

UDC 621.63

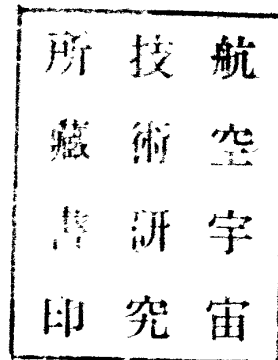
航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-41

輻射熱量計の較正

竹中幸彦・江川幸一・小川鉦一



1963年2月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|---|-------------|---------------------------|
| TR- 8 | 繰返し荷重装置試験の予備試験
Preliminary Study for Development
of Repeated Load Testing Rigs
for Full-Scale Aircraft Structures | 1961 年 3 月 | 竹内和之, 飯田宗四郎 |
| TR- 9 | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I)
—非線型補正理論—
Studies on the Small Disturbance
Theory of Transonic Flow (I)
—Non-Linear Correction Theory— | 1961 年 3 月 | 細川 巖 |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究
Cascade Tests of High Stagger
Compressor Blades | 1961 年 3 月 | 松本正勝, 高原北雄
西脇英夫, 森田光男 |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏
Yielding of Rotating Discs of Mild
Steel | 1961 年 4 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について
On the Natural Vibration of Thin-
Walled Beams of Open Cross
Section | 1961 年 5 月 | 川井忠彦, 塙 武敏 |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての
実験的研究
Experimental Results of the Inter-
action between Shock Wave and
Turbulent Boundary Layer | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 伝田幸雄 |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層
On Compressible Boundary Layer
in Magnetodynamics | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 小沢五郎 |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・校正
Miniature Pressure Pickups for Measuring
the Pressure on Oscillating Airfoils in
Supersonic Flow | 1961 年 8 月 | 石井孝雄, 柳沢三憲 |
| TR-16 | 放物型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
On the Difference Method Solutions of the
Mixed Boundary Value Problems of Parabolic
Partial Differential Equations | 1961 年 11 月 | 樋口一雄, 三好 甫 |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定 of 理論的考察
A Theoretical Comment on the Charge-
Beam Method of Measuring Gas Density | 1961 年 12 月 | 和田 勇, 細川 巖
三好 甫 |
| TR-18 | 前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の
二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較
Comparison of Inlet Guide Vane and High
Stagger Compressor Blade Performance
in a Rotor and in Cascade | 1961 年 11 月 | 松本正勝 |
| TR-19 | 高速翼車の回転強度
Strength of High-Speed Rotor | 1961 年 12 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-20 | Blasius 型微分方程式の両側無限遠
境界値問題の数値解法
A Numerical Method for Solving Blasius'
Type Differential Equation | 1962 年 1 月 | 樋口一雄, 戸川隼人 |
| TR-21 | 遷音速における二次元操縦面の研究 (I)
An Investigation of Two-dimensional
Control Surface at Transonic Speed (I) | 1962 年 1 月 | 神谷信彦 |
| TR-22 | 変断面梁の曲げ自由振動について
On the Free Lateral Vibration of a Beam
with Variable Cross Section | 1962 年 2 月 | 川井忠彦, 戸川隼人
林 洋一 |
| TR-23 | いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題の
モンテカルロ法による解法とその実験
Monte Carlo Solutions of the Boundary
Value Problems for Some Types of
Partial Differential Equations | 1962 年 2 月 | 樋口一雄, 高橋利之
島海良三 |
| TR-24 | 航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン
要素試験設備
Test Facilities of Turbo-jet Engine
Components at N. A. L. | 1962 年 2 月 | 航空技術研究所原動機部 |
| TR-25 | 航空技術研究所 2 m×2 m 遷音速風洞の
計画と構造
Design and Construction of the National
Aeronautical Laboratory 2 m×2 m
Transonic Wind Tunnel | 1962 年 3 月 | 航空技術研究所 |
| TR-26 | 吹出式超音速風洞のノズルの予備実験
Preliminary Tests of Supersonic Nozzles
for the Supersonic Blowdown Wind
Tunnel | 1962 年 3 月 | 河崎俊夫, 岡部祐二郎
尾形吉和, 安藤 尚 |

輻射熱量計の校正*

竹中幸彦**・江川幸一**・小川鉦一**

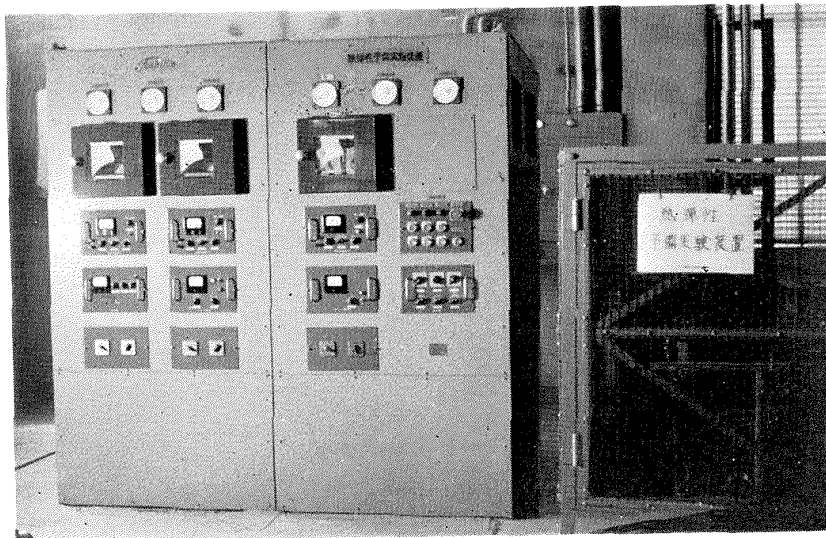
Calibration of Radiometer

By Yukihiro TAKENAKA, Kōichi EGAWA & Kōichi OGAWA

Heat quantity supplied to test structure from infra-red radiation lamps of the heating facilities which can simulate aerodynamic heating in the laboratory is measured by radiometer. In this paper the structure of a test-fabricated radiometer and theoretical analysis of its characteristics are described briefly, and calibration of its performance is reported.

