

NAL TR-36

UDC 533. 6. 011. 55

533. 6. 011. 6

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-36

衝撃波風洞による表面熱伝達の実験

和田 勇・松崎 利一

1963年1月

航空技術研究所
NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

TR- 3	風胴用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test	1960年 8月 小橋安次郎, 長州秀夫 高島一明, 波木井潔
TR- 4	回転円板の強度 Strength of Rotating Discs	1960年 9月 佐藤和郎, 永井文雄
TR- 5	航空技術研究所 60 cm × 60 cm) 遷音速フロッタ試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60 cm × 60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing	1960年 12月 中井暎一, 橋爪宏 中村泰治
TR- 6	高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage	1960年 12月 竹中幸彦
TR- 7	遷音速風胴の測定部 On the Transonic Test Section	1961年 1月 村崎寿満
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 嶽
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, 堀武敏
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 Interaction 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・較正 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の理論的考察 A Theoretical Comment on the Charge-Beam Method of Measuring Gas Density	1961年 12月 和田勇, 細川 嶽 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 松木正勝
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型偏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

衝撃波風洞による表面熱伝達の実験*

和田 勇**・松崎利一**

Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel

By Isamu WADA and Ri'ichi MATSUZAKI

This report treats the experimental studies of surface heat-transfer rates near forward stagnation points of hemisphere-cylinder and spiked hemisphere-cylinders in a hypersonic flow having a Mach number of 6.5 and a unit Reynolds number range of 0.30 to $0.35 \times 10^5/\text{cm}$. The heat-transfer rates are measured by using a thin-film heat gauge which was presented in a previous paper.

The dependency of surface heat-transfer on stagnation temperature is compared in models with and without spikes. The heat transfer near the forward stagnation points of bodies with spikes decreases about 20% to 60% of the values of bodies without spikes, and does not depend on the length of the spikes. In the latter case, the experimental result agrees qualitatively with the theoretical value of L. Lees.

1. はしがき

超高速飛しょう体の速度増加にともない、空力加熱の問題が重視され、実験的にも理論的にも研究がすすめられるようになった。

本報告では当所の極超音速衝撃波風洞を用いて、半球・円柱模型およびその先端にスパイクを有する模型の極超音速流中でのよどみ点付近の表面熱流束 (Surface heat transfer rate, 次元は $\text{cal}/\text{cm}^2 \text{ sec}$) を測定した結果について報告する。とくに本風洞よどみ点温度 (一様流全エンタルピー) を変えて実験することが容易であるので、各温度における表面熱流束を測定し、比較を行なった。なお、本風洞の測定部内の流れは電子線密度測定装置により測定され、測定部における一様流マッハ数は決定されている。また、表面熱流束の測定は、既報の模型表面に蒸着させた白金薄膜の抵抗温度計による温度変化を解析することにより行なった (3章および付記参照)⁽¹⁾。この種の方法による表面熱伝達の測定は GALCIT⁽²⁾, NPL⁽³⁾, NACA⁽⁴⁾ 等で行なわれており、かなり一般化されている。この方法により一様流の持続時間の短い衝撃波風洞でも表面熱伝達の測定が可能である。

* 昭和 38 年 1 月 16 日受付

** 空気力学第一部

本実験に用いられた先端の鈍い物体およびその頭部にスパイクを有する模型については、すでにいくつかの報告がある。前者は L. Lees によって表面に沿う距離の函数として、表面熱流束は変化すると理論的に示されている。また、このことは比較的持続時間の長い極超音速風胴内で熱電対を用いた実験結果^(7,8)と、衝撃波風胴内で薄膜抵抗温度計を用いた測定結果とがこの理論とよい一致を示している⁽⁶⁾。スパイクの付いた物体頭部の表面熱伝達率の測定は比較的持続時間の長い風胴で測定している。その結果スパイクの付いたためのよどみ点付近の表面熱流束の増減は超音速と極超音速領域とで差異がある。これらの原因については、いまだ明らかにされていない。

本報告では風胴よどみ点温度を変化させて、一様流全エンタルピーの表面熱流束におよぼす影響をしらべることを目的として実験を行ない、同時に光学的測定を併用して、流れの模様をしらべた。なお、実験を行なったマッハ数は 6.5, 1 cmあたりのレイノルズ数は $0.30 \sim 0.35 \times 10^5$ の範囲である。

