

UDC 536.21

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-81

FRP コーティングの断熱特性

竹中幸彦・江川幸一・小川鉦一

1965年1月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第 I 報) — 壁温が時間と流向距離のみによる場合 — Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963 年 10 月	林 二 識
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963 年 10 月	三 好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor which Has a Boss	1963 年 11 月	佐 藤 和 郎, 永 井 文 雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空 気力の測定 (第 I 報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963 年 11 月	中 村 泰 治, 田 辺 義 一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of a Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	January 1964	Takao ISHII Mitsunori YANAGISAWA
TR-58	高度 500 フィートないし 10,000 フィートに おける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964 年 1 月	竹 内 和 之, 小 野 幸 一 山 根 皓 三 郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその特性 The Magnetic Tape Reduction System and Its Performance	1964 年 1 月	田 畑 浄 治, 中 正 夫 山 本 芳 樹, 三 浦 雅 男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings of Variable Thickness	1964 年 1 月	塙 武 敏, 越 出 慎 一 戸 川 隼 人, 川 井 忠 彦
TR-61	後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼の遷 音速におけるフラッタ特性におよぼすマッ ハ数の影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Tran- sonic Flutter Characteristics of Thin Can- tilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964 年 2 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of End-plates at Supersonic Speed	1964 年 2 月	尾 形 吉 和
TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow	1964 年 3 月	小 橋 安 次 郎, 遠 藤 浩 北 村 清 美
TR-64	航空力学における磁わい計器の応用 Some Developments of the Magnetostriction Type Measuring Instruments for the Study of Aircraft Dynamics	1964 年 3 月	幸 尾 治 朗
TR-65	非定常境界層の安定に関する実験 An Experimental Investigation of Stability Characteristics of Unsteady Laminar Boundary Layer	1964 年 7 月	小 橋 安 次 郎, 恩 地 瑛
TR-66	変分法による平板翼の撓み, 振動解における 自然境界条件の数値的吟味 (片持平板翼の 場合) Numerical Examination on the Fulfilment of Natural Boundary Conditions by the Approximate Solutions for Bending and Vibration of Thin Elastic Plates based on the Rayleigh-Ritz's Procedure (in Case of Cantilevered Wing Plates)	1964 年 6 月	川 井 忠 彦, 塙 武 敏 越 出 慎 一, 戸 川 隼 人 落 合 薫
TR-67	プラズマ発生装置の諸特性 Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma Generator	1964 年 4 月	井 上 建 二, 野 村 茂 昭
TR-68	回転翼の線型理論 (I) Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (I)	1964 年 6 月	市 川 輝 雄
TR-69	高速軸流タービンの研究 (I) An Investigation of the High Speed Axial Flow Turbine (I)	1964 年 7 月	鳥 崎 忠 雄, 能 瀬 弘 幸 森 田 光 男

# FRP コーティングの断熱特性\*

竹中幸彦\*\*・江川幸一\*\*・小川 勉一\*\*

## Thermal Insulation Characteristics of FRP Coating

By Yukihiro TAKENAKA, Koichi EGAWA  
and Koichi OGAWA

FRP is used as thermal insulation material for rocket body and nozzle. The thermal insulation characteristics of FRP depend on its fabrication condition as well as its composing ratio of glass fiber and resin.

A new method is proposed in this paper to determine these characteristics of FRP coating, as fabricated.

It is illustrated that thermal insulation characteristics of FRP coating which is coated on the base metal plate having known physical constants, such as density, specific heat and heat conductivity, are determined from measurement of back side temperature variation of coating plate of which surface is heated under uniform and constant radiant heat.

### 1. ま え が き

FRP は他の材料に比較して比強度が大で、かつ熱的特性にすぐれているので、ロケットおよび超音速機の構造材料として、また、防熱または断熱材料として広く利用されている。しかしながら、FRP は一般に樹脂とガラス繊維との混合比およびその成型条件などによって強度、剛性および熱的諸特性がかなり大幅に変化するという好ましくない性質をもっている。したがって、FRP を金属表面にコーティングして断熱または防熱作用を行なう場合、コーティングされたままの状態、その断熱特性を明らかにすることができれば好つごうである。ここでは、アブレーションを含めた FRP コーティングの断熱特性を求めるための方法として、赤外線ランプを用いた輻射加熱による方法について考察し、さらにその実験結果について述べる。

### 2. 表面から一定の熱量率で加熱されるコーティング板の温度

比重、比熱、熱伝導率などの物性値が既知の金属基板に、これらの物性値が未知なコーティングを施した場合、この未知の物性値ならびにアブレーションを含めたコーティングの断熱特性を求

---

\* 昭和 39 年 12 月 16 日受付

\*\* 機体第一部

めるために現在種々の方法，たとえば，プラズマジェットまたは燃焼ガスによる方法などが用いられている。しかし，ここではより簡単にこれらの値を求めることのできる輻射加熱による方法，すなわち図1に示すように，裏面を断熱状態に保ったコーティング板を，時間的に一定でかつ場所的