1. は し が き

空力加熱を受ける超音速機体の構造強度上の諸問題を解明するためには、解析的な方法と同時に実験による研究を進めることが必要である。そのためには、機体が飛行中に受ける空力加熱状態と相似な状態を実験室内で実現することのできる加熱実験装置が必要になる。諸外国においては、すでに赤外線ランプ加熱による出力数千ないし数万 kW の大規模な装置を完成し、実機についての加熱実験を行なっている^{(1)~(6)}。機体部ではかねてからこのような装置の計画を進めていたが、先に第1図に示すような赤外線ランプ加熱による小規模な加熱装置、すなわち熱弾性予備実験装置



第1図 熱弾性予備実験装置

* 昭和 38 年 1 月 31 日受付

** 機体部

(最大出力約 72 kW) を完成し、引き続いて最大出力約 1,200 kW の熱弾性試験装置を完成した。

ここではこれらの装置において、赤外線ランプから試料機体に入射する輻射熱量の測定ならびにランプ出力の制御に用いられる輻射熱量計を取り上げ、その構造および原理について簡単に説明し、さらにその較正試験について述べる。

2. 加熱装置の制御系統

輻射熱量計がこれらの加熱装置においてどのような働きをするものであるかを説明するために、まず、熱弾性予備実験装置の制御系統について述べよう。

一般に超音速機体が空力加熱によって周囲気体より受ける熱量率 q は

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

で表わされる。ここで

h : 周囲気体より機体表面への熱伝達率

T_{aw} : 断熱壁面温度 (adiabatic wall temperature)

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、ある機体の飛行速度、高度等が時間の関数として与えられれば、機体表面上の各点の h および T_{aw} はそれぞれ時間 t の関数として表わすことができる。したがって、このような超音速飛行における空力加熱状態を実験室内で再現するためには、加熱装置は機体表面の各点を

$$q_r = h(t) \{T_{aw}(t) - T_s\} \quad (2)$$

の熱量率で加熱しなければならない。 $h(t)$ および $T_{aw}(t)$ が与えられたとき、赤外線ランプの出力を制御して、(2) 式で示されるような所要の熱量 q_r を機体に与えるためには種々の制御方式が考えられるが、熱弾性予備実験装置では第 2 図に示すような制御方式を用いている。すなわち

(1) 二台の関数発生器によってそれぞれ $h(t)$ および $T_{aw}(t)$ に対応する電圧 $h'(t)$ および $T_{aw}'(t)$ を発生する。

(2) 機体表面温度 T_s を熱電対で測定し、 T_s に対応する電圧 T_s' を発生する。

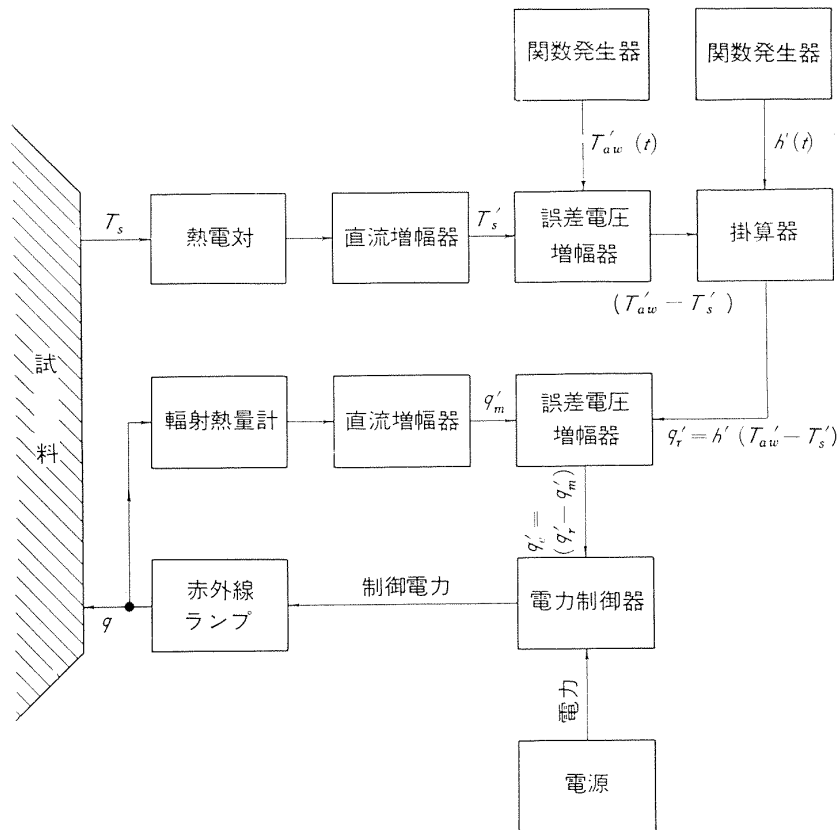
(3) 誤差電圧増幅器によって $(T_{aw}' - T_s')$ を求める。