2. 装 置

2.1 衝撃波風胴

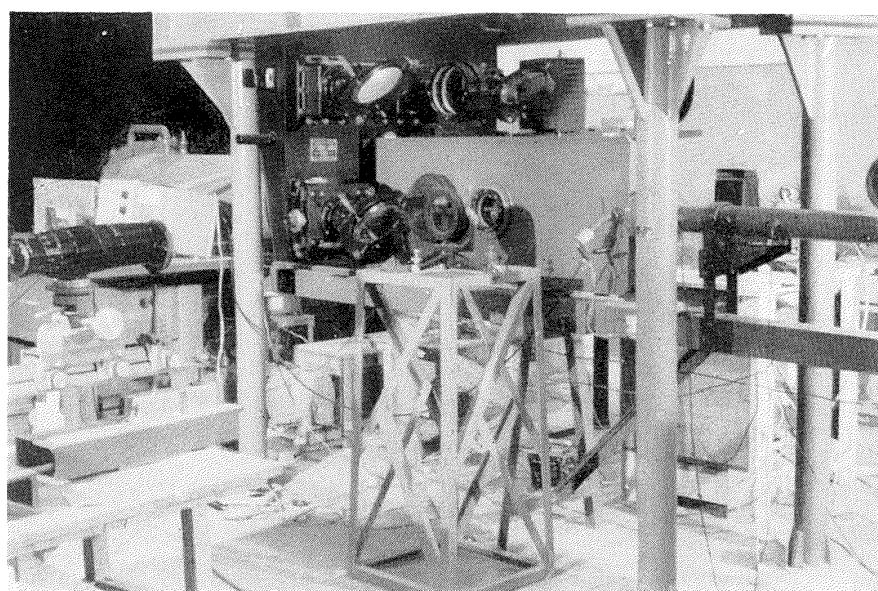
使用した衝撃波風胴の詳細については、近く別に報告する予定であるが、その概観を第1図 a および b に示す。本衝撃波風胴は 2 段膜反射型とよばれる型式で、測定部での一様流のマッハ数は 6.5 であることが、電子線密度測定法とその他の方法から決定された。また、流れの成立後の各瞬間ににおける流れの状態（密度、圧力その他）も与えられているが、本実験結果の解析ではその変化は無視できる。なお、本衝撃波風胴のよどみ点温度は、衝撃波管部に与えられる各初期圧力比 P_{41} において、既報の薄膜抵抗温度計により、あらかじめ測定する。その結果を第2図に示すが、このような場合の温度計出力と気体温度との関係は文献 1) に報告してある。また、第3図には各よどみ点温度における一様流のレイノルズ数を示した。

2.2 模型とそれに取り付けた薄膜抵抗温度計の較正

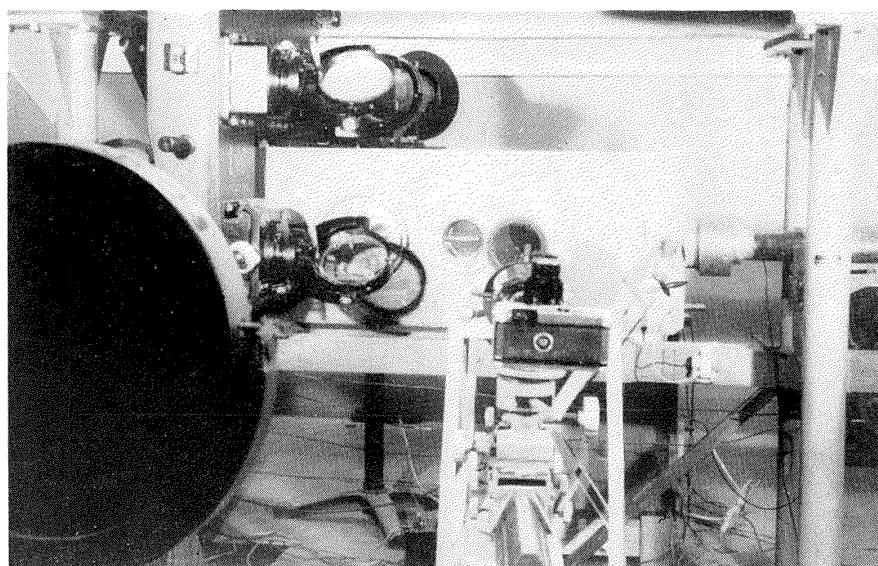
実験に用いられた模型の写真と寸法を第4図に示す。先端がパイルックス・ガラスでできた模型のよどみ点付近の軸対称円環状に白金薄膜を厚さ 0.2μ 程度に蒸着した。その膜の幅と位置とは各模型で同じとなるようにする。円環状薄膜の一部を除いた両端からリード線を取り出し、膜の抵抗値は数 10 オームになるようにする。表面温度測定のために膜の抵抗の温度係数を知らなくてはならない。その方法は「付記」に示してある。なお、筆者らはこの方法によって較正された白金薄膜の抵抗温度計の記録についての考察を行なった⁽¹⁾。

