_2=0$

境界条件,

$$x=-\delta_1: k_1 \frac{\partial T_1}{\partial x} = -q$$

$$x=0: T_1=T_2, k_1 \frac{\partial T_1}{\partial x} = k_2 \frac{\partial T_2}{\partial x}$$

$$x=\delta_2: \frac{\partial T_2}{\partial x} = 0$$

のもとで, ラプラス変換を応用して解くと次のようになる。

$$T_1 = q \left[\frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{1 - 2(k_2/k_1)(x/\delta_2) + (a_2/a_1)(x/\delta_2)^2}{2(1+A)} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} - \frac{1+3A+(3+A)AB}{6(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} - \frac{\delta_2}{k_2} \sum_{n=1}^{\infty} C_n e^{-\mu_n t} \left(\cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} x + \frac{k_2}{k_1} \sqrt{\frac{a_1}{a_2}} \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} x \right) \right] \quad (3)$$

$$T_2 = q \left[\frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{\{1 - (x/\delta_2)\}^2}{2(1+A)} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} - \frac{1+3A+(3+A)AB}{6(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} - \frac{\delta_2}{k_2} \sum_{n=1}^{\infty} C_n e^{-\mu_n t} \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \left(1 - \frac{x}{\delta_2} \right) \right] \quad (4)$$

ただし μ_n は

$$\frac{k_1}{k_2} \sqrt{\frac{a_2}{a_1}} \tan \frac{\delta_1}{\sqrt{a_1}} \mu + \tan \frac{\delta_2}{\sqrt{a_2}} \mu = 0 \quad (5)$$

の n 次の正根であり,

$$A = c_1 \rho_1 \delta_1 / c_2 \rho_2 \delta_2$$

$$B = \left(\frac{\delta_1}{k_1} \right) / \left(\frac{\delta_2}{k_2} \right)$$

$$C_n = 2 / \left(\frac{\delta_2}{\sqrt{a_2}} \mu_n \right)^2 \left\{ (1+A) \cos \frac{\delta_2}{\sqrt{a_2}} \mu_n \cos \frac{\delta_1}{\sqrt{a_1}} \mu_n \right.$$

$$-\left(\frac{\delta_1}{\delta_2} + \frac{k_1}{k_2}\right)\sqrt{\frac{a_2}{a_1}}\sin\frac{\delta_2}{\sqrt{a_2}}\mu_n\sin\frac{\delta_1}{\sqrt{a_1}}\mu_n\left\}$$

である。(3), (4) 式より

$$\frac{\partial T_1}{\partial t} = q \left[\frac{1}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{\delta_2}{k_2} \sum C_n \mu_n^2 e^{-\mu_n^2 t} \left(\cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} x \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{k_2}{k_1} \sqrt{\frac{a_1}{a_2}} \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} x \right) \right] \quad (6)$$

$$\frac{\partial T_2}{\partial t} = q \left[\frac{1}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{\delta_2}{k_2} \sum C_n \mu_n^2 e^{-\mu_n^2 t} \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \left(1 - \frac{x}{\delta_2} \right) \right] \quad (7)$$

となる。 $\mu_n^2 > 0$ であるから、(6) および (7) 式の右辺第 2 項はいずれも時間 t の経過とともに急激に減少し、各部の温度上昇率は t の増加とともに

$$\frac{\partial T_1}{\partial t} = \frac{\partial T_2}{\partial t} \sim \frac{q}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} = \text{一定} \quad (8)$$

となる。また (3), (4) 式より、コーティング表面温度 T_s 、コーティングと基盤の境界温度 T_0 および基板の裏面温度 T_i は次式で表わされる。

$$T_s = q \left[\frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{1 + 3B + (3+A)AB}{3(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} \right. \\ \left. - \frac{\delta_2}{k_2} \sum_{n=1}^{\infty} C_n e^{-\mu_n^2 t} \left(\cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} \delta_1 - \frac{k_2}{k_1} \sqrt{\frac{a_1}{a_2}} \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} \delta_1 \right) \right] \quad (9)$$

$$T_0 = q \left[\frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{2 - (3+A)AB}{6(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} - \frac{\delta_2}{k_2} \sum_{n=1}^{\infty} C_n e^{-\mu_n^2 t} \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \right] \quad (10)$$

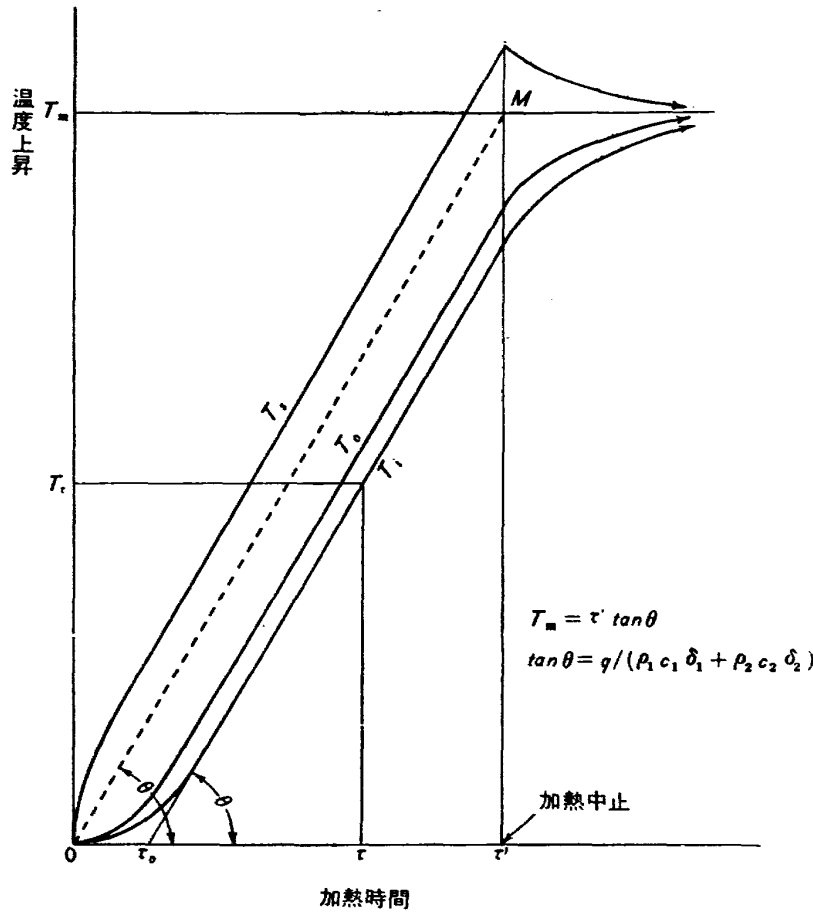
$$T_i = q \left[\frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} - \frac{1 + 3A + (3+A)AB}{6(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} - \frac{\delta_2}{k_2} \sum_{n=1}^{\infty} C_n e^{-\mu_n^2 t} \right] \quad (11)$$