(4) 掛算器によって $q_r' = h'(T_{aw}' - T_s')$ を発生する。

(5) 機体表面上におかれた輻射熱量計の出力を増幅して、測定熱量 q_m に相当する電圧 q_m' を発生する。

(6) 誤差電圧増幅器によって $q_e' = q_r' - q_m'$ を発生する。

(7) q_e' によって電力制御器を作動させ、常に $q_e' \rightarrow 0$ になるように赤外線ランプの出力を制御する。

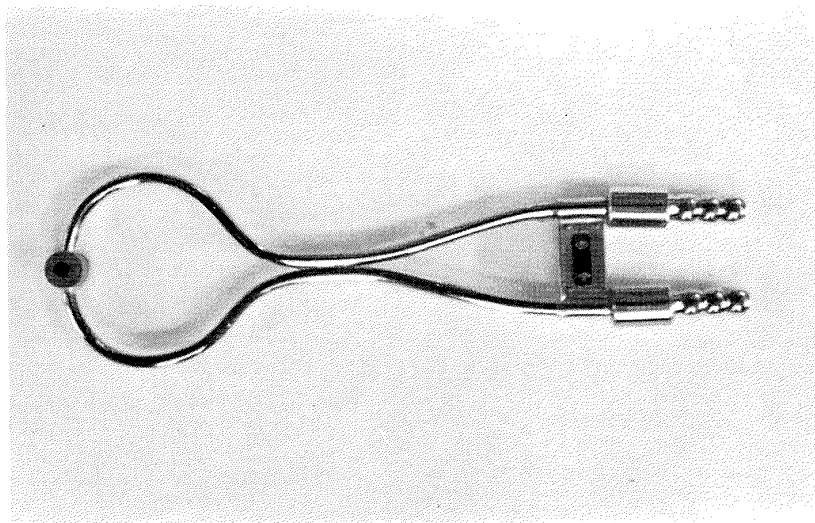


第2図 熱弾性予備実験装置の熱量制御系統

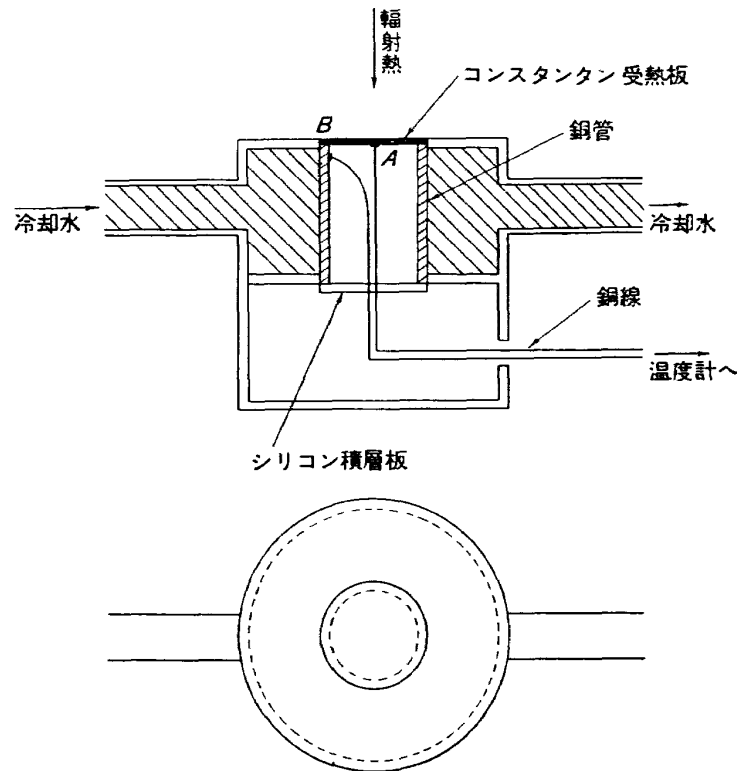
上述のように、輻射熱量計はこのような加熱装置の制御系の重要な一要素であって、その良否は直ちに装置全体の性能に重大な影響を及ぼすものである。

3. 試作輻射熱量計の構造および原理

第3図は試作した輻射熱量計を示し、第4図はその構造説明図である。第4図において、受熱板



第3図 輻射熱量計



第4図 輻射熱量計の構造

は表面を黒化したコンスタンタンの薄い円板で、その周辺 B は銅製円管に溶接されており、裏面の中心点 A には銅線が接続されている。銅管の周囲は水冷され一定温度に保たれるようになっている。したがって、 A および B 点は銅コンスタンタン熱電対回路の高温接点および冷接点となり、この二点間の温度差を熱電対出力として取り出し、それによって輻射熱量率を求めるようになっている。このように A , B 二点間の温度差から輻射熱量が求められる原理については、すでに筆者の一人が報告しているので⁽⁷⁾、ここでは簡単にそれについて説明しよう。まず、受熱板の熱伝導方程式を立てるために次の仮定を設ける。

- (1) 受熱板は薄くて厚さ方向の温度勾配は無視できる。
- (2) 受熱板の周辺は水冷され一定温度に保たれる。
- (3) 中心点に接続された銅線への熱伝導量および裏面からの放熱量は入射熱量に対して無視できる。

このように仮定すると、受熱板に入射した熱はすべて周辺に流れ、そこから冷却水によって外部に取り去られることになり、かつ受熱板内の熱の流れは完全に軸対称となる。したがって、その熱伝導方程式は次のようになる。

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{a}{\lambda d} q \quad (3)$$

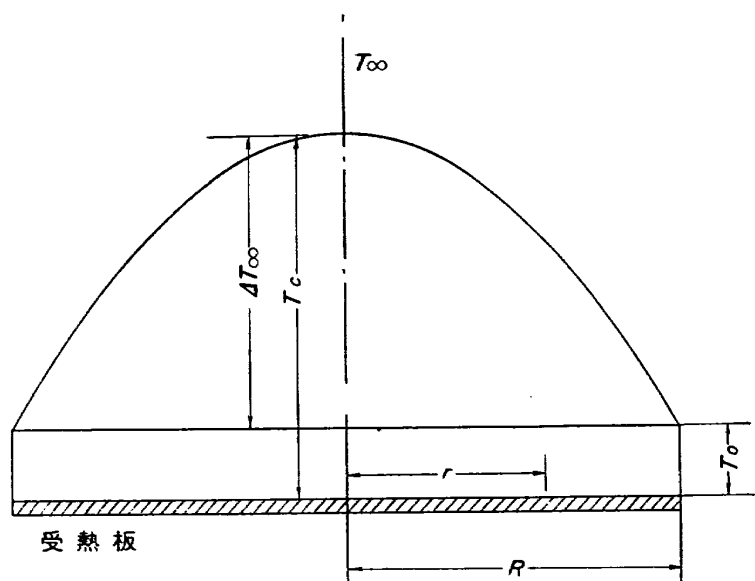
ここで

r : 受熱板の中心よりの距離 (mm)	q : 輻射熱量率 (cal/mm ² ・s)
d : 受熱板の厚さ (mm)	T : 受熱板の温度 (°C)
λ : 受熱板の熱伝導率 (cal/mm・s・°C)	T_0 : 冷却水の温度 (°C)
a : 受熱板の温度伝導率 (mm ² /s)	t : 時間 (s)

である。まず、 q が時間に対して一定な場合の定常温度分布 T_∞ を (3) 式から求めると、

$$T_\infty = q(R^2 - r^2)/4\lambda d + T_0 \quad (4)$$

となり、その温度分布は第5図に示すように放物面状になる。いま中心点における温度を T_c とすれば、(4) 式より



第5図 受熱板の定常温度分布

$$T_c = (qR^2/4\lambda d) + T_0$$

となる。したがって、中心点と周辺との温度差を ΔT_∞ とすれば

$$\Delta T_\infty = T_c - T_0 = qR^2/4\lambda d \quad (5)$$

$$q = \Delta T_\infty \cdot (4\lambda d/R^2) \quad (6)$$

となって、 q が温度差 ΔT_∞ に比例することになる。このことは ΔT_∞ を測定することによって輻射熱量率 q を求めることができることを示している。

(5) 式より、 q が一定の場合 ΔT_∞ の値を大きくして感度を上げるためには $R^2/\lambda d$ の値を大きくすればよいことがわかる。したがって、厚さ d の値は強度上および工作上可能な限り薄くした方がよい。しかし、 R の値をあまり大きくすることは試料表面を遮蔽する面積が大きくなることと、後に示すように時定数が R^2 に比例して増大することのためにあまり好ましくない。

次に (3) 式を解いて時定数 τ_0 を求めると

$$\tau_0 = R^2/4a \quad (7)$$

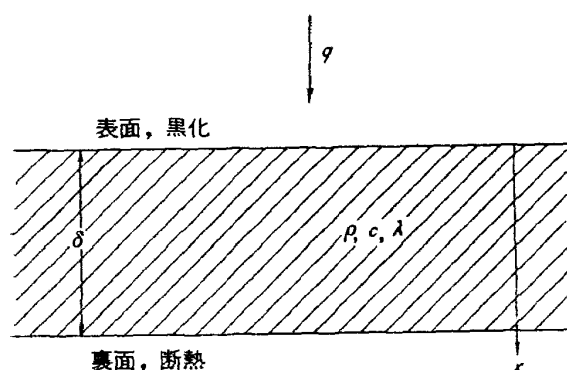
で表わされる。したがって、時定数は受熱板の半径の2乗に比例し、その温度伝導率に反比例する。ゆえに、時定数を小さくするためには、受熱板に温度伝導率の大きな材料を用い、その受熱面積を小さくすることが必要である。