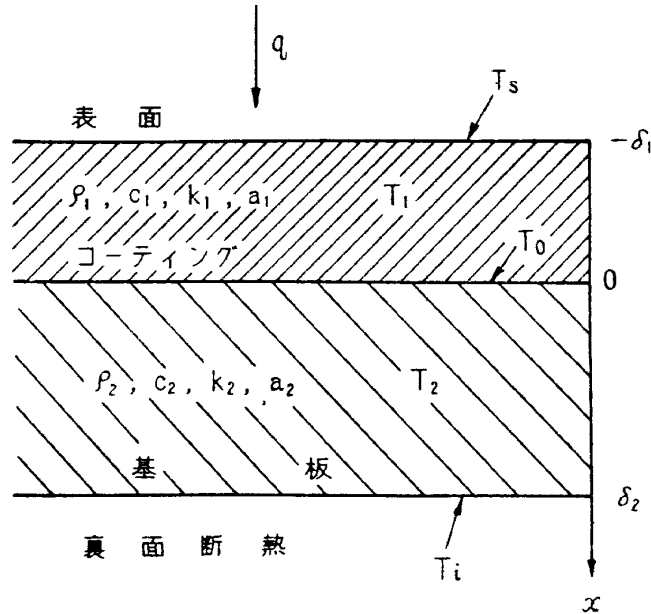


図1 コーティング板の輻射加熱

にも一様な加熱率で，表面から加熱したときの基板の裏面温度の変化からこれらの値を求める方法について考えてみよう。

このような加熱を受けるコーティング板の温度変化の状態は，次の二つの段階に分けて考えることができる。すなわち (1) コーティングの表面温度がその材料の気化または溶融温度（アブレーション温度  $T_a$ ）以下の状態。(2) 表面温度がアブレーション温度に到達した後の状態。いま，これらの二つの段階におけるコーティング板の温度変化について考えてみよう。

(1) コーティングの表面温度がアブレーション温度  $T_a$  以下の場合

この場合には，表面から入射した熱量はすべてコーティング板に吸収され，熱の流れは板厚方向の一次元流れとなり，物性値の温度による変化を無視すれば，その熱伝導方程式は次に示すようになる。

$$\left. \begin{aligned} \partial T_1 / \partial t &= a_1 (\partial^2 T_1 / \partial x^2) \\ \partial T_2 / \partial t &= a_2 (\partial^2 T_2 / \partial x^2) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

ここで，

$T_1, T_2$ : コーティングおよび基板の温度 (°C)

$T_s$ : コーティングの表面温度 (°C)

$T_0$ : コーティングと基板の境界温度 (°C)

$T_i$ : 基板の裏面温度 ( $^{\circ}\text{C}$ )

$\rho_1, \rho_2$ : コーティングおよび基板の比重量 ( $\text{g}/\text{mm}^3$ )

$c_1, c_2$ : // の比熱 ( $\text{cal}/\text{g}\cdot^{\circ}\text{C}$ )

$k_1, k_2$ : // の熱伝導率 ( $\text{cal}/\text{mm}\cdot\text{s}\cdot^{\circ}\text{C}$ )

$a_1, a_2$ : // の温度伝導率 ( $\text{mm}^2/\text{s}$ )

$t$ : 時間 ( $\text{s}$ )

$x$ : 板厚方向の座標。原点はコーティングと基板との境界

$q$ : 入射熱量率 ( $\text{cal}/\text{mm}^2\cdot\text{s}$ )

$S$ : 試料の表面積

である。(1) 式を

初期条件

$$t=0: T_1=T_2=0$$

境界条件

$$x=-\delta_1: k_1(\partial T_1/\partial x)=-q$$

$$x=0: T_1=T_2, k_1(\partial T_1/\partial x)=k_2(\partial T_2/\partial x)$$

$$x=\delta_2: \partial T_2/\partial x=0$$

のもとで、ラプラス変換を用いて解くと

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

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

ただし  $\mu_n$  は

$$\frac{k_1}{k_2} \sqrt{\frac{a_2}{a_1}} \tan \frac{\delta_1}{\sqrt{a_1}} \mu + \tan \frac{\delta_2}{\sqrt{a_2}} \mu = 0 \quad (4)$$

の  $n$  次の正根であり

$$A = \rho_1 c_1 \delta_1 / \rho_2 c_2 \delta_2 \quad (5)$$

$$B = \left( \frac{\delta_1}{k_1} \right) / \left( \frac{\delta_2}{k_2} \right) \quad (6)$$

$$C_n = 2 \left/ \left( \frac{\delta_2}{\sqrt{a_2}} \mu_n \right)^2 \right\} \left\{ (1+A) \cos \frac{\delta_2}{\sqrt{a_2}} \mu_n \cos \frac{\delta_1}{\sqrt{a_1}} \mu_n - \left( \frac{\delta_1}{\delta_2} + \frac{k_1}{k_2} \right) \sqrt{\frac{a_2}{a_1}} \sin \frac{\delta_2}{\sqrt{a_2}} \mu_n \sin \frac{\delta_1}{\sqrt{a_1}} \mu_n \right\} \quad (7)$$

である。したがって、コーティングの表面温度  $T_s$ 、コーティングと基板の境界温度  $T_0$  および基板の裏面温度  $T_i$  はそれぞれ次に示すようになる。

$$T_s = q \left[ \frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{1+3B+(3+A)AB}{3(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} - \frac{\delta_2}{k_2} \sum_{n=1}^{\infty} C_n e^{-\mu_n^2 t} \left( \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} \delta_1 - \frac{k_2}{k_1} \sqrt{\frac{a_1}{a_2}} \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} \delta_1 \right) \right] \quad (8)$$

$$T_0 = q \left[ \frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{2-(3+A)AB}{6(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} - \frac{\delta_2}{k_2} \sum_{n=1}^{\infty} C_n e^{-\mu_n^2 t} \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \right] \quad (9)$$

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

また (2) および (3) 式より

$$\frac{\partial T_1}{\partial t} = q \left[ \frac{1}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{\delta_2}{k_2} \sum_{n=1}^{\infty} C_n \mu_n^2 e^{-\mu_n^2 t} \left( \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} x + \frac{k_2}{k_1} \sqrt{\frac{a_1}{a_2}} \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \sin \frac{\mu_n}{\sqrt{a_1}} x \right) \right] \quad (11)$$

$$\frac{\partial T_2}{\partial t} = q \left[ \frac{1}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{\delta_2}{k_2} \sum_{n=1}^{\infty} C_n \mu_n^2 e^{-\mu_n^2 t} \cos \frac{\mu_n}{\sqrt{a_2}} \delta_2 \left( 1 - \frac{x}{\delta_2} \right) \right] \quad (12)$$