(8)~(11) 式の関係から T_s 、 T_0 および T_i の時間的变化を図に表わすと一般に第 2 図に示すようになる。

さて、第 2 図の温度上昇曲線によって、コーティングの断熱特性を検討してみよう。コーティングの断熱効果が大であるということは、同一加熱率、同一基板に対して、同一加熱時間 τ に対する裏面温度上昇 T_r の値が小さいということである。この T_r の値を決定するものは第 2 図の定常温度上昇率 $\tan \theta$ と時間遅れを表わす τ_0 である。すなわち、 $\tan \theta$ の値が小さく、かつ、 τ_0 の大なるほどコーティングの断熱効果は大であるといえることができる。(8) 式から、定常温度上昇率は

$$\frac{dT_i}{dt} \sim \tan \theta = \frac{q}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2}$$

で表わされる。 q および $\rho_2 c_2 \delta_2$ は一定であるから、 $\rho_1 c_1 \delta_1$ つまり熱容量の大きなコーティング材料程断熱効果が大であることがわかる。また、同一の $\rho_1 c_1 \delta_1$ の値を与えるコーティングのうちで、比熱 c_1 の大きな材料程 $\rho_1 \delta_1$ の値が小さく、単位表面積当りの重量が小さくなる。次に τ_0 の値は



第2図 コーティング板の表面温度 T_s 、裏面温度 T_i およびコーティングの基板の境界温度 T_0 の時間的变化

(11) 式から

$$\tau_0 = \frac{1+3A+(3+A)AB}{6(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2(\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2)}{k_2} = \frac{1+3A+(3+A)AB}{6(1+A)} \cdot \frac{\rho_2 c_2 \delta_2^2}{k_2} \quad (12)$$

となる。よって $B = k_2 \delta_1 / k_1 \delta_2$ の値の大きいほど、すなわち、コーティングの熱伝導率 k_1 の値が小さい程 τ_0 の値は大きくなり、断熱効果は大となる。また (12) 式より

$$\frac{d\tau_0}{dA} = \frac{(2+3B+2AB+A^2B)}{6(1+A)^2} \cdot \frac{\rho_2 c_2 \delta_2^2}{k_2} > 0$$

となるから、 $A = \rho_1 c_1 \delta_1 / \rho_2 c_2 \delta_2$ が大なるほど、すなわち、コーティング材料の比熱 c_1 の値が大なるほど τ_0 の値は大となる。

以上のことから、コーティング材料としては比熱が大で熱伝導率の小さなものほど断熱効果が大で、かつ、重量も少ないということが結論される。

ただし、上述の $q = \text{一定}$ の条件で加熱する場合、 $t = t'$ の時間で加熱を中止すれば、第2図に示すように裏面温度はその後さらに上昇し、表面温度は降下して、ともに均一な一定温度 T_m に近づく。この T_m の値は、

$$T_m = q t' / (\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2) = \tau' \tan \theta \quad (13)$$

となる。したがって、 T_m の値を問題にする限りその値は、コーティングの熱容量のみによってきまり、熱伝導率に関係しないことになる。しかしながら、空力加熱の場合には、熱伝導率 k_1 の値の小さいほど (1) 式の表面温度 T_s の値は高くなり、それだけ入射熱量率 q の値が下がるので、やはり k_1 の小さな材料ほど断熱効果が大であるといえる。

3. コーティング板の輻射加熱による実験

前節で述べたコーティングの断熱特性に関する結論を実験的に確かめ、さらに、F. R. P. (強化プラスチック, Fiber Reinforced Plastics) のような新しい材料の断熱特性を調べるために、各種のコーティング板を赤外線ランプで輻射加熱する実験を行なった。

試験片の基板には、厚さ 1 mm および 2 mm のステンレスとアルミニウム板を用い、この表面を、アルミナ、ジルコニウムシリケート、酸化ジルコニウム、酸化クロム、アスベストおよび F. R. P. でそれぞれ被覆した。これらの材料の物性値を第 1 表に示し、コーティングと基板との組み合わせによる試験片の番号を第 2 表に示す。なお第 3 表には、用いた F. R. P. の仕様を示す。このようにして作った試料の表面状態は試験片ごとに異なり、その輻射熱吸収率には相当の開きがあると考えられる。そこで、これらの表面を墨汁で一様に黒化した。その結果は後に示すように、各試験片の輻射熱吸収率はほぼ同一となり、予期のとおりの結果を得た。各試験片の裏面中央にクロメル—アルメル熱電対を溶接またはアルミ半田付けした。

加熱には熱弾性予備実験装置を用い、加熱器は管型赤外線ランプ 8 本を 20 mm 間隔に平行に並らべたものを用いた。試験片と加熱器とは第 3 図に示すように配置し、その距離は 10 cm に固定

第 1 表 基板金属およびコーティング材料の物性値

名称 (略称)	Stainless steel	Aluminum alloy	Aluminum Oxide	Zirconium Silicate	Zirconium Oxide	Chrome Oxide	Asbestos	Fiberglass Reinforced Plastic (F.R.P)
組 成			98.6% Al_2O_3	65% ZrO_2 34% SiO_2	98% 石灰 安定 ZrO_2	85% Cr_2O_3		
結晶状態			gamma type	cubic ZrO_2 in siliceous glass	cubic ZrO_2	—		
線膨張率 $\times 10^{-6}/^{\circ}C$	20.2		7.4	7.1	8.5	9.0		
熱伝導率 kcal/m ² hr ² $^{\circ}C$	22.94	141	2.3	1.85	0.99	1.4		
密 度 g/cm ³	7.8	2.79	3.2	3.8	5	4.6	1.02	1.86
熔 融 点 $^{\circ}C$	1425		1980	1650	2480	1650		
比 熱 cal/g. $^{\circ}C$	0.11	0.211	0.28	0.18	0.175	0.2	(0.683)	(0.321)

- 注 1. Asbestos, FRP の密度は実測による
2. Asbestos, FRP の比熱はこの実験から求めたものである。

第2表 試験片番号

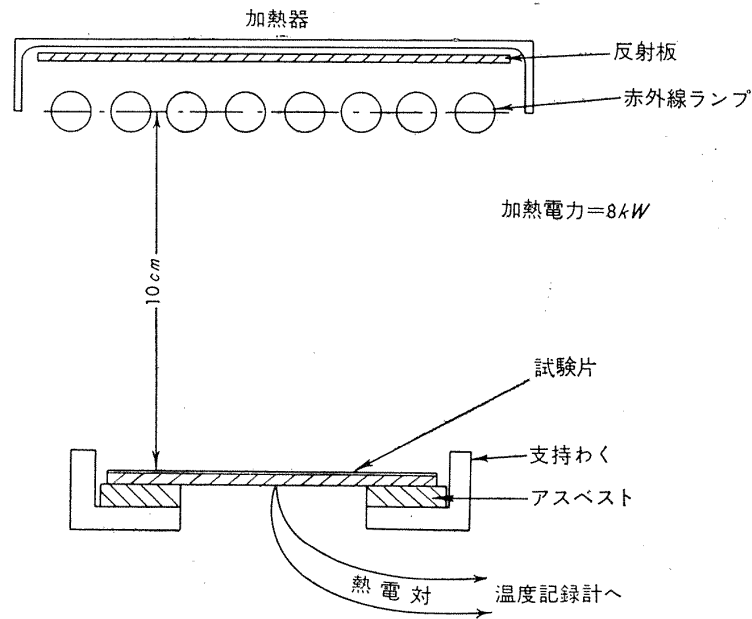
コーティング材料	基板金属 同上 厚さ (δ_2) コーティング厚さ (δ_1)	ステンレス	ステンレス	ステンレス	ステンレス	アルミ ニューウム	アルミ ニューウム	アルミ ニューウム
		2 mm	2 mm	1 mm	1 mm	2 mm	2 mm	1 mm
なし	0	101	201	301	401	501	601	701
アルミナ	mm 0.3	102	202	302	402	502	602	702
同上	0.5	103	203	303	403	503	603	703
ジルコニウム シリケート	0.3	104	204	304	404	504	604	704
同上	0.5	105	205	305	405	505	605	705
酸化ジルコニウム	0.3	106	206	306	406	506	606	706
同上	0.3	107	207	307	407	507	607	707
酸化クローム	0.3	108	208	308	408	508	608	708
同上	0.5	109	209	309	409	509	609	709
アスベスト	1.0	110	210	310	410	510	610	710
同上	2.0	111	211	311	411	511	611	711
FRP	1.0	112	212	312	412	512	612	712
同上	2.0	113	213	313	413	513	613	713