2.3 測 定 回 路

第5図に示すように、測定部におかれた模型からのリード線を直流ブリッジの一端に接続する。最初ブリッジを平衡させて、薄膜の抵抗変化による不平衡電圧を差動型の高感度プレアンプ（最高

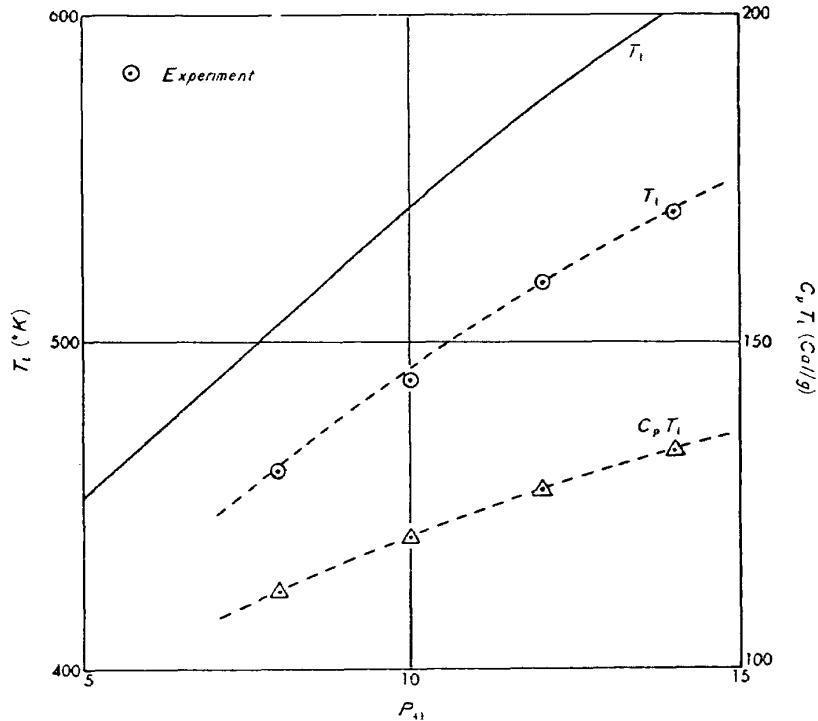


(a) 全 景

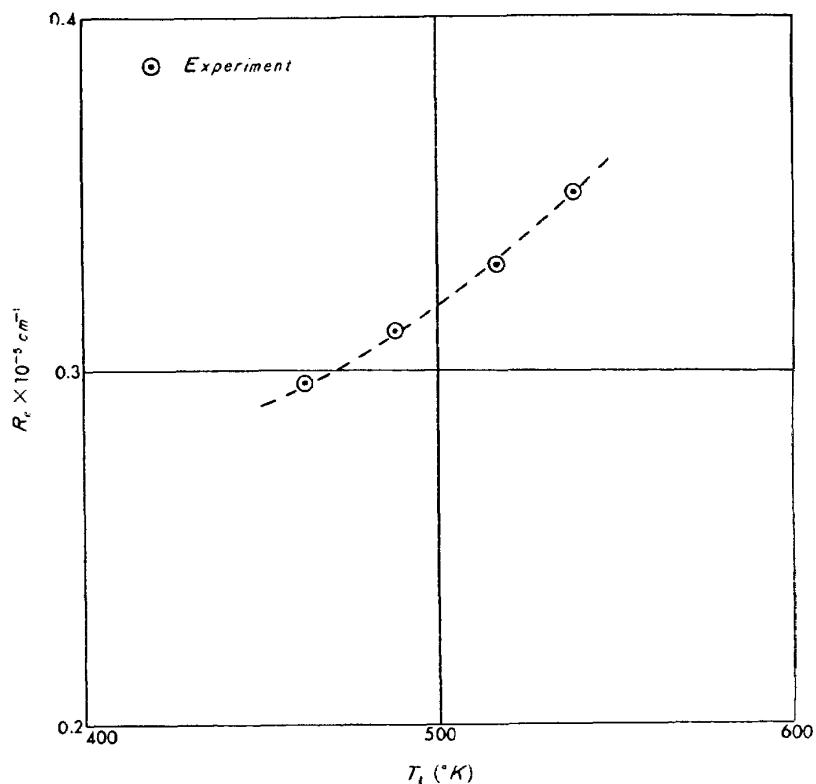


(b) 測 定 部

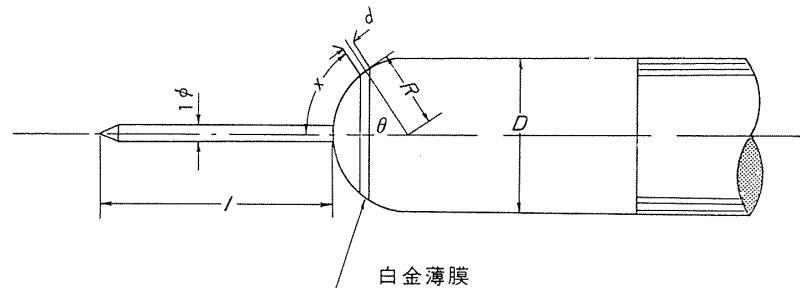
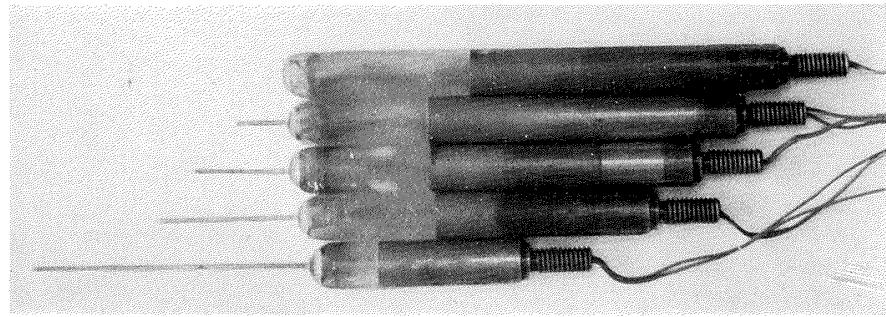
第1図 衝撃波風胴