4. 輻射熱量計の較正

受熱板の半径 R 、厚さ d および熱伝導率 λ の値が与えられれば、(6) 式の q と ΔT_{∞} との比例定数 $K=4\lambda d/R^2$ が決定され、熱量計の出力から輻射熱量率 q を求めることができる。しかしながら、(6) 式を導くにあたって、前節で述べたようにいくつかの仮定を設けたが、実際問題としてこれらの仮定がどの程度厳密に成り立つものか否かが明らかでないし、また受熱板の厚さは 1/100 mm のオーダーであるから、厚さ測定上の誤差もはiriやすい。したがって、実際使用のさいには前もって輻射熱量計を較正しておくことが必要であると考えられる。

4.1 較正原理

輻射熱量計の較正を行なうためには、まず基準となる輻射熱量率を求めなければならない。その



第6図 金属板の片面加熱

ためには種々の方法が考えられるが、比較的簡単でしかも精度よく基準の輻射熱量率を求める方法として、われわれは次に示すような方法を採用した。すなわち、第6図に示すように、表面を輻射熱量計の受熱板と同様に黒化し、裏面が断熱状態である金属板（その厚さは幅に比較してきわめて小さい）に、場所的に一様でしかも時間的に一定な輻射熱を入射させれば、その温度上昇率を測定することによって

基準となる輻射熱量率を求めることができる。次にその原理を示そう。

第6図に示すような加熱状態で、金属板の温度があまり高くなくその輻射損失が無視できる場合には、熱の流れは板厚方向のみの一次元流れになる。したがって、その熱伝導方程式は

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (8)$$

となる。

ここで

T_0 : 板の初期温度 ($^{\circ}\text{C}$)

T : 板の温度 ($^{\circ}\text{C}$)

ρ : 板の密度 (g/mm^3)

c : 板の比熱 ($\text{cal}/\text{g}\cdot^{\circ}\text{C}$)

a : 板の温度伝導率 (mm^2/s)

δ : 板の厚さ (mm)

t : 時間 (s)

x : 表面から板厚方向の座標 (mm)

λ : 板の熱伝導率 (cal/mm \cdot s \cdot °C)

q : 輻射熱量率 (cal/mm 2 \cdot s)

である。(8) 式を

初期条件, $t=0$:

$$T=T_0$$

境界条件, $x=0$:

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = -q$$

$x=\delta$:

$$\frac{\partial T}{\partial x} = 0$$

のもとでラプラス変換を用いて解くと

$$T=T_0+\frac{q}{\rho c \delta}\left\{t+\frac{\rho c}{2 \lambda}(\delta-x)^2-\frac{\rho c \delta^2}{6 \lambda}\right\}+\frac{2 \delta q}{\lambda \pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{(-1)^{n-1}}{n^2} e^{-\frac{a}{\delta^2} n^2 \pi^2 t} \cos n \pi\left(1-\frac{x}{\delta}\right) \quad (9)$$

となる。よって、表面温度 T_s および裏面温度 T_i は

$$T_s=(T)_{x=0}=T_0+\frac{q}{\rho c \delta}\left(t+\frac{\rho c \delta^2}{3 \lambda}\right)-\frac{2 \delta q}{\lambda \pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} e^{-\frac{a}{\delta^2} n^2 \pi^2 t} \quad (10)$$

$$T_i=(T)_{x=\delta}=T_0+\frac{q}{\rho c \delta}\left(t-\frac{\rho c \delta^2}{6 \lambda}\right)+\frac{2 \delta q}{\lambda \pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{(-1)^{n-1}}{n^2} e^{-\frac{a}{\delta^2} n^2 \pi^2 t} \quad (11)$$

となる。また、(9) 式より

$$\frac{\partial T}{\partial t}=\frac{q}{\rho c \delta}\left\{1-2 \sum_{n=1}^{\infty}(-1)^{n-1} e^{-\frac{a}{\delta^2} n^2 \pi^2 t} \cos n \pi\left(1-\frac{x}{\delta}\right)\right\} \quad (12)$$

(9)~(12) 式において $e^{-\frac{a}{\delta^2} n^2 \pi^2 t}$ を含む項はいずれも、時間 t の経過とともに急激に減少する。したがって、ある遷移時間後には

$$T_s=\frac{q}{\rho c \delta}\left(t+\frac{\rho c \delta^2}{3 \lambda}\right)+T_0 \quad (13)$$

$$T_i=\frac{q}{\rho c \delta}\left(t-\frac{\rho c \delta^2}{6 \lambda}\right)+T_0 \quad (14)$$

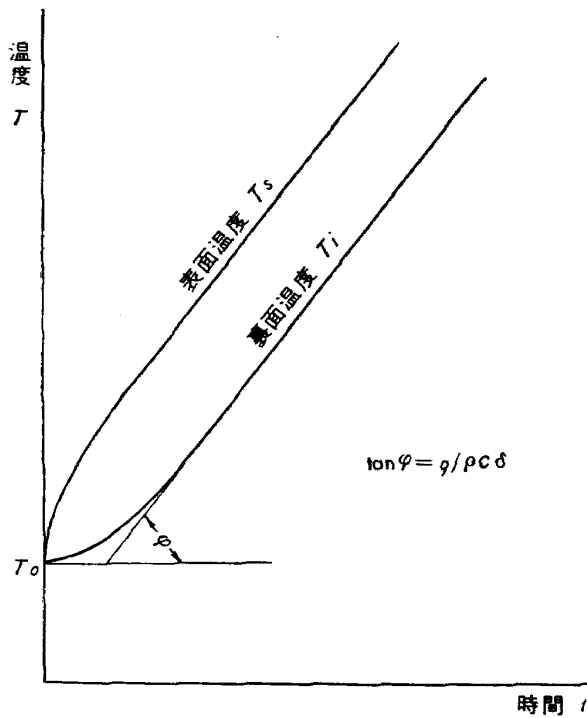
$$\partial T / \partial t=q / \rho c \delta=\text { 一定 } \quad (15)$$

となり、 T_s と T_i の時間的变化は第 7 図に示すように平行な二直線となり、(15) 式からその勾配は入射熱量率 q に比例することがわかる。よって、 ρ , c および δ の値が与えられた金属板の表面または裏面のこのような準定常状態における温度上昇率を測定すれば

$$q=\rho c \delta(\partial T / \partial t) \quad (16)$$

から、基準とすべき輻射熱量率を求めることができる。したがって、加熱源の状態をそのままにして、金属板があったと同一場所に輻射熱量計を置けば、熱量計の出力と入射した輻射熱量率との関係を正確に求めることができる。