第3表 FRP 積層板の仕様

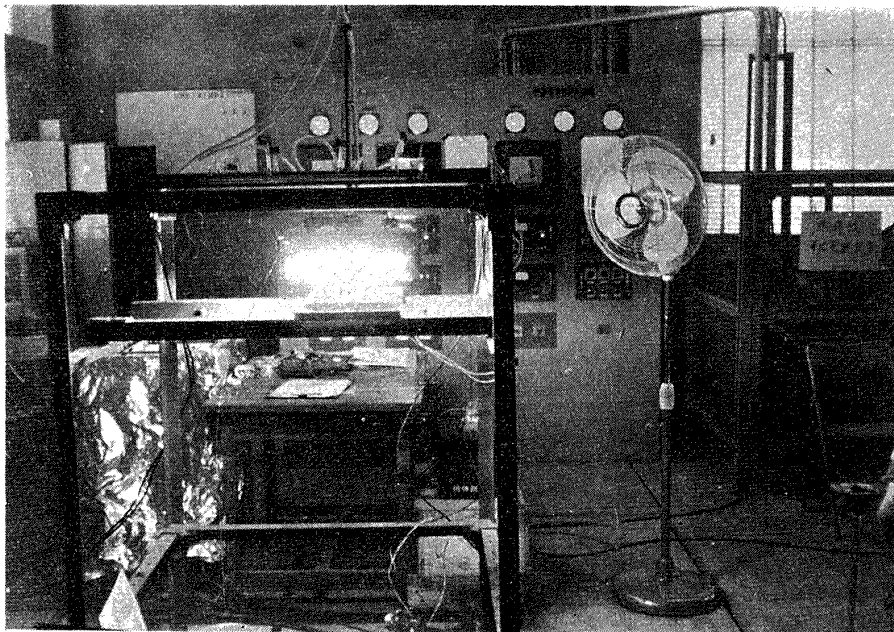
1. FRP 積層板規格
KAC 22-937 TY IV GRC CL4
2. 使用材料規格または化学名 (カッコ内は相当商品名)
 ガラス繊維: MIL-C-9084 B TY VII # 181
 (日東紡 EC-181-BHUAX)
 樹脂: KAC 22938 COAD AD
 (日本ライヒホールド POLYLITE ODR-165)
 触媒: 過酸化ベンゾイル ベースト
 充填剤: TT-A-566B 三酸化アンチモン
3. ガラス繊維使用枚数
積層板 1 mm 厚さ中にガラス繊維 4 枚を含む
4. 作業方法
基板に順次ガラス繊維を樹脂により接着積層して行く

注: KAC-Kawasaki Aircraft Company Specification

し、ランプを点灯後その出力が一定値に落ち着くまで試験片前面に遮蔽板を置き、後急激にそれを取り除いた。ランプ 8 本の出力はいつも 8 kW になるようにした。加熱実験中の写真を第 4 図に示す。熱電対は多ペンレコーダーに接続して温度記録をした。遮蔽板を取り除いてから後の温度上昇



第3図 加熱器と試験片の配置



第4図 熱弾性予備実験装置によるコーティング板の加熱実験中の模様

の記録結果を第5図～第11図に示す。これらの図からわかるように、各曲線とも、最初の短かい遷移期間および $150^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$ 以上の高温域を除けば、ほぼ直線的である。このとき入射した輻射熱量率は(8)式より

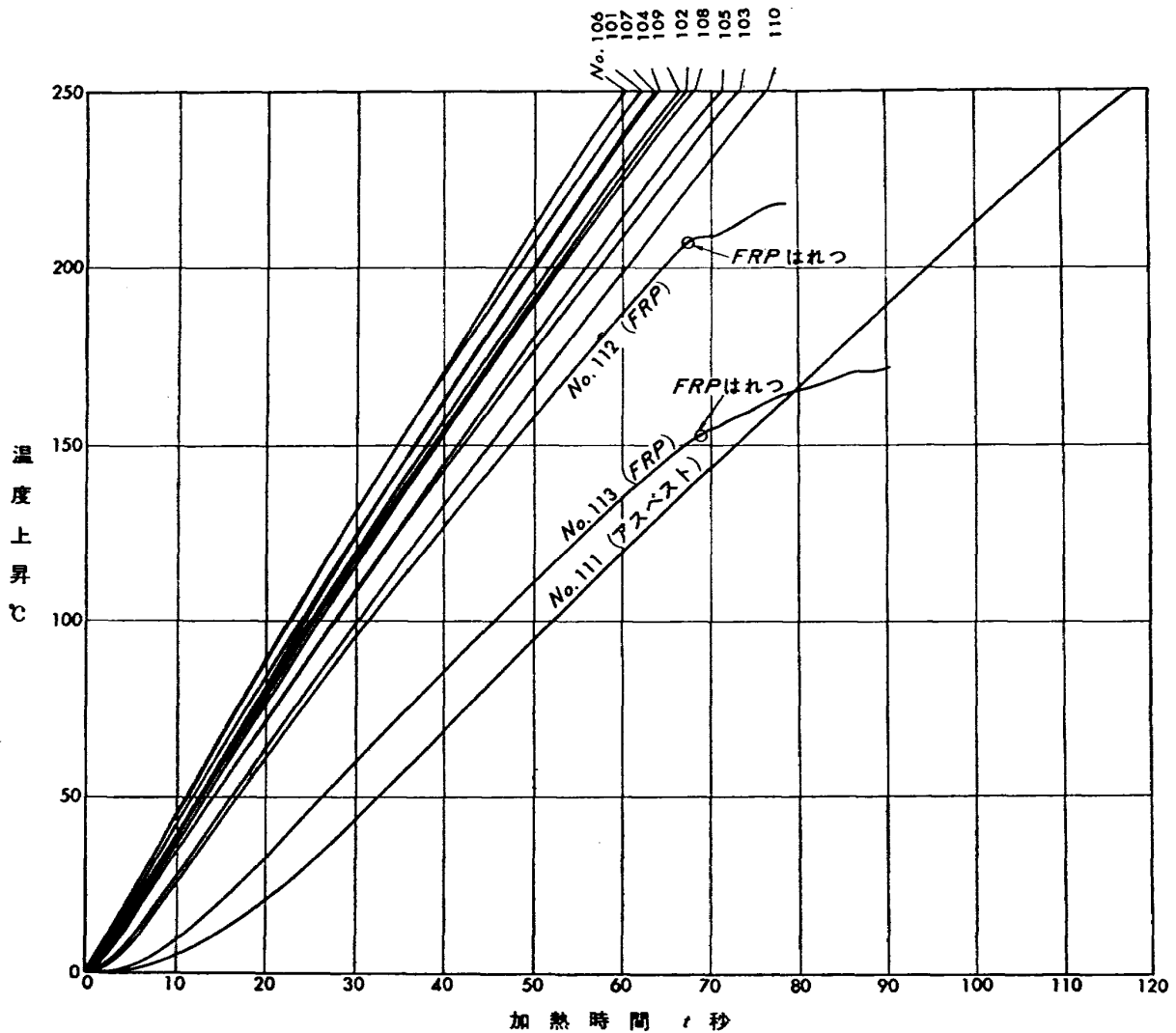
$$q = (\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2) (dT_i/dt) \quad (14)$$