第2図 風胴よどみ点温度 T_t 、よどみ点エンタルピー $C_p T_t$ と衝撃波管部初期圧比 P_{41} ($=P_4/P_1$) の関係 (◎印は薄膜抵抗温度計(文献1)による測定値、実線は P_{41} の各値に対して理想衝撃波管理論から計算した値)

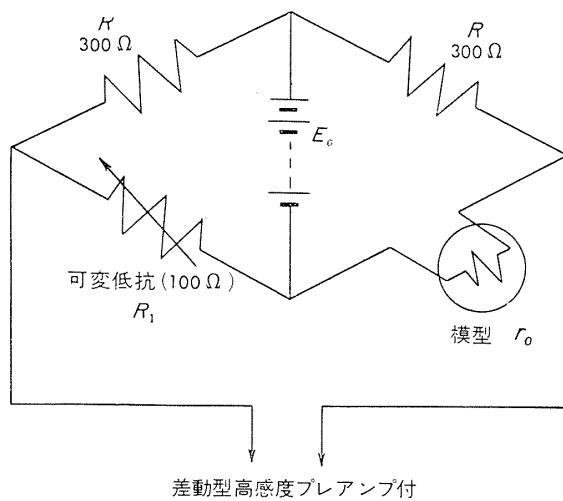


第3図 一様流レイノルズ数と風胴よどみ点温度 T_t の関係 (電子線による密度測定のデーターを用いて計算した値)



模型番号	I/D	膜巾 d	x	D	θ	膜の低抗値 r_0
1	0	1.4 mm	4.2 mm	10 mm	46°	41.0 Ω
2	1.2	"	3.9	"	45°	33.8
3	2.1	"	4.2	"	48°	51.0
4	3.1	"	4.2	"	48°	43.3
5	6.0	"	4.5	"	52°	38.0