となる。(8)~(12) 式において、 $\mu_n^2 > 0$  であるから、 $e^{-\mu_n^2 t}$  を含む項は時間  $t$  の経過とともに急激に減衰する。したがって、加熱開始からある遷移時間後には

$$T_s = q \left[ \frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{1+3B+(3+A)AB}{3(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} \right] \quad (13)$$

$$T_0 = q \left[ \frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} + \frac{2-(3+A)AB}{6(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} \right] \quad (14)$$

$$T_i = q \left[ \frac{t}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} - \frac{1+3A+(3+A)AB}{6(1+A)^2} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} \right] \quad (15)$$

$$\frac{dT_1}{dt} = \frac{dT_2}{dt} = \frac{q}{\rho_1 c_1 \delta_1 + \rho_2 c_2 \delta_2} = \frac{q}{\rho_2 c_2 \delta_2 (1+A)} = \text{一定} \quad (16)$$

となり、 $T_s$ 、 $T_0$  および  $T_i$  の時間的変化は図 2 に示すようになる。すなわち、加熱初期の遷移期間をすぎれば、表面温度がアブレーション温度に達するまでは、 $T_s$ 、 $T_0$  および  $T_i$  は互いに平行な直線にそって上昇し、その上昇率は入射熱量率に比例し、コーティング板の熱容量に反比例する。このような準定常状態においては、表面と裏面の温度差および境界温度と裏面温度の差はそれぞれ

$$\Delta T_1 = T_s - T_i = \frac{1+B(A+2)}{2(1+A)} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} q \quad (17)$$

$$\Delta T_2 = T_0 - T_i = \frac{1}{2(1+A)} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} q \quad (18)$$

となり、いずれも時間に対して一定不変な値となる。

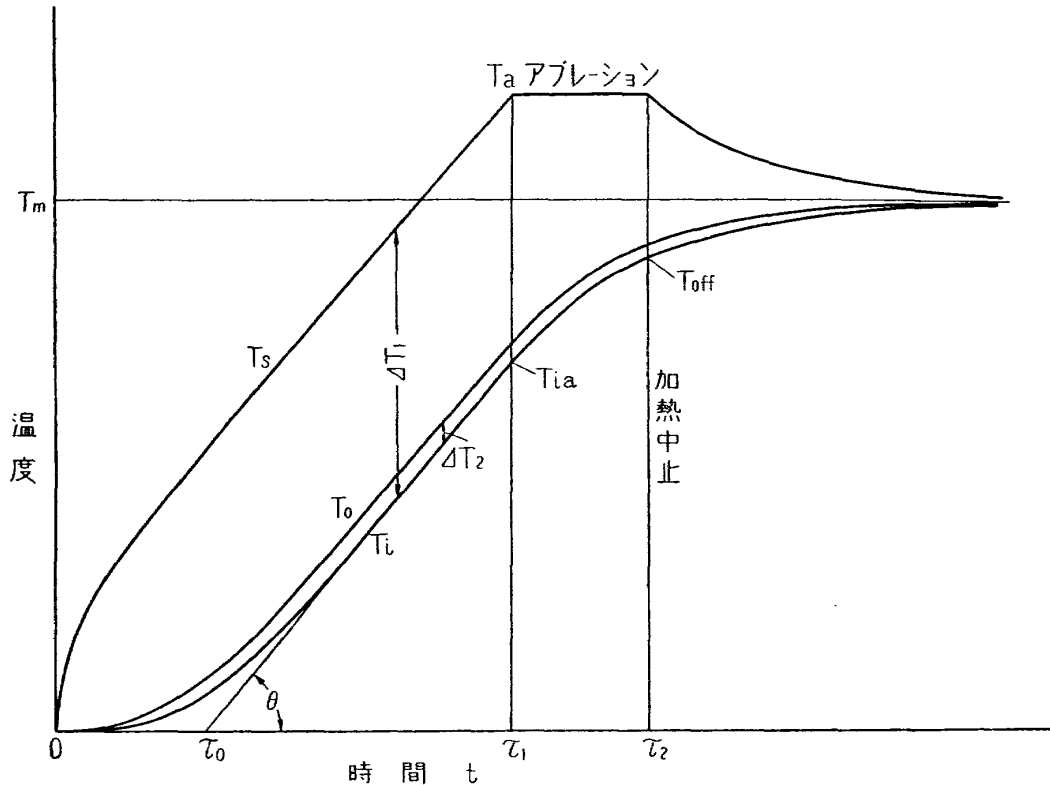


図 2 コーティング表面、コーティングと基板の境界および基板裏面温度の変化

## (2) コーティングの表面温度がアブレーション温度に到達した後の状態

表面温度が  $T_a$  に到達すれば、表面からアブレーションが始まり、以後入射した熱量の大部分は、このアブレーションによって外部に取り去られるが、新たに生じた表面の温度は常に一定値  $T_a$  に保たれる。また一部板内に流入した熱は、板内温度を  $T_a$  に近づけるために消費される。

このようなアブレーションをしばらく続けた後に加熱を中止すれば、以後熱伝導により表面温度は低下し、裏面温度はさらに上昇を続け、コーティング板内の各部の温度は時間の経過とともにしだいに一様な温度  $T_m$  に近づく。

したがって、 $T_s$ 、 $T_0$  および  $T_i$  の変化は図 2 に示すような経過をたどることになる。

## 3. コーティングの断熱特性値の求め方

上述のようなコーティング板の温度変化のうちで、最も正確に測定できるのは基板の裏面温度  $T_i$  の変化である。そこで、この測定された  $T_i$  の時間的变化から、コーティングの断熱特性値を