であるから、試料の物性値がわかっているならば各曲線の定常温度上昇率 $\tan \theta = dT_i/dt$ を求めて、 q の値を計算することができる。このようにして求めた (dT_i/dt) の値と q の値を第4表に示す。この表を見てわかるように、 q の値は各試験片とも予想通りほぼ同一の値となり、その平均値は

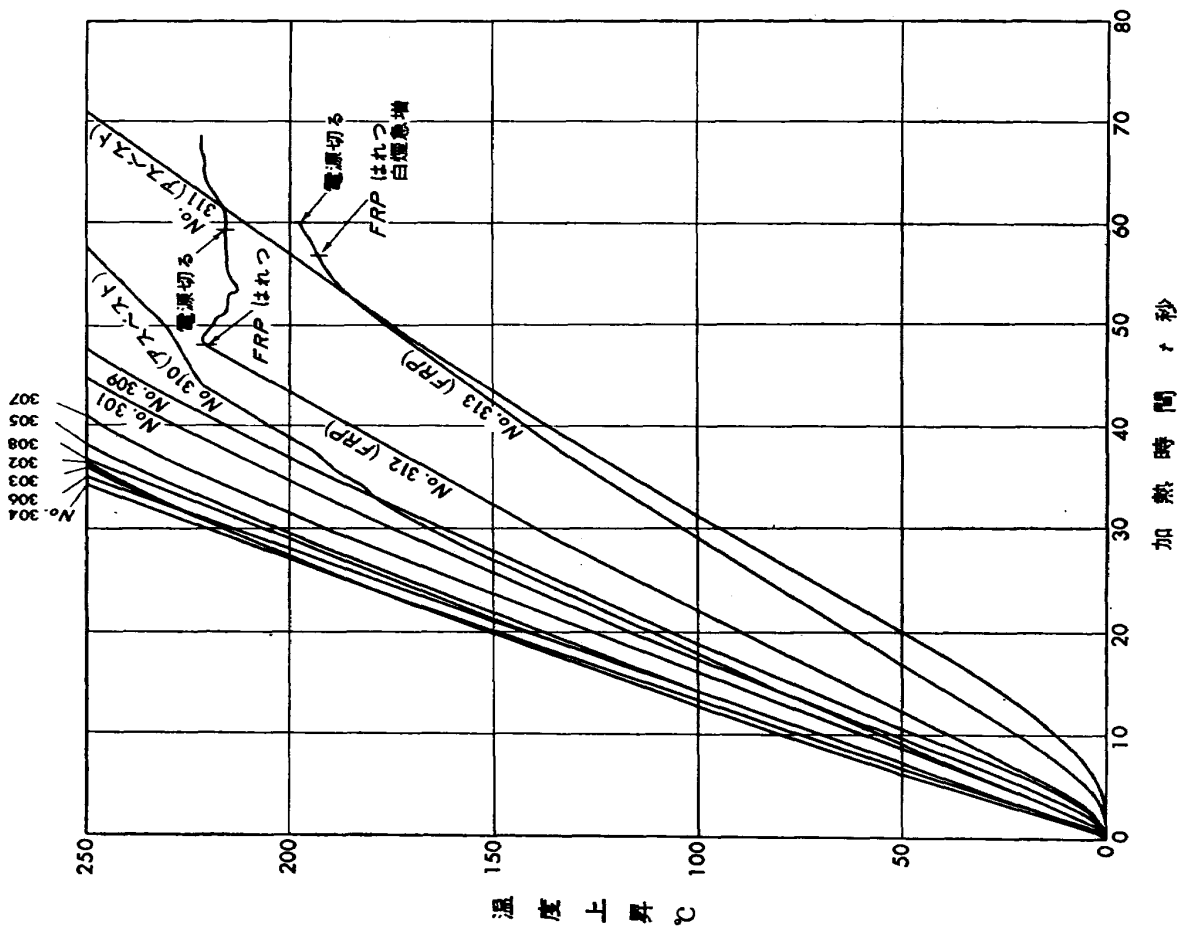
第4表 試験片に入射した熱量率

試験片番号	$\frac{dT_i}{dt}$ (°C/s)	$\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2$ (cal/mm ² ·°C)	q (cal/mm ² ·s)	試験片番号	$\frac{dT_i}{dt}$ (°C/s)	$\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2$ (cal/mm ² ·°C)	q (cal/mm ² ·s)
101	4.38	1.72×10^{-3}	7.53×10^{-3}	501	6.01	1.19×10^{-3}	7.15×10^{-3}
102	3.98	1.94	7.72	502	5.47	1.47	8.04
103	3.29	2.19	7.21	503	5.20	1.65	8.58
104	4.26	1.89	8.05	504	5.67	1.37	7.77
105	3.65	2.03	7.41	505	4.30	1.52	6.54
106	4.32	1.92	8.29	506	6.02	1.39	8.37
107	4.15	2.04	8.47	507	5.47	1.56	8.53
108	3.95	1.94	7.66	508	5.47	1.40	7.66
109	3.93	2.02	7.94	509	5.20	1.54	8.01
301	6.00	0.84×10^{-3}	5.04×10^{-3}	701	11.12	0.61×10^{-3}	6.78×10^{-3}
302	8.07	1.10	8.88	702	10.50	0.82	8.61
303	7.67	1.21	9.28	703	8.40	0.96	8.06
304	7.67	1.05	8.05	704	9.58	0.81	7.76
305	7.14	1.21	8.64	705	9.00	0.94	8.46
306	7.47	1.06	7.92	706	10.23	0.80	8.18
307	6.54	1.21	7.91	707	9.02	0.90	8.12
308	7.30	1.08	7.88	708	9.00	0.98	8.82
309	5.68	1.22	6.93	709	9.02	0.99	8.93