第4図 模型とその寸法



第5図 模型の温度変化の測定回路

感度 1 mV/cm, 帯域幅 DC~350 kc, rejection 比 1:10,000) 付のシンクロ・スコープで測定した。トリガー装置の始動のために、圧電型またはアルミ箔の接触によるものを用いた。

3. 実験結果の解析

一様流中におかれた模型のよどみ点付近の表面温度変化をスパイクのある場合とない場合について、シンクロ・スコープにより衝撃波風胴の始動から記録した。その結果を第7図に示す。ブリッジの不平衡電圧 $V_0(t)$ と温度との関係は第5図の記号で、

$$V_0(t) \simeq \frac{\beta}{(1+\beta)^2} \cdot \alpha E_0 [T_f(t) - T_0], \quad \beta = \frac{r_0}{R} \quad (1)$$

ただし、 α は抵抗の温度係数で、[付記] の方法により、あらかじめ決定する。 T_f は薄膜の温度で物体の表面温度とみなすことができる。 T_0 は初期温度である。

一方、時間 $t < 0$ で表面温度 T_0 (一定値), $t > 0$ で $T(t)$ である場合に、時間 $t=t$ における単位時間に流入する熱量 $\dot{q}(t)$ は

$$\dot{q}(t) = \sqrt{\frac{(k\rho c_p)_b}{\pi}} \int_0^t \frac{1}{(t-\tau)^{1/2}} \frac{dT}{d\tau} d\tau \text{ cal/cm}^2 \text{ sec} \quad (2)$$

で与えられる^(2,3,11)。ここで $(k\rho c_p)_b$ は物体 (パイレックス・ガラス) の熱伝導率、密度、比熱の積をあらわす。 $\dot{q}(t)$ と $V_0(t)$ の関係は (1), (2) 式より

$$\dot{q}(t) = \sqrt{\frac{(k\rho c_p)_b}{\pi}} \frac{1}{\alpha E_0} \frac{(1+\beta)^2}{\beta} \left\{ \frac{V_0(t)}{\sqrt{t}} + \frac{1}{2} \int_0^t \frac{V_0(t) - V_0(\tau)}{(t-\tau)^{3/2}} d\tau \right\} \quad (3)$$