求める方法について考えてみることにしよう。

(1) 単位容積当りの熱容量  $\rho_1 c_1$  および比熱  $c_1$

図 2 において、準定常状態における温度上昇率は (16) 式より

$$dT_i/dt = \tan \theta = q / \rho_2 c_2 \delta_2 (1 + A)$$

であるから、 $q$  が既知であれば、この温度上昇率の測定値から  $A = \rho_1 c_1 \delta_1 / \rho_2 c_2 \delta_2$  の値、すなわち  $\rho_1 c_1 \delta_1$  の値を求めることができる。したがって、 $\delta_1$  が与えられておれば  $\rho_1 c_1$  (cal/mm<sup>3</sup>・°C) の値が得られ、さらに  $\rho_1$  の値が測定されているならば比熱  $c_1$  の値を求めることができる。

(2) 熱伝導率  $k_1$

図 2 において、準定常な温度上昇の直線の延長が、時間軸を切る点を  $\tau_0$  とすれば、(15) 式より

$$\tau_0 = \frac{1 + 3A + (3 + A)AB}{6(1 + A)} \cdot \frac{\rho_2 c_2 \delta_2^2}{k_2} \quad (19)$$

である。したがって、

$$B = \frac{k_2 \delta_1}{k_1 \delta_2} \left\{ \frac{6\tau_0(1 + A)k_2}{\rho_2 c_2 \delta_2^2} - (1 + 3A) \right\} / (3 + A)A \quad (20)$$

となる。この式に、測定された  $\tau_0$  の値と、さきに求めた  $A$  の値を代入すれば  $B$  の値を求めることができ、それから  $k_1$  を得ることができる。

(3) 準定常状態における表面温度

(17) 式より

$$T_s = T_i + \Delta T_1 = T_i + \frac{1 + B(A + 2)}{2(1 + A)} \cdot \frac{\delta_2}{k_2} q \quad (21)$$

であるから、この式に  $A, B$  等の値を代入すれば、準定常状態における裏面温度から表面温度  $T_s$  を求めることができる。

(4) アブレーションにおけるコーティングの単位重量当りの消費熱量  $\gamma$  (cal/g)

いまアブレーションによって失われたコーティングの厚さを  $\varepsilon$  とすれば、 $t = 0 \sim \tau_2$  までの全加熱時間中に

$$\text{コーティング板に入射した全熱量} = q\tau_2 S$$

$$\text{コーティング板内に最終的に蓄えられた熱量} = \{\rho_1 c_1 (\delta_1 - \varepsilon) T_m + \rho_2 c_2 \delta_2 T_m\} S$$

$$\text{アブレーションによって取り去られた熱量} = \gamma \varepsilon \rho_1 S$$

である。アブレーション以外に熱の損失がないものとすれば

$$q\tau_2 = \rho_1 c_1 (\delta_1 - \varepsilon) T_m + \rho_2 c_2 \delta_2 T_m + \gamma \varepsilon \rho_1 \quad (22)$$

$$\gamma = \{q\tau_2 - \rho_2 c_2 \delta_2 T_m (1 + A) + \rho_1 c_1 \varepsilon T_m\} / \rho_1 \varepsilon \quad (23)$$

となる。したがって、 $T_m$  および  $\varepsilon$  の値が測定できれば、(23) 式から  $\gamma$  の値を求めることがで



きる。 $T_m$  の値は加熱中止後における裏面温度の上昇が飽和したときの値から、また  $\varepsilon$  の値は実験後におけるコーティング板の厚さ測定から求めることができる。しかし、一般にアブレーションを受けたコーティング表面は凹凸の激しい粗面となり、薄いコーティング板の厚さ変化を直接測定することは測定精度上問題がある。そこでこのような場合には、実験の前後においてコーティング板の重量を正確に測定し、その重量差からアブレーションによって失われた重量  $\Delta w$  を求めればよい。すなわち、

$$\Delta w = \rho_1 \varepsilon S, \quad \rho_1 \varepsilon = \Delta w / S \quad (24)$$

よって、(23) 式より

$$\gamma = \{q\tau_2 - T_m \rho_2 c_2 \delta_2 (1 + A)\} (S / \Delta w) + c_1 T_m \quad (25)$$

となり、この式から  $\gamma$  の値を求めることができる。

#### (5) アブレーション温度 $T_a$

アブレーションを起こし始める時刻  $\tau_a$  がわかれば、そのときの裏面温度  $T_{ia}$  から (21) 式により

$$T_a = T_{ia} + \Delta T_1$$

として  $T_a$  を求めることができる。しかし、実験中にアブレーションの発生状態を観測してみると、最初表面から徐々に発煙が始まり、後しだいにその激しさを増しながら定常なアブレーション状態に移るので、その開始時刻を明確に判定することは困難である。そこで、加熱を中止した時間  $\tau_2$  における裏面温度  $T_{off}$  および加熱中止後におけるコーティング板の一樣温度  $T_m$  から  $T_a$  の値を近似的に求める方法について考えてみよう。

金属基板の熱伝導率がコーティングのそれよりも著しく大きく、かつその厚さが薄い場合には、基板内の温度分布は無視できる。したがって、加熱を中止した瞬間  $\tau_2$  における裏面温度を  $T_{off}$  とすれば、基板内の温度は一樣に  $T_{off}$  であるとみなすことができる。また、 $\tau_2$  におけるコーティング内の温度分布を二次曲線で近似し、図3に示すように

$$T_1 = bx^2 + T_{off} \quad (26)$$

と仮定する。 $\tau_2$  において、コーティング板内に蓄えられていた熱量と、加熱中止後一樣な温度  $T_m$  になったときに蓄えられている熱量とは等しいから

$$\int_0^{\delta_1 - \varepsilon} (bx^2 + T_{off}) \rho_1 c_1 dx + T_{off} \rho_2 c_2 \delta_2 = T_m \{ \rho_1 c_1 (\delta_1 - \varepsilon) + \rho_2 c_2 \delta_2 \} \quad (27)$$