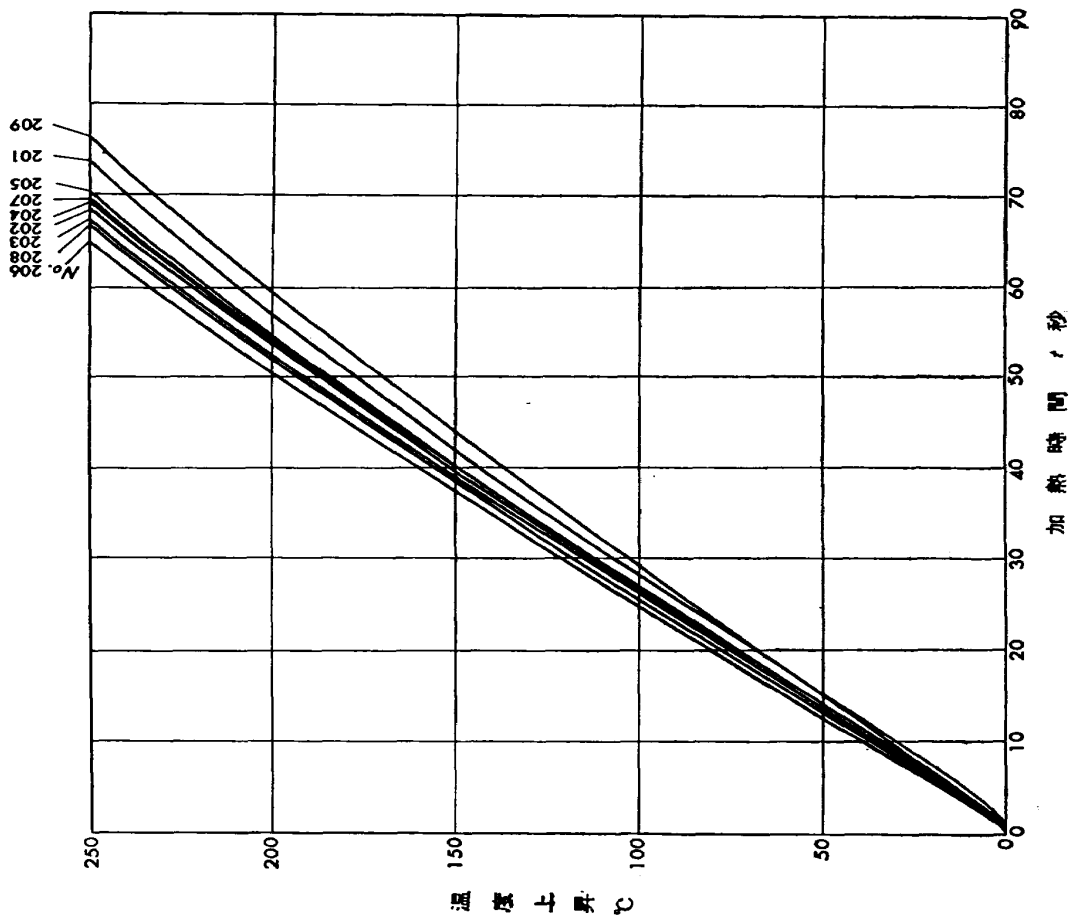
q の平均値 $\div 8.0 \times 10^{-3}$ cal/mm²·s



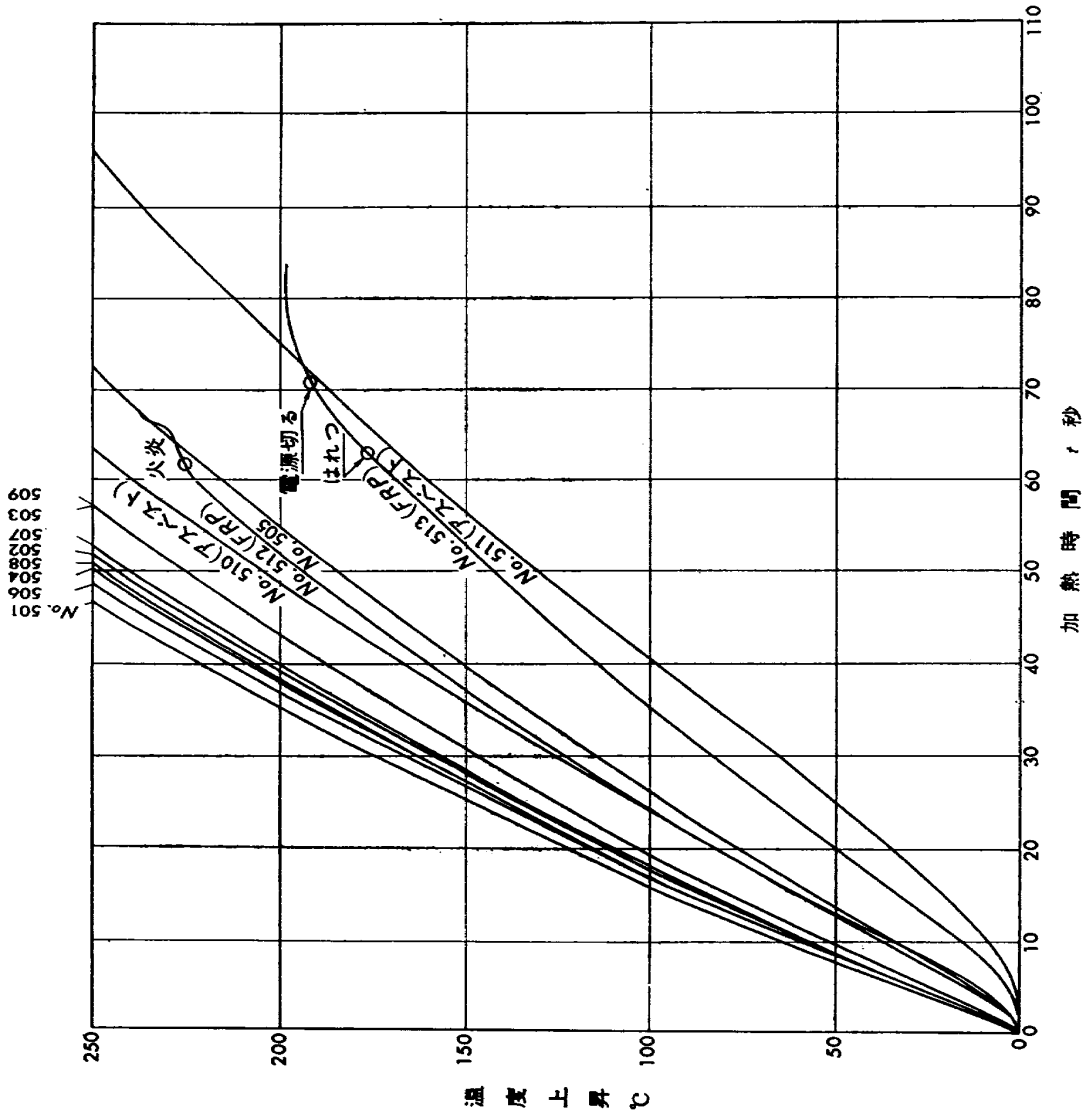
第5図 コーティング板の裏面温度上昇 (ステンレス, 板厚=2mm, ランプ出力=8kW)