特に出力電圧が

$$V_0(t) = ct^{1/2} \quad (c, \text{ 定数})$$

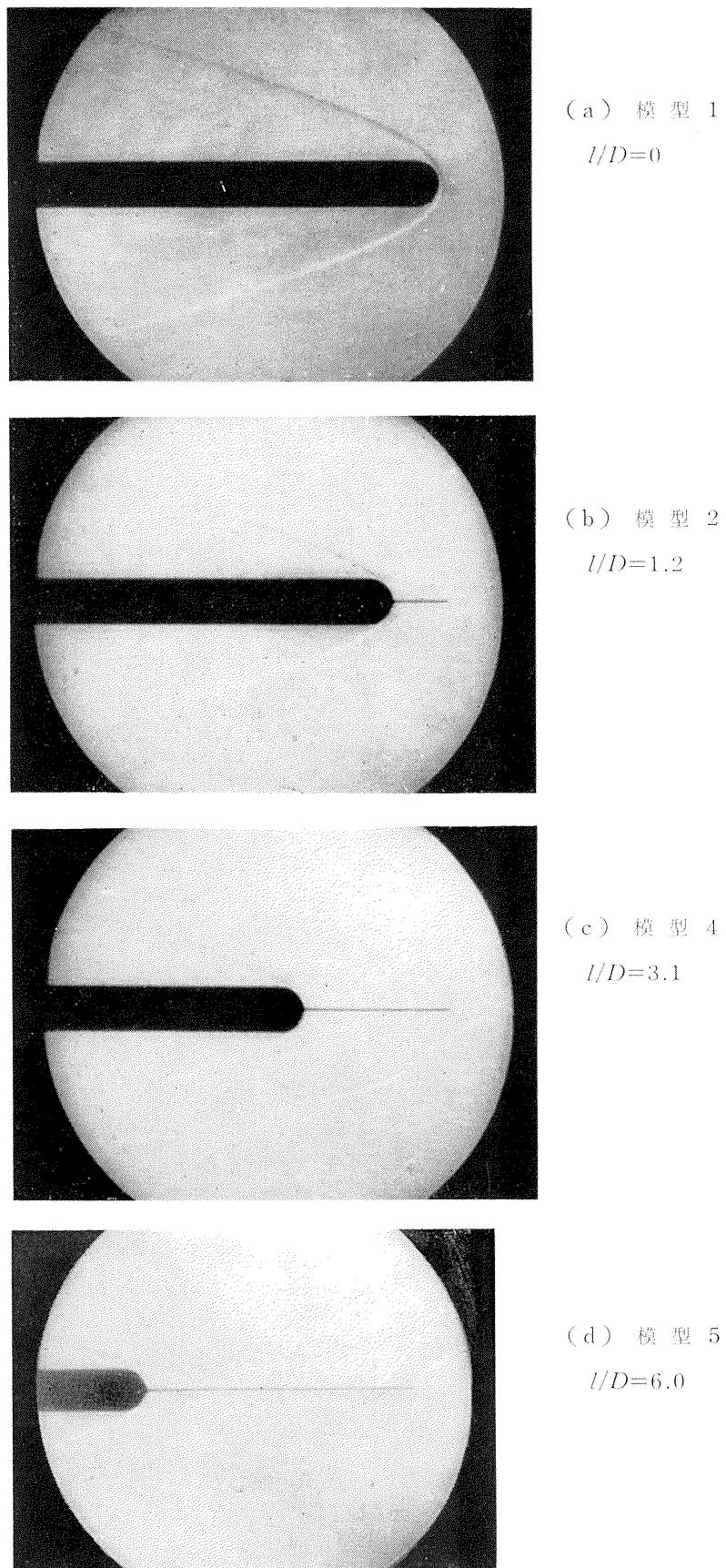
で変化する場合、 $\dot{q}(t)$ は

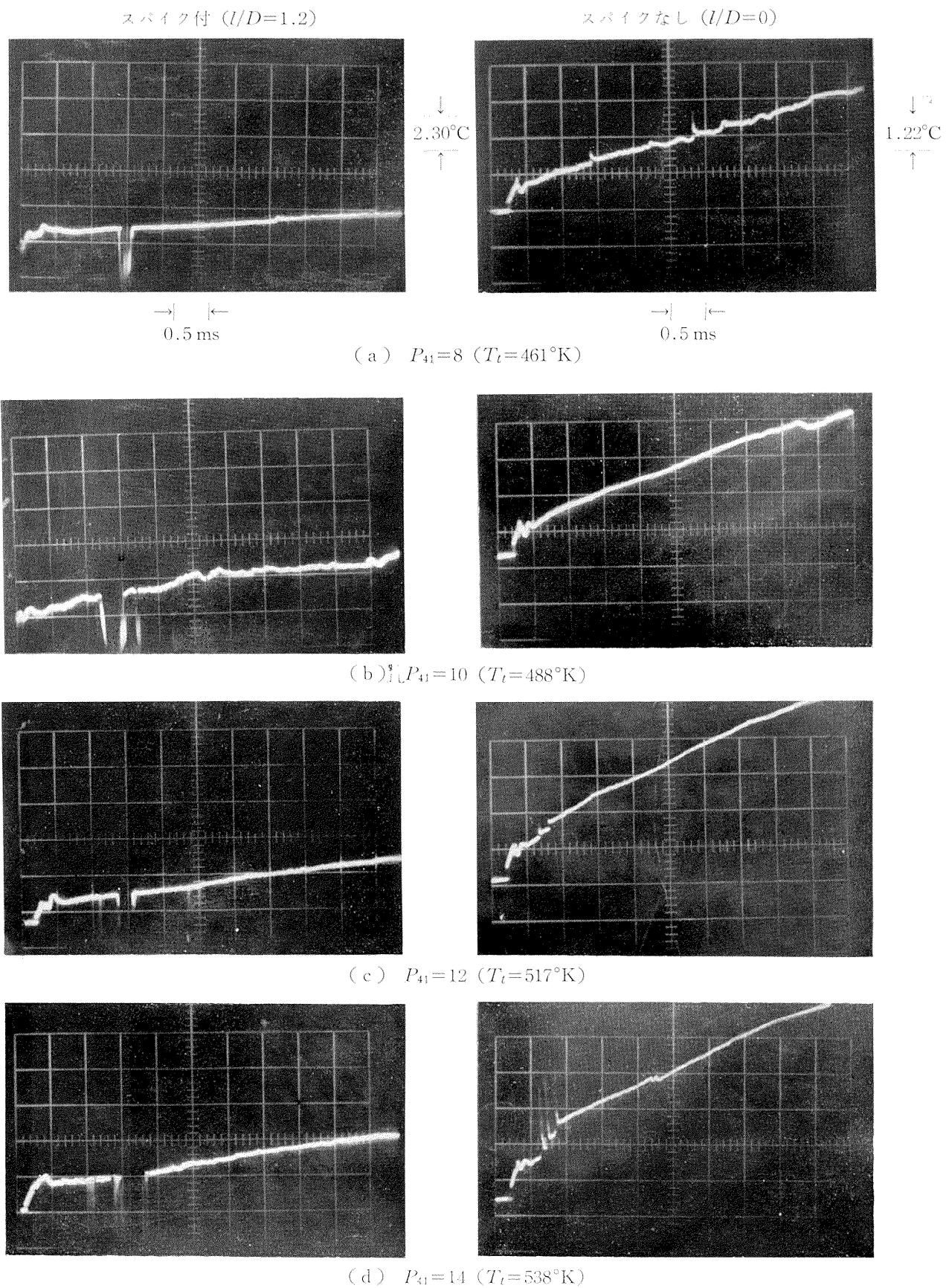
$$\dot{q} = c \frac{\sqrt{\pi (k\rho c_p)_b}}{2} \frac{1}{\alpha E_0} \frac{(1+\beta)^2}{\beta} \quad (4)$$