次にこのような校正法について少し検討を加えてみよう。まず、校正精度は実際の実験条件が(16) 式を導くにあたって設けた仮定をどの程度満足するかによってきまるが、この点は次のよう



第7図 板の表面および裏面の温度変化

な種々の方法によってチェックすることができる。すなわち、まず準定常状態における温度上昇の直線性の良否からある程度実験精度を判断することができる。次に、材質または厚さの異なる種々の試料金属板を全く同一条件で加熱し、それらの温度上昇率から求めた入射熱量率 q が各試料に対して同一になるか否かを調べることによって、この較正法の精度を検討することができる。さらに、(13) と (14) 式から

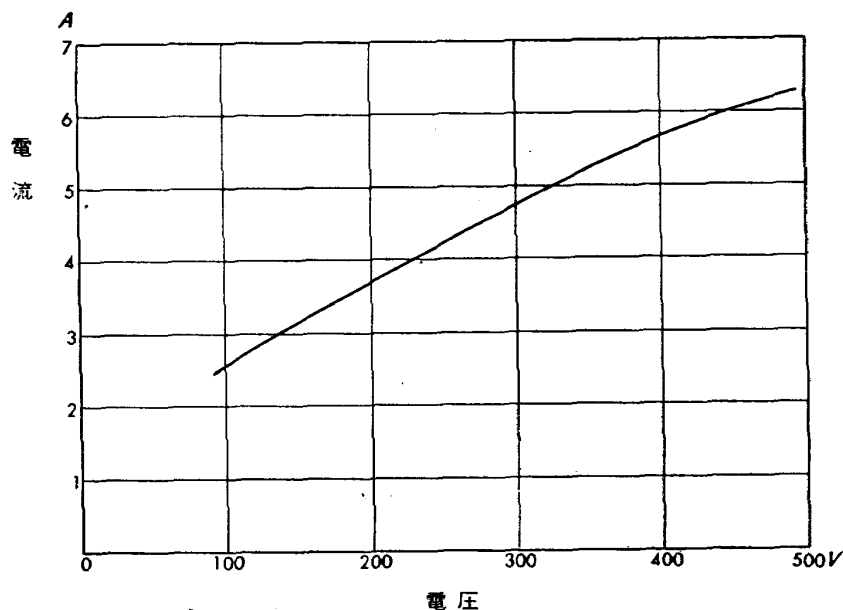
$$T_s - T_i = q / 2\lambda\delta = \text{一定} \quad (17)$$

となる。よって、熱伝導率 λ がわかっている材料を用いれば、表面および裏面の準定常状態における一定温度差から入射熱量率 q が求まる。この q とさきに温度上昇率から求めた q とを比較して実

験条件を検討することもできる。

4.2 較正試験結果とその検討

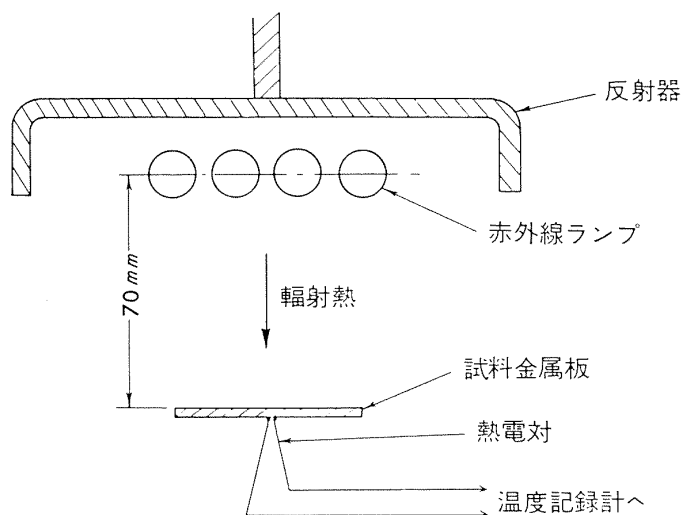
第8図に示すような電圧～電流特性を有する石英管型赤外線ランプ4本を 15 mm 間隔に平行に並べた加熱器で、第1表に示すステンレス鋼およびアルミニウムの試料板を加熱した。板の表面は墨汁で黒化し、裏面中央にクロメル～アルメル熱電対を溶接した。加熱器と試料板とを第9図に示すように配置し、最初これらの中に遮蔽板を置き、赤外線ランプの出力が一定値におちついた後、



第8図 石英管型赤外線ランプの電圧～電流特性

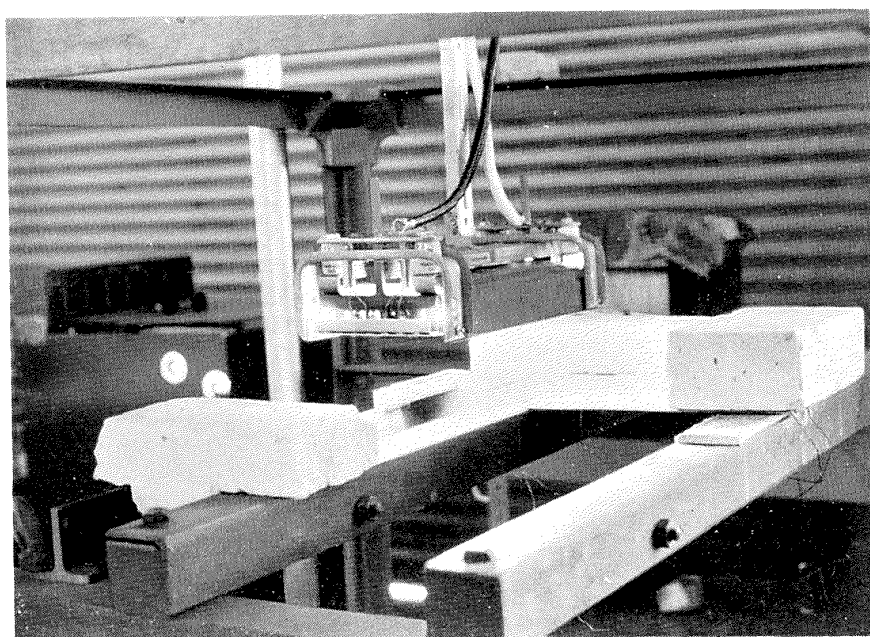
第1表 試料金属板

材 料	板 厚 δ (mm)	密 度 ρ (g/mm ³)	比 熱 c (cal/g·°C)	熱 容 量 $\rho c \delta$ (cal/mm ² ·°C)
ス テ ン レ ス	1.0	7.82×10^{-3}	0.11	0.86×10^{-3}
ア ル ミ ニ ウ ム	2.0	2.70×10^{-3}	0.21	1.14×10^{-3}