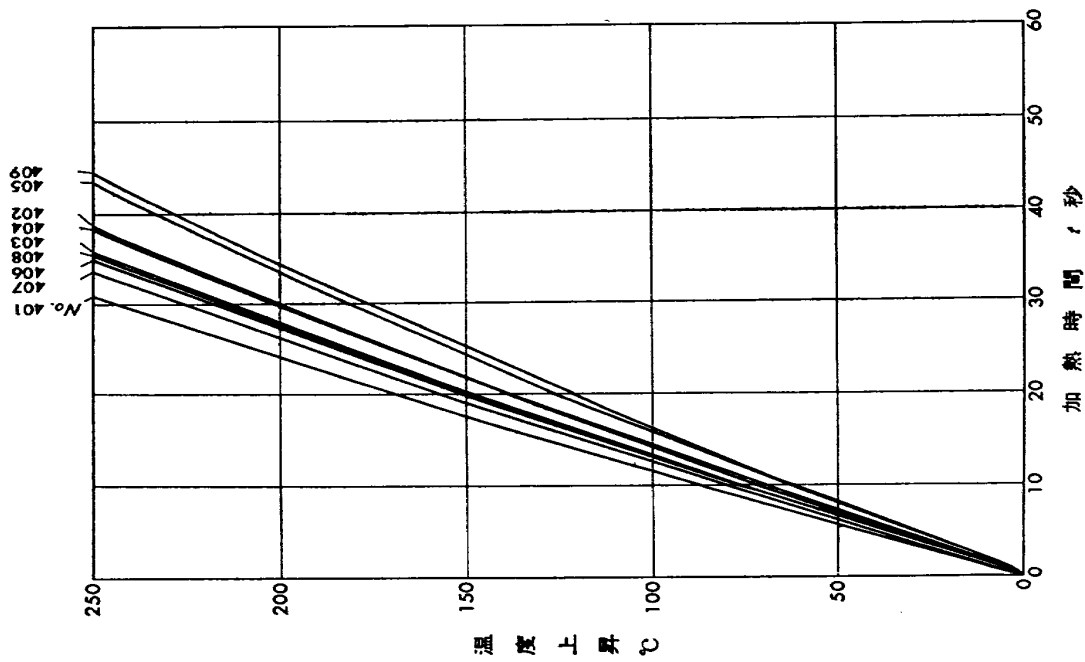
第7図 コーティング板の裏面温度上昇
(ステンレス, 板厚=1mm, ランプ出力=8kW)



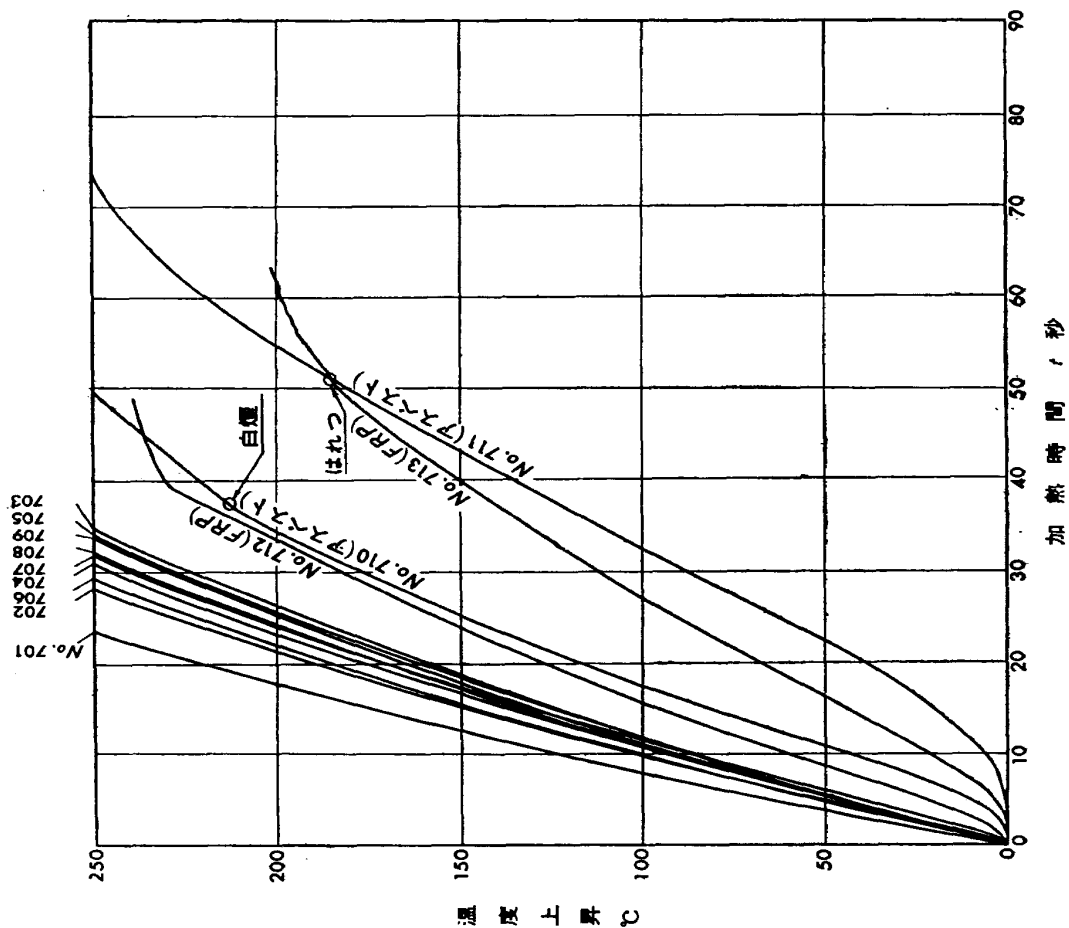
第6図 コーティング板の裏面温度上昇
(ステンレス, 板厚=2mm, ランプ出力=8kW)



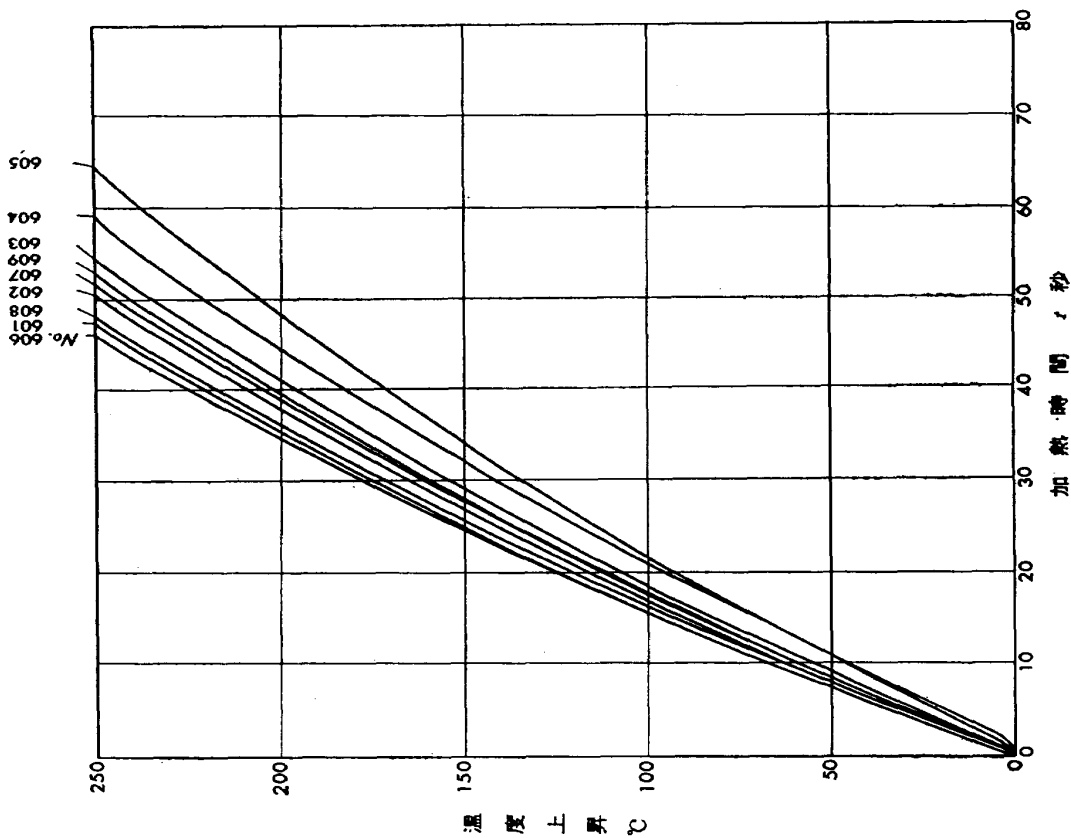
第9図 コーティング板の裏面温度上昇
(アルミニウム, 板厚=2mm, ランプ出力=8kW)