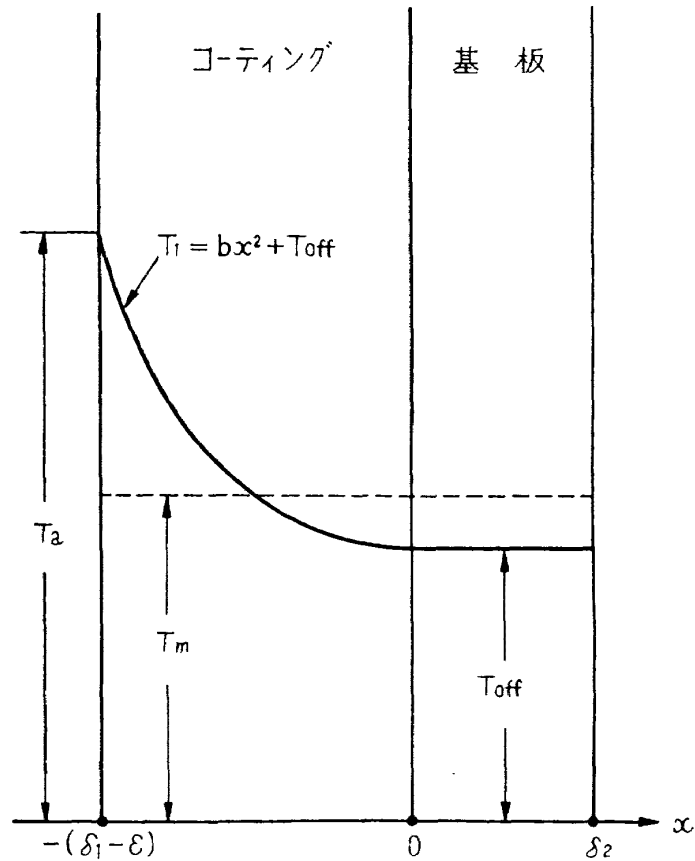
となり

$$b = 3(T_m - T_{off}) \{ \rho_1 c_1 (\delta_1 - \varepsilon) + \rho_2 c_2 \delta_2 \} / (\delta_1 - \varepsilon)^3 \rho_1 c_1 \quad (28)$$

$$T_a = (T_1)_{x = -(\delta_1 - \varepsilon)} = 3(T_m - T_{off}) \left\{ 1 + \frac{\rho_2 c_2 \delta_2}{(\delta_1 - \varepsilon) \rho_1 c_1} \right\} + T_{off} \quad (29)$$

したがって、(24) 式から  $\varepsilon \rho_1$  を求めれば、(29) 式より  $T_a$  の値を近似的に求めることができる。

もし  $\varepsilon$  の値が  $\delta_1$  に比較し、小さくて無視できる場合には、(29) 式は

図 3 加熱中止時 ( $\tau_2$ ) におけるコーティング板内の温度分布

$$T_a = 3(T_m - T_{off})\{1 + (1/A)\} + T_{off} \quad (30)$$

となる。

#### 4. 実験方法および実験結果

実験に用いた試験片の仕様を表 1 に示す。試験片の基板はすべて純アルミニウムの長方形板 (180 mm×120 mm) で、そのコーティング表面はいずれも墨汁で一様に黒化し、輻射熱の吸収率

表 1 試験片の仕様

試験片 番号	基 板		コ ー テ ィ ン グ		
	材 質	厚さ $\delta_2$ mm	樹 脂	ガラス繊維	厚さ $\delta_1$ mm
No. 1	純アルミ ニウム	1.0	コーティング なし	—	—
No. 2	〃	1.2	エポキシ	平 織 2 ブライ 朱子織 1 ブライ	1.2
No. 3	〃	1.2	エポキシ	平 織 6 ブライ	1.8
No. 4	〃	1.2	エポキシ	平 織 3 ブライ 朱子織 3 ブライ	2.1

$$\begin{aligned} \rho_2 &= 2.7 \times 10^{-3} \text{ g/mm}^3 \\ c_2 &= 0.22 \text{ cal/g} \cdot ^\circ\text{C} \\ k_2 &= 0.037 \text{ cal/mm} \cdot \text{s} \cdot ^\circ\text{C} \end{aligned}$$

が高く、かつすべての試験片の吸収率が同一になるようにした。また No. 1 の試験片は、コーティングのしていないアルミニウムの単板で、これによって、赤外線ランプの出力が一定のときの各試験片に入射する熱量率  $q$  の値を求めた。FRP コーティングの樹脂は自己消火性のエポキシ樹脂を用い、手積み法によって基板に積層された。したがって、コーティングの厚さは同一試験片でも一様ではなく、場所により、 $\pm 0.2 \text{ mm}$  程度のばらつきがあった。表 1 に示した  $\delta_1$  の値は、試験片中央部数点の厚さの平均値である。

加熱には、管型赤外線ランプ 8 本を同一平面上で等間隔に平行に取り付けた加熱器を用いた。このランプは管径 10 mm、フィラメント長さ 250 mm で、電圧 240 V における出力は 1 kW である。試験片と加熱器とは図 4 に示すように配列して実験を行なった。試験片表面とランプ間の距離  $L$  の長いほど表面が一様に加熱されるが、反面この  $L$  が長いと加熱率  $q$  の値が低下するので、ここでは  $L=100 \text{ mm}$  一定にしてすべての実験を行なった。はじめに試験片と加熱器の間に