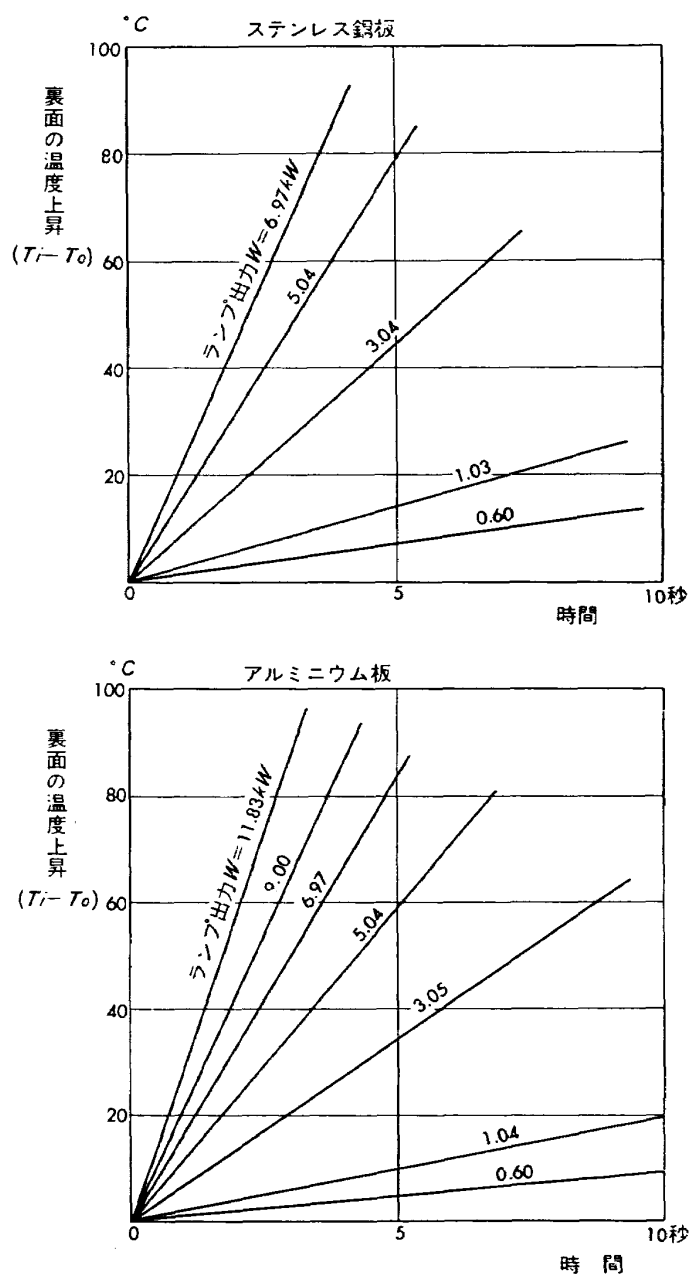


第9図 加熱器と試料金属板の配置

急激に遮蔽板を取り除いた。裏面中央の温度変化は多ペンレコーダーで記録した。加熱実験中の写真を第10図に示す。実験は、各試料板について赤外線ランプの出力レベル W を数段階に変えて行なった。第11図に、これらの試料の遮蔽板を取り除いた時からの温度上昇の模様を、 W をパラメータとして示す。この図に示すように、各実験とも準定常状態における温度上昇の直線性はきわ



第10図 試料金属板の加熱実験



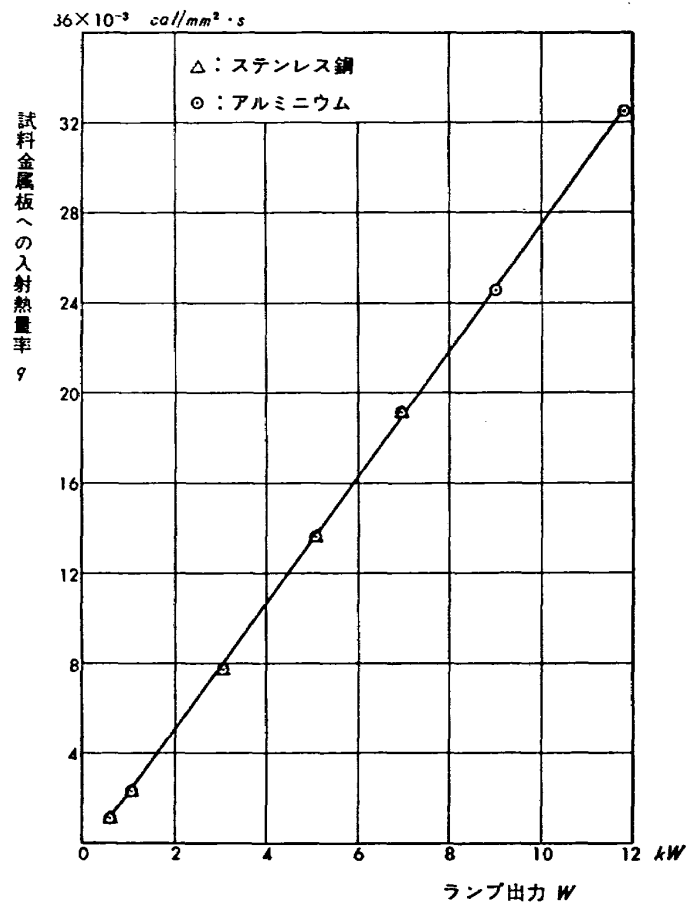
第 11 図 試料金属板裏面の温度上昇

めて良好であった。第 2 表に、このようにして求めた準定常温度上昇率 dT/dt とランプ出力 W および (15) 式より計算した入射熱量率 q とを示す。この W と q との関係をプロットすると、第 12 図に示すように完全に直線的になり、同一ランプ出力に対する入射熱量率の値は試料の厚さおよび材質に関係なく常に一定となった。このことはこの実験条件が (16) 式を導くさいに設けた仮定条件をほぼ完全に満足していることを示している。

次に、第 9 図の試料金属板のあった場所に輻射熱量計を置き、その受熱板の中心が金属板の中心点のあった場所にくるように配置した。このような状態で、金属板の場合と同様に赤外線ランプで熱量計を加熱した。この場合にも熱量計と加熱器との間に遮蔽板を置き、ランプ出力が一定値におちついてから後急激に遮蔽板を取り除いた。輻射熱量計の出力は多ペンレコーダーで記録した。そ