なる一定値をとる。このような場合には実験データーから単に c の値を決めるだけで、 \dot{q} の値が得られる。

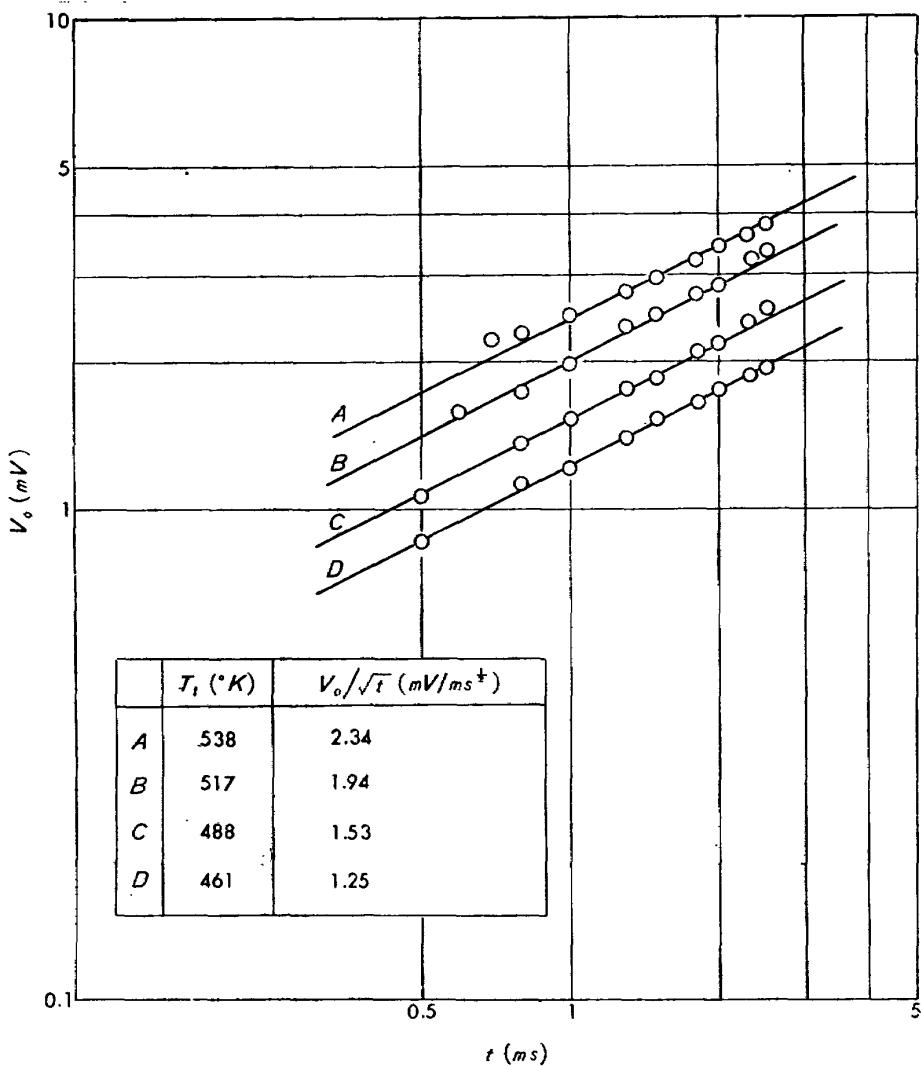
第7図において、スパイクのない場合の $t \sim V_0(t)$ の関係はほぼ放物線的であり、 \dot{q} が一定値をとることが示されている。 $V_0(t)$ と時間 t とを第7図から得て、対数目盛で示すと第8図のように $1/2$ の傾斜をもつ直線となる。本風胴の一様流持続時間は約 2.5 ms であるので、それ以後の値は勾配も変るようである。また、スパイク付模型のよどみ点付近の温度変化は第7図に示すように、一般的に、放物線的とならず \dot{q} は一定値とならない。この場合には第7図から各時間における出力電圧 $V_0(t)$ を読み、(3) 式の括弧内を数値的に計算した。