第8図 コーティング板の裏面温度上昇
(ステンレス, 板厚=1mm, ランプ出力=8kW)



第 11 図 コーティング板の裏面温度上昇
(アルミニウム, 板厚=1mm, ランプ出力=8kW)



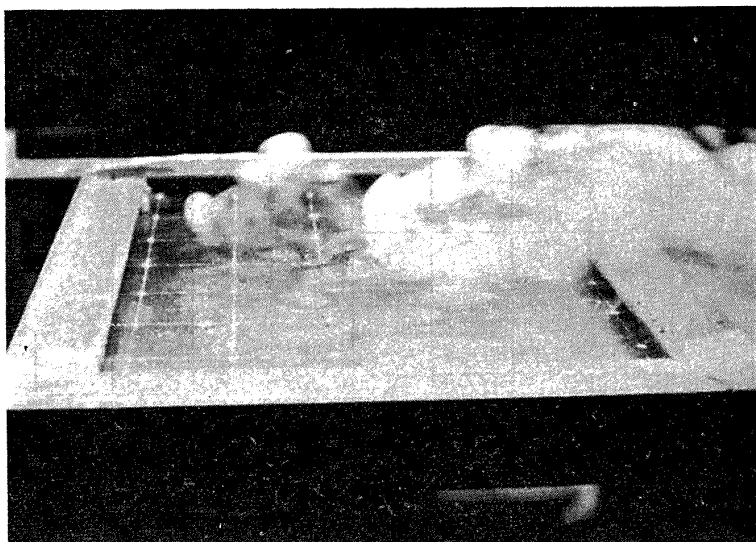
第 10 図 コーティング板の裏面温度上昇
(アルミニウム, 板厚=2mm, ランプ出力=8kW)

$8.0 \times 10^{-3} \text{ cal/mm}^2 \cdot \text{s}$ である。このことはこの実験条件が第2節で述べた境界条件をほぼ満足していることを示している。さて、 q の値が各試験片に対して一定であることがわかったので、逆にこの値を用い (13) 式から、比熱の不明であったアスベストと FRP の比熱の値を求めてみた。その結果

アスベストの比熱 = $0.683 \text{ cal/g} \cdot ^\circ\text{C}$

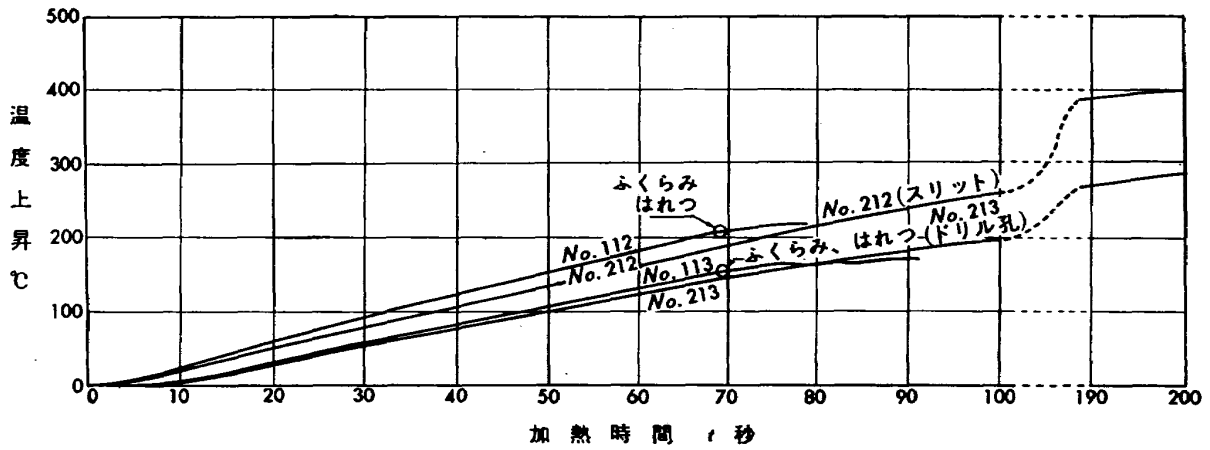
FRP の比熱 = $0.321 \text{ cal/g} \cdot ^\circ\text{C}$

となり、第1表に示すように試験したコーティング材料のうちで最も高い値を示した。このアスベストおよび FRP の比熱の値は、物理常数表などから得られる値よりもいずれもかなり高い値を示している。その理由は、両者ともすでに表面温度は分解、昇華の温度に達し、そのアブレーション (ablation) 効果が見掛上の比熱を大にしているためである。事実、実験中アスベストは煙を出し、実験後は表面が非常にもろくなった。また、FRP は実験中に盛んに白煙をあげ、ついに層間剝離を起こした。このようにアスベストは比熱が最大で、断熱特性がきわめて良好であるが、先に述べたように、加熱中に結晶水を失なって脆性化する^{ぜい}ので、高速気流中では表面から飛散するおそれがあり、コーティング材料として余り好ましいものではない。次に FRP は、層間剝離さえ起こさなければ、比熱こそアスベストに劣るが、そのアブレーション作用とともに断熱コーティングとして他の材料より優れている。この層間剝離を起こす原因は、分解したガスが層間にたまるためである。そこで、FRP コーティングに第12図に示すように等間隔にドリル孔を明けたものおよびスリッ