第2表 金属板裏面の温度上昇率とランプ出力および入射熱量率

試料	ランプ出力 kW	温度上昇率 dT/dt °C/s	入射熱量率 $q = \rho c \delta (dT/dt)$ cal/mm ² ·s
ステンレス 鋼板	0.60	1.39	1.20×10^{-3}
	1.03	2.75	2.37×10^{-3}
	3.04	8.92	7.67×10^{-3}
	5.04	15.72	13.52×10^{-3}
	6.97	22.15	19.05×10^{-3}
アルミニウム 板	0.60	0.95	1.08×10^{-3}
	1.04	1.91	2.18×10^{-3}
	3.05	6.79	7.74×10^{-3}
	5.04	11.80	13.45×10^{-3}
	6.97	16.73	19.07×10^{-3}
	9.00	21.48	24.49×10^{-3}
	11.83	28.48	32.47×10^{-3}

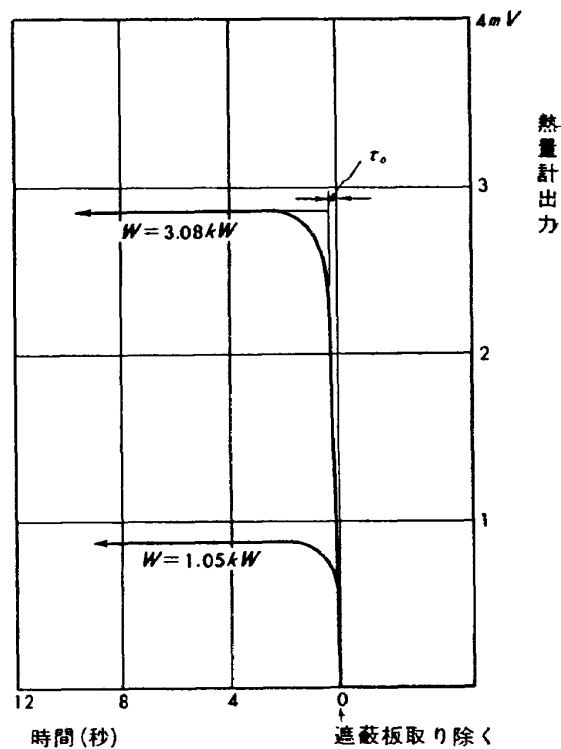


第12図 ランプ出力と試料金属板への入射熱量率の関係

の記録例を第13図に示す。これらの図から熱量計出力の飽和値を読み取り、ランプ出力 W に対する受熱板の定常温度差 ΔT_{∞} を求めることができる。このように、ランプの出力レベル W の値を変えて行なった加熱実験から得られた ΔT_{∞} の値を第3表に示す。一方、第12図から、対応する W の値に対して、輻射熱量計に入射する熱量率 q を求めた値を同じく第3表に示す。この同一

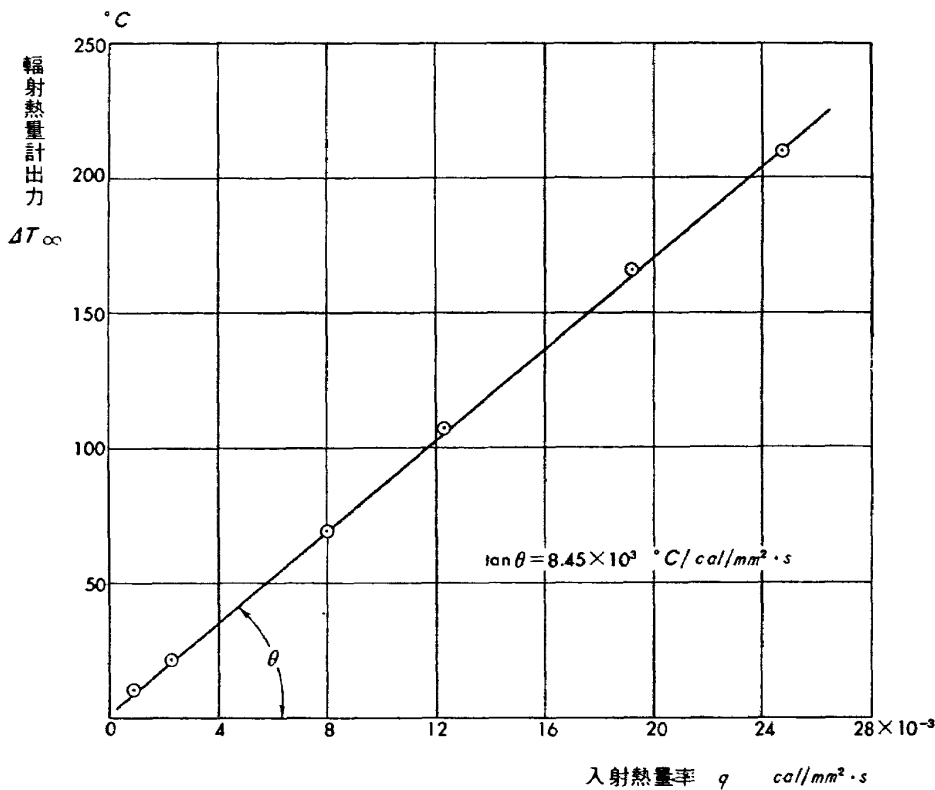
第3表 ランプ出力に対する熱量計の出力および入射熱量率

ランプ出力 W (kW)	熱量計出力 ΔT_{∞} (°C)	入射熱量率 q (cal/mm ² ·s)
0.50	10.2	0.9×10^{-3}
1.05	21.0	2.3×10^{-3}
3.08	69.0	8.0×10^{-3}
4.60	107.2	12.3×10^{-3}
7.00	166.0	19.2×10^{-3}
9.00	209.1	24.7×10^{-3}



第13図 輻射熱量計出力の記録例

ランプ出力 W に対する q と ΔT_{∞} との関係をグラフに表わすと、第14図に示すように、各点ともきれいな直線上に乗る。そしてこの直線の勾配は



第14図 入射熱量率と輻射熱量計出力の関係

$$\tan \theta = (\Delta T/q)_{\text{実}} = 8.45 \times 10^3 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{cal}/\text{mm}^2 \cdot \text{s}$$

である。一方、試験した輻射熱量計のコンスタンタン受熱板は

$$\text{半 径: } R = 3 \text{ mm}$$

$$\text{板 厚: } d = 0.05 \text{ mm}$$

$$\text{熱伝導率: } \lambda = 5.3 \times 10^{-3} \text{ cal}/\text{mm}^2 \cdot \text{s} \cdot ^\circ\text{C}$$

である。これらの値を (6) 式に代入して計算すると

$$(\Delta T/q)_{\text{計}} = 8.49 \times 10^3 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{cal}/\text{mm}^2 \cdot \text{s}$$

となる。したがって、計算と実験で別々に求めた $\Delta T/q$ の二つの値はほとんど完全に一致した。

このことは、この試作熱量計に関する限り校正試験の必要がなかったことを示している。このことは反面、理論的に求めた (6) 式が妥当であることおよび上に述べた校正試験法がきわめて正確であることを示している。