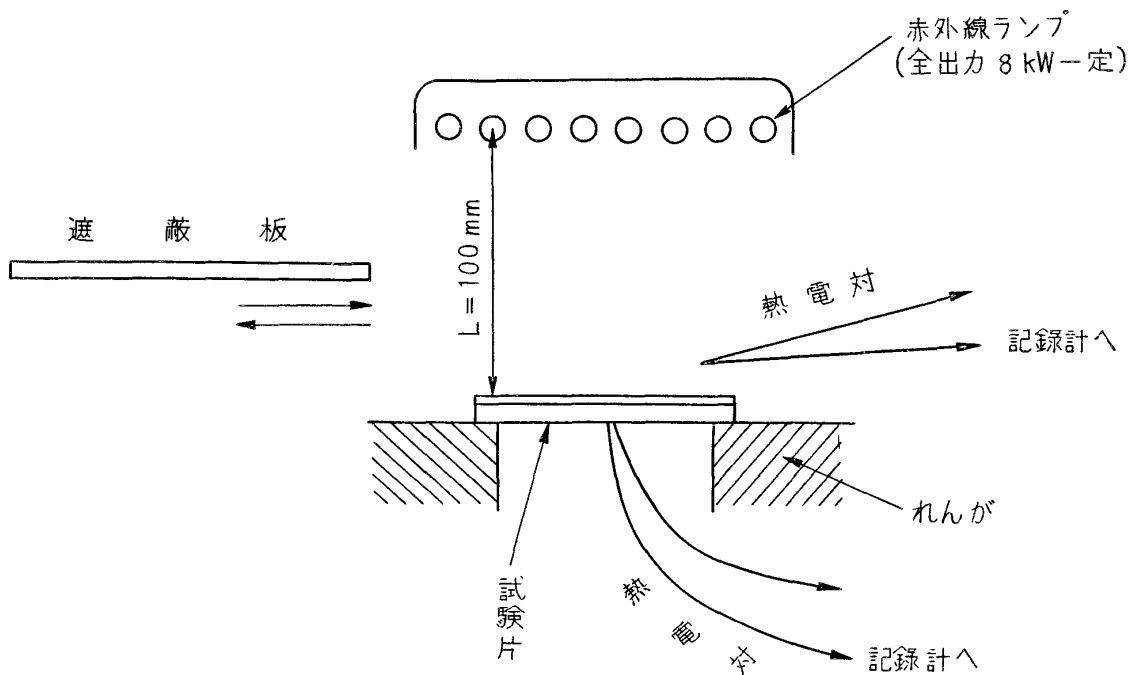


図 4 赤外線ランプによる加熱方法

遮蔽板を置いてランプを点燈し、ランプの全出力が 8 kW 一定に落ち着いた後、急激に遮蔽板を取り除いて試験片を加熱した。裏面温度は裏面中央にクロメル-アルメル熱電対を溶接し、その出力を多ペンレコーダに接続して記録した。また、表面よりわずかに離れた空間に置いた熱電対を同一レコーダに接続し、それによって、加熱開始（遮蔽板を取り除いた瞬間）および加熱中止時刻の判定を行なった。

実験は最初コーティングのない No. 1 の試験について行なった。その裏面温度の上昇の様子は図 5 に示すように直線性がきわめて良好である。この直線の勾配から、ランプ出力 8 kW におけ