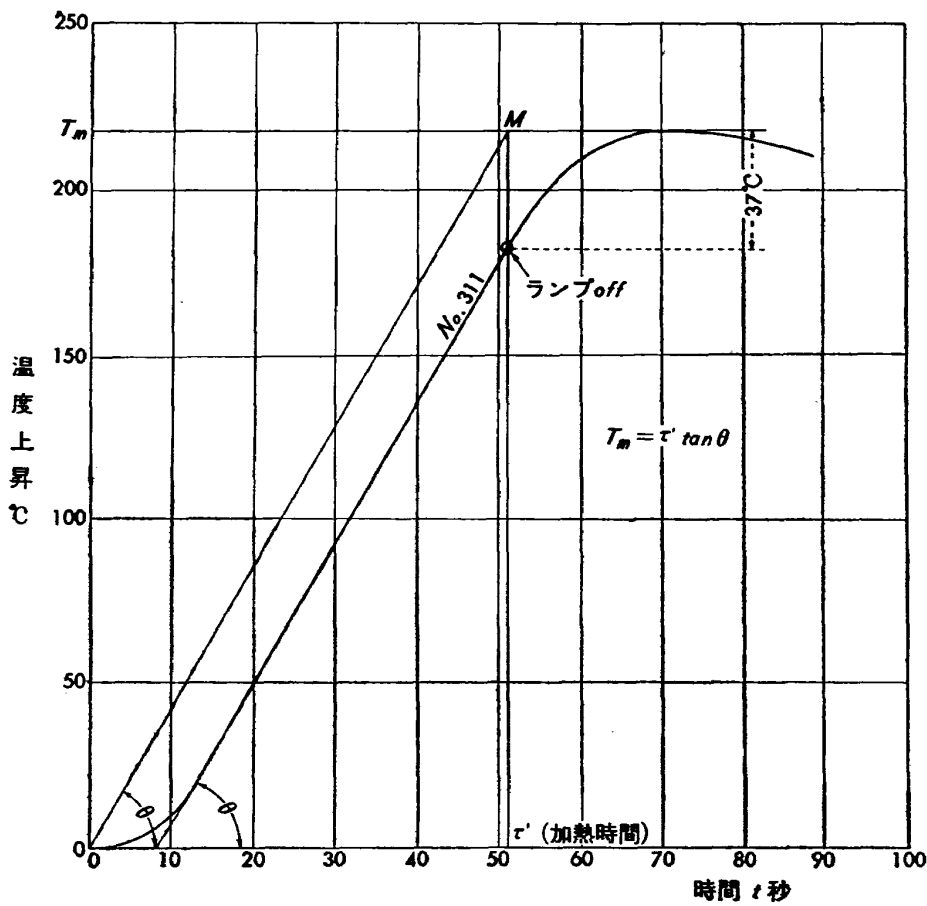


第12図 FRP コーティングにドリル孔を明けた試験片の加熱中の模様。最初白煙は孔から出て、ふくらみは生じない。

トを入れた試験片を作り加熱した。その温度上昇の記録を第13図に示す。この場合、最初白煙はドリル孔から盛んに出て層間剝離を起こさず、200秒の長時間加熱に対しても裏面温度を 300°C ないし 400°C 以下に保つことができた。



第 13 図 FRP コーティングにドリル孔またはスリットを入れた試験片とそのような加工をしない試験片の裏面温度上昇の比較 (ランプ出力=8kW)



第 14 図 裏面の最高温度 T_m と加熱時間 τ' および定常温度上昇率との関係を示す一実験例

なお、(13) 式の関係は、第 14 図に示すように、実験的にも正確に成り立つことが示された。

4. ま と め

空力加熱を受ける超音速機体の防熱のために、機体表面に施されるコーティングの材料としては、どのような特性を有するものが最も適当かについて考察し、さらに、各種コーティング板を輻射熱

で加熱する実験を行なった。その結果、比熱が大でしかも熱伝導率の小さな材料程重量も少なく断熱特性がよいことがわかり、このことは実験的にも確かめられた。試験したコーティング材料のうちでアスベストが最も比熱大であるが、加熱中に脆性化するのでコーティングとしては余り好ましくないことがわかった。FRP は比熱がアスベストより劣るが、ドリルなどで適当なガス抜き孔を明けたものは、そのアブレーション作用とともに断熱特性が最も優れていることが判明した。

本実験は、川崎航空機株式会社の依頼によって行なったものであり、試験片はすべて同社で製作されたものである。実験には、川崎航空機株式会社の松原秀雄技師および熱弾性研究室の山口謙二君が参加した。

<p>NAL TM-12 航空技術研究所 コーティングの断熱効果に関する実験</p> <p>1963年2月 15ページ</p> <p>空力加熱を受ける超音速機の機体表面に施すコーティングの断熱特性についての考察, ならびに各種コーティング板の赤外線ランプによる輻射加熱実験について述べる。一般にコーティング材料としては, 比熱が大で熱伝導率が小さいものほど断熱効果が大であること, ならびに実験したコーティングのうちでは, 適当なガス抜き孔を設けたFRPがそのアブレション作用とともに最も断熱特性にすぐれていることが結論された。</p>	<p>I. 竹中幸彦 小川 鈺一 林 洋一</p> <p>II. NAL TM-12</p> <p>III. 536.21 : 621-758</p>	<p>NAL TM-12 航空技術研究所 コーティングの断熱効果に関する実験</p> <p>1963年2月 15ページ</p> <p>空力加熱を受ける超音速機の機体表面に施すコーティングの断熱特性についての考察, ならびに各種コーティング板の赤外線ランプによる輻射加熱実験について述べる。一般にコーティング材料としては, 比熱が大で熱伝導率が小さいものほど断熱効果が大であること, ならびに実験したコーティングのうちでは, 適当なガス抜き孔を設けたFRPがそのアブレション作用とともに最も断熱特性にすぐれていることが結論された。</p>	<p>I. 竹中幸彦 小川 鈺一 林 洋一</p> <p>II. NAL TM-12</p> <p>III. 536.21 : 621-758</p>
<p>NAL TM-12 航空技術研究所 コーティングの断熱効果に関する実験</p> <p>1963年2月 15ページ</p> <p>空力加熱を受ける超音速機の機体表面に施すコーティングの断熱特性についての考察, ならびに各種コーティング板の赤外線ランプによる輻射加熱実験について述べる。一般にコーティング材料としては, 比熱が大で熱伝導率が小さいものほど断熱効果が大であること, ならびに実験したコーティングのうちでは, 適当なガス抜き孔を設けたFRPがそのアブレション作用とともに最も断熱特性にすぐれていることが結論された。</p>	<p>I. 竹中幸彦 小川 鈺一 林 洋一</p> <p>II. NAL TM-12</p> <p>III. 536.21 : 621-758</p>	<p>NAL TM-12 航空技術研究所 コーティングの断熱効果に関する実験</p> <p>1963年2月 15ページ</p> <p>空力加熱を受ける超音速機の機体表面に施すコーティングの断熱特性についての考察, ならびに各種コーティング板の赤外線ランプによる輻射加熱実験について述べる。一般にコーティング材料としては, 比熱が大で熱伝導率が小さいものほど断熱効果が大であること, ならびに実験したコーティングのうちでは, 適当なガス抜き孔を設けたFRPがそのアブレション作用とともに最も断熱特性にすぐれていることが結論された。</p>	<p>I. 竹中幸彦 小川 鈺一 林 洋一</p> <p>II. NAL TM-12</p> <p>III. 536.21 : 621-758</p>

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平木 一, 清水福寿 橋本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー I	1962年2月	樋口一雄, 戸川隼人 三好甫, 高橋利之 能美力, 板垣芳雄 鳥海良三, 佐藤保子
TM- 4	18 cm×20 cm超音速風洞について	1962年5月	長洲秀夫, 伝田幸雄
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年8月	細川 巖
TM- 6	18 cm×18 cm 遷音速風洞整備試験	1962年8月	橋本 登, 井上政一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年8月	竹内和之, 山根皓三郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年9月	池田為治, 坂元思無邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年2月	甲藤好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年2月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永井文雄

注：欠番は配布先を限定したものの。

航空技術研究所資料12号

昭和38年3月発行

発行所 航空技術研究所
東京都三鷹市新川700
電話武蔵野(0422)(3)5171(代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町1の53