以上の結果から、このような構造の輻射熱量計では、受熱板の半径 R 、板厚 d および熱伝導率 λ の値が正確にわかっていれば、(6) 式を用いて求めた輻射熱量率 q の値はきわめて正確であって、校正試験の必要がないことがわかった。しかし、もし λ の値等が正確にわかっていないような場合には、ここで述べた校正方法はきわめて有効であることが示された。

さらに時定数については、受熱板の $R = 3 \text{ mm}$ 、 $a = 6.1 \text{ mm}^2/\text{s}$ の値を (7) 式に代入して計算すると

$$(\tau_0)_{\text{計}} = R^2/4a = 0.27 \text{ 秒}$$

となる。一方、第 13 図から時定数を求めると、

$$(\tau_0)_{\text{実}} = 0.25 \text{ 秒}$$

程度になり、この点でも実験値と理論値はよく一致した。

5. む す び

空力加熱を受ける超音速機体の構造強度上の諸問題を研究するためには、実験室において空力加熱に相似な加熱状態を再現することのできる加熱装置が必要である。ここでは、このような目的で製作された熱弾性予備実験装置において、赤外線ランプからの輻射熱量を測定し、それによってランプ出力を制御する一要素となっている輻射熱量計を取り上げ、試作品の構造および性能原理について説明し、さらにその校正試験について述べた。校正試験は金属板の片面を輻射加熱し、その裏面の温度上昇から簡単に基準となる輻射熱量を求めることによって行なった。試作品についての校正試験の結果は、熱量計の出力および時定数のいずれについても、理論計算値ときわめてよく一致し、理論解析と校正試験の妥当性が立証された。

終りに、本輻射熱量計を製作された東京芝浦電気（株）ならびに実験に協力された山口謙治君に

感謝の意を表する。

参 考 文 献

- (1) J. Taylor: Aircraft Engineering, Vol. 29, 228 p (1957).
- (2) W. H. Horton: Aircraft Engineering, Vol. 29, 232 p (195).
- (3) R. B. Baird & R. C. Brouns: Symposium on Structures for Thermal Flight, ASME Aviation Division Conference, (1956).
- (4) L. E. Duberg: ibid.
- (5) R. B. Baird: Proc. Soc. for Experimental Stress Analysis, Vol. 27, No. 1, 37 p (1959).
- (6) 竹中: 航空学会誌, 第 10 卷, 第 98 号, 94 p (昭 37).
- (7) 竹中: 航空学会誌, 第 9 卷, 第 86 号, 71 p (昭 36).

<p>NAL TR-41 航空技術研究所 輻射熱量計の較正</p> <p>1963 年 2 月 14 ページ</p> <p>空力加熱を受ける超音速機体の構造強度上の諸問題を研究するた めには、実験室内で空力加熱に相似な加熱状態を再現することので きる実験装置が必要である。このような装置においては、輻射熱量 計によって加熱源の赤外線ランプから試料機体に入射する熱量が測 定され、さらに、それによって、空力加熱に相似になるようにラン プ出力が制御される。 ここではまず、試作した輻射熱量計の構造および性能原理につい て簡単に説明し、次いで、金属板の片面加熱による温度上昇率を利 用した輻射熱量計の較正法について述べる。</p>	<p>I. 竹中幸彦 江川幸一 小川鉾一 II. NAL TR-41 III. 621.63</p>	<p>NAL TR-41 航空技術研究所 輻射熱量計の較正</p> <p>1963 年 2 月 14 ページ</p> <p>空力加熱を受ける超音速機体の構造強度上の諸問題を研究するた めには、実験室内で空力加熱に相似な加熱状態を再現することので きる実験装置が必要である。このような装置においては、輻射熱量 計によって加熱源の赤外線ランプから試料機体に入射する熱量が測 定され、さらに、それによって、空力加熱に相似になるようにラン プ出力が制御される。 ここではまず、試作した輻射熱量計の構造および性能原理につい て簡単に説明し、次いで、金属板の片面加熱による温度上昇率を利 用した輻射熱量計の較正法について述べる。</p>	<p>I. 竹中幸彦 江川幸一 小川鉾一 II. NAL TR-41 III. 621.63</p>
<p>NAL TR-41 航空技術研究所 輻射熱量計の較正</p> <p>1963 年 2 月 14 ページ</p> <p>空力加熱を受ける超音速機体の構造強度上の諸問題を研究するた めには、実験室内で空力加熱に相似な加熱状態を再現することので きる実験装置が必要である。このような装置においては、輻射熱量 計によって加熱源の赤外線ランプから試料機体に入射する熱量が測 定され、さらに、それによって、空力加熱に相似になるようにラン プ出力が制御される。 ここではまず、試作した輻射熱量計の構造および性能原理につい て簡単に説明し、次いで、金属板の片面加熱による温度上昇率を利 用した輻射熱量計の較正法について述べる。</p>	<p>I. 竹中幸彦 江川幸一 小川鉾一 II. NAL TR-41 III. 621.63</p>	<p>NAL TR-41 航空技術研究所 輻射熱量計の較正</p> <p>1963 年 2 月 14 ページ</p> <p>空力加熱を受ける超音速機体の構造強度上の諸問題を研究するた めには、実験室内で空力加熱に相似な加熱状態を再現することので きる実験装置が必要である。このような装置においては、輻射熱量 計によって加熱源の赤外線ランプから試料機体に入射する熱量が測 定され、さらに、それによって、空力加熱に相似になるようにラン プ出力が制御される。 ここではまず、試作した輻射熱量計の構造および性能原理につい て簡単に説明し、次いで、金属板の片面加熱による温度上昇率を利 用した輻射熱量計の較正法について述べる。</p>	<p>I. 竹中幸彦 江川幸一 小川鉾一 II. NAL TR-41 III. 621.63</p>

TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962 年 7 月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962 年 8 月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962 年 10 月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962 年 10 月	川井忠彦, 塙 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定と その微小捩り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962 年 11 月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962 年 11 月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Reported Load Testing Rigs for Full Scale Aircraft Wing Structures	1962 年 12 月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一
TR-34	高速軸流圧縮機の研究 (I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963 年 1 月	松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究 (II) —単段試験装置の設計と全体性能— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II) —Design and Dver-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor	1963 年 1 月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田 晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using Hypersonic Shock Tunnel	1963 年 1 月	松田 勇, 松崎利一
TR-37	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	January 1963	Isamu Wada
TR-38	鋳鉄のような脆性材料からなる円板の 回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron	1963 年 2 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究 (第1報) —その性能におよぼす各種因子の 影響の定性的考察— A Study of High Intensity Combustor (I) —Its Qualitative Analysis—	1963 年 2 月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TR-40	胴体内圧繰返し荷重試験装置について Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures	1963 年 2 月	竹内和之, 川島矩郎 野原利雄

航空技術研究所報告 41 号

昭和 38 年 2 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