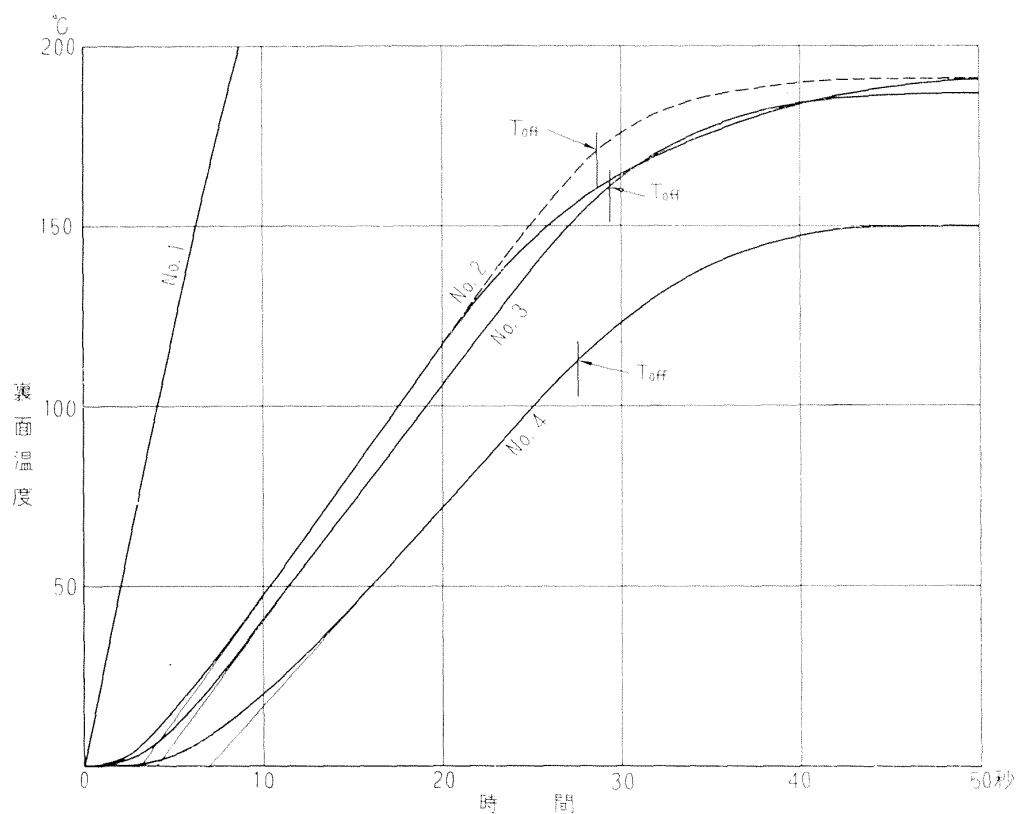


図 5 裏面温度の上昇記録

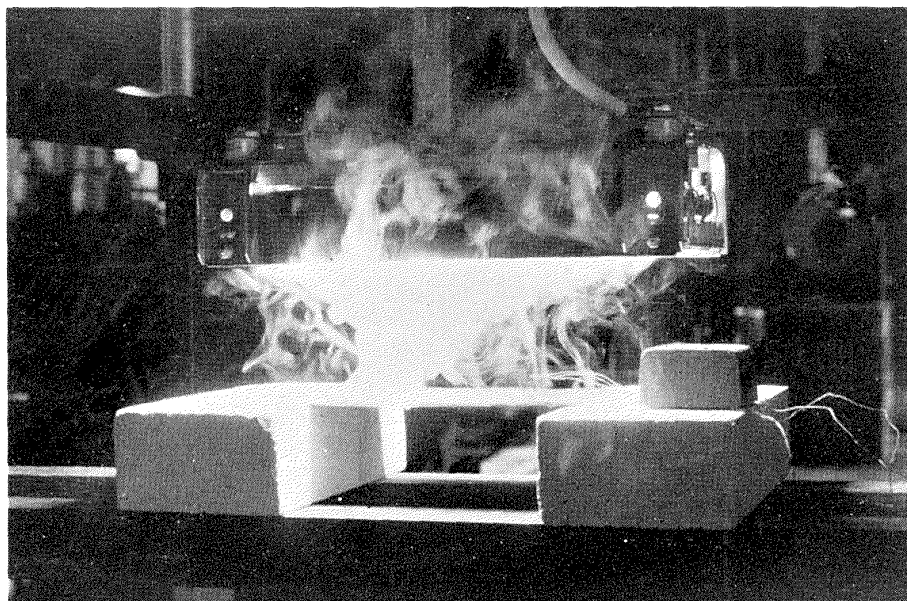


図 6 アブレーションを起こしているときの状態

る入射熱量率は

$$q = \rho c \delta (dT/dt) = 0.594 \times 10^{-3} \times 23.92 = 1.42 \times 10^{-2} \text{ cal/mm}^2 \cdot \text{s}$$

であることが得られた。次に各試験片を同様に加熱し、コーティング表面からの発煙が激しくなってから数秒後に加熱を中止した。この激しくアブレーションを起こしているときの模様を図 6 に示

す。各試験片の裏面温度の変化は図5に示すとおりであり、その模様は図2で示したとまったく同様な曲線となり、かつ準定常状態における直線性はいずれも良好である。このことは、この実験条件が(1)式を解くために用いた初期条件および境界条件をほぼ満足していることを示している。ただし No. 2 の曲線のみが途中でやや乱れたのは、FRP が加熱中に層間はく離を生じたためと考えられる。図5の No. 2 についての破線部分は、このようなはく離を生じない場合を推定して描いたものである。これらの実験結果と前述の諸式を用いて、FRP コーティングの断熱諸特性を計算した結果を一括して表2に示す。

表2 実験結果

試験片番号	No. 2	No. 3	No. 4
$dT_i/dt$ (°C/s)	7.15	6.67	5.81
$\tau_0$ (s)	3.7	4.2	6.9
$\rho_{1c1}\delta_1$ (cal/mm <sup>2</sup> ·°C)	$1.27 \times 10^{-3}$	$1.42 \times 10^{-3}$	$1.72 \times 10^{-3}$
$\rho_{1c1}$ (cal/mm <sup>3</sup> ·°C)	$1.06 \times 10^{-3}$	$0.79 \times 10^{-3}$	$0.83 \times 10^{-3}$
$A$	1.79	1.99	2.41
$B$	307	328	468
$k_1$ (cal/mm·s·°C)	$1.27 \times 10^{-4}$	$1.69 \times 10^{-4}$	$1.36 \times 10^{-4}$
$\Delta T_1$ (°C)	97	101	171
$\Delta T_2$ (°C)	0.09	0.08	0.08
$\tau_2$ (s)	28.7	29.4	27.6
$T_{off}$ (°C)	171	161	113
$T_m$ (°C)	191	182	149
$T_a$ (°C)	275	266	278

注:  $T_a$  の計算は (30) 式による

実験後コーティング表面を観察した結果、アブレーションは表面の中央部分に生じ、周辺部には生じていなかった。これは輻射強度が中心部では周辺部より大で、 $q$  の分布が表面の全面にわたって一様でなかったためと考えられる。したがって、アブレーションによって失われた重量  $\Delta w$  から  $\gamma$  の値を求めることができなかった。しかし、このように  $q$  の分布が完全に一様でなくても、温度測定を行なった中央部の微小面積に対してはその影響は少なく、いままでの議論はかなり正確に適用できるものと考えられる。 $\gamma$  の値を求めるためには、この実験に用いた試験片より小型のものをを用い、かつ試験片と加熱器との距離をより大きくして実験を行なう必要があると思われる。またアブレーションは樹脂のみによって生じ、ガラス繊維のアブレーションは認められなかった。

さて、表2に示した結果をまとめてみると、ここで用いた FRP コーティングでは

$$\text{熱容量 } \rho_{1c1} = (0.8 \sim 1.0) \times 10^{-3} \text{ cal/mm}^3 \cdot ^\circ\text{C}$$

$$\text{熱伝導率 } k_1 = (1.3 \sim 1.7) \times 10^{-4} \text{ cal/mm} \cdot \text{s} \cdot ^\circ\text{C}$$

アブレーション温度、 $T_a = 270 \sim 280^\circ\text{C}$  という値が得られた。

## 5. む す び

コーティング板を輻射加熱し、そのときの裏面温度変化からコーティングの断熱特性値を求める方法、ならびに FRP コーティングに関する実験結果について述べ、このような方法によってコーティングの断熱特性値が簡単に求められることを示した。しかし実験において、加熱源に赤外線ランプを用いたために、その加熱率  $q$  の値はロケットの再突入時における値よりもかなり低い値となり、その結果アブレーションは樹脂のみに生じガラス繊維にアブレーションを生じさせることができなかった。したがって、ここに得られた FRP コーティングのアブレーション特性値はこのような加熱状態における値であって、この値を直ちに再突入時のアブレーションに適用することはできないと思われる。

終わりに、本実験に協力された遠藤修司、豊原恒彦両君に感謝の意を表する。

<p>NAL TR-81 航空宇宙技術研究所 FRP コーティングの断熱特性</p> <p>1965年1月 12ページ</p> <p>コーティング板を輻射加熱し、そのときの裏面の温度変化からコーティングの断熱特性を求める方法, ならびに FRP コーティングに関する実験結果について述べ, このような方法によって, 工学的に十分役だつコーティングの断熱特性値が簡単に求められることを示した。</p>	<p>I. 竹中 幸彦 江川 幸一 小川 敏一 II. NAL TR-81 III. 5 3 6, 2 1</p>	<p>NAL TR-81 航空宇宙技術研究所 FRP コーティングの断熱特性</p> <p>1965年1月 12ページ</p> <p>コーティング板を輻射加熱し, そのときの裏面の温度変化からコーティングの断熱特性を求める方法, ならびに FRP コーティングに関する実験結果について述べ, このような方法によって, 工学的に十分役だつコーティングの断熱特性値が簡単に求められることを示した。</p>	<p>I. 竹中 幸彦 江川 幸一 小川 敏一 II. NAL TR-81 III. 5 3 6, 2 1</p>
<p>NAL TR-81 航空宇宙技術研究所 FRP コーティングの断熱特性</p> <p>1965年1月 12ページ</p> <p>コーティング板を輻射加熱し, そのときの裏面の温度変化からコーティングの断熱特性を求める方法, ならびに FRP コーティングに関する実験結果について述べ, このような方法によって, 工学的に十分役だつコーティングの断熱特性値が簡単に求められることを示した。</p>	<p>I. 竹中 幸彦 江川 幸一 小川 敏一 II. NAL TR-81 III. 5 3 6, 2 1</p>	<p>NAL TR-81 航空宇宙技術研究所 FRP コーティングの断熱特性</p> <p>1965年1月 12ページ</p> <p>コーティング板を輻射加熱し, そのときの裏面の温度変化からコーティングの断熱特性を求める方法, ならびに FRP コーティングに関する実験結果について述べ, このような方法によって, 工学的に十分役だつコーティングの断熱特性値が簡単に求められることを示した。</p>	<p>I. 竹中 幸彦 江川 幸一 小川 敏一 II. NAL TR-81 III. 5 3 6, 2 1</p>

TR-70	汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性 Design, Construction and Characteristics of Flight Simulator at National Aerospace Laboratory	1965 年 1 月	松浦陽恵, 樋口一雄 池谷光栄, 堀川勇壮 村上力, 百名盛之典 三好範子, 岡部正典
TR-71	塑性の三方向せん断理論 塑性変形による異方性 塑性流動に及ぼす中間主応力の影響 応力状態と塑性変形の形 Three-Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation	1964 年 7 月	中西不二夫, 佐藤和郎
TR-71T	Three-Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation Internal Shearing Resistance in the Three Shear Theory of Plasticity	September 1964	Fujio NAKANISHI Yasuo SATO
TR-72	補助翼バズに関する一実験 Some Experiments on Control-Surface Buzz	1965 年 1 月	中村泰治, 田辺義一
TR-72T	Some Experiments on Control-Surface Buzz	November 1964	Yasuharu NAKAMURA Yoshikazu TANABE
TR-73	軸対称澱み点付近の溶融層の安定性 Stability of the Melted Layer near the Axisymmetric Stagnation Point	1964 年 11 月	相原康彦
TR-74	遷音速パネルフラッタの研究 The Experimental and Theoretical Studies of Transonic Panel Flutter	1964 年 11 月	石井孝雄, 柳沢三憲
TR-75	統計流体力学の初期値問題について On the Initial-value Problem in Statistical Hydromechanics	1964 年 12 月	細川 巖
TR-76	高速軸流圧縮機の研究 (IV) An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (IV)	1965 年 1 月	大山耕一, 松木正勝 西脇英夫, 岩部柱相 片山泰治
TR-77	Galerkin 法の収束性について On the Convergence of the Galerkin's Method	1965 年 1 月	鳥海良三
TR-78	二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値解法 Characteristic Method for the Numerical Solution of Two-Dimensional Quasi-linear Hyperbolic Systems	1965 年 1 月	三好 甫
TR-79	引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大振幅振動の影響について Influence of Large Amplitude on Flexural Vibrations of Rectangular Elastic Plates under Initial Tension or Compression	1965 年 1 月	田寺木一, 古関昌次 泉 日出夫
TR-80	変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数値的影響 Numerical Effect of Constrains in Calculus of Direct Variational Method	1965 年 1 月	塙 武敏, 越出慎一

## 航空宇宙技術研究所報告 81 号

昭和 40 年 1 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 1,880 電話武蔵野(0422)(4)9171(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