なお、スパイクなしの場合とある場合との模型表面温度の時間変化を比較して、第9図に示してある。風胴よどみ点温度 $T_t = 517^\circ\text{K}$ の場合の例である。

第6図 シュリーレン写真による模型まわりの流れ ($M=6.5$)



第7図 模型のよどみ点付近の温度変化の記録（測定部初期圧 2 mmHg）

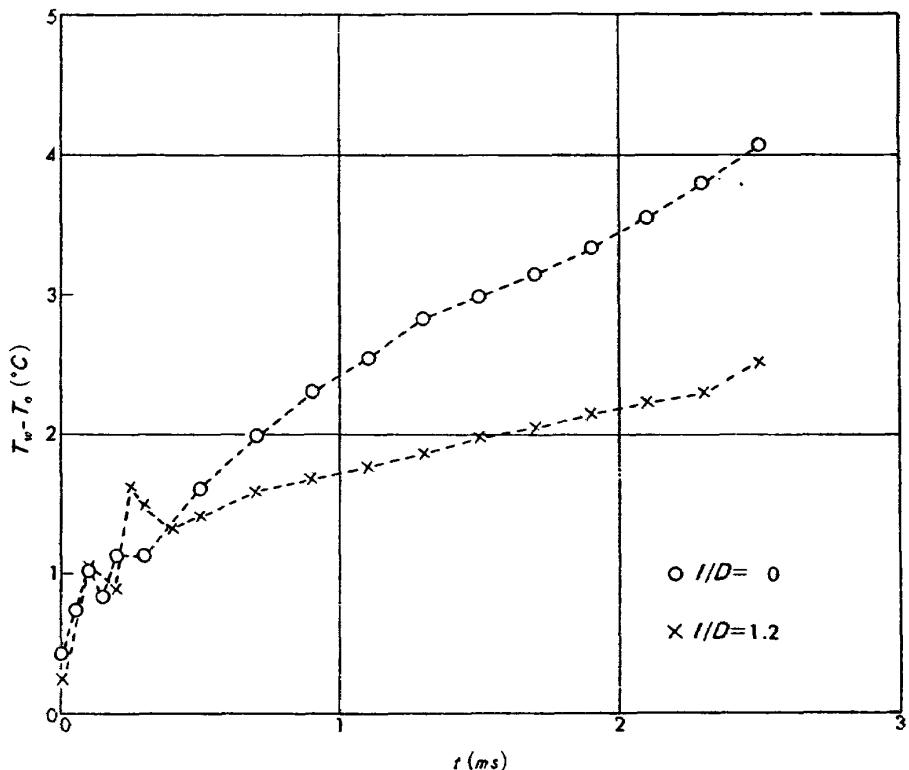


第8図 スパイクなし模型の V_0 と t の関係 (第7図より読みとったもの;
 ΔT_w ($^{\circ}C$) = $1.22V_0$ (mV) により壁面温度 T_w に換算できる。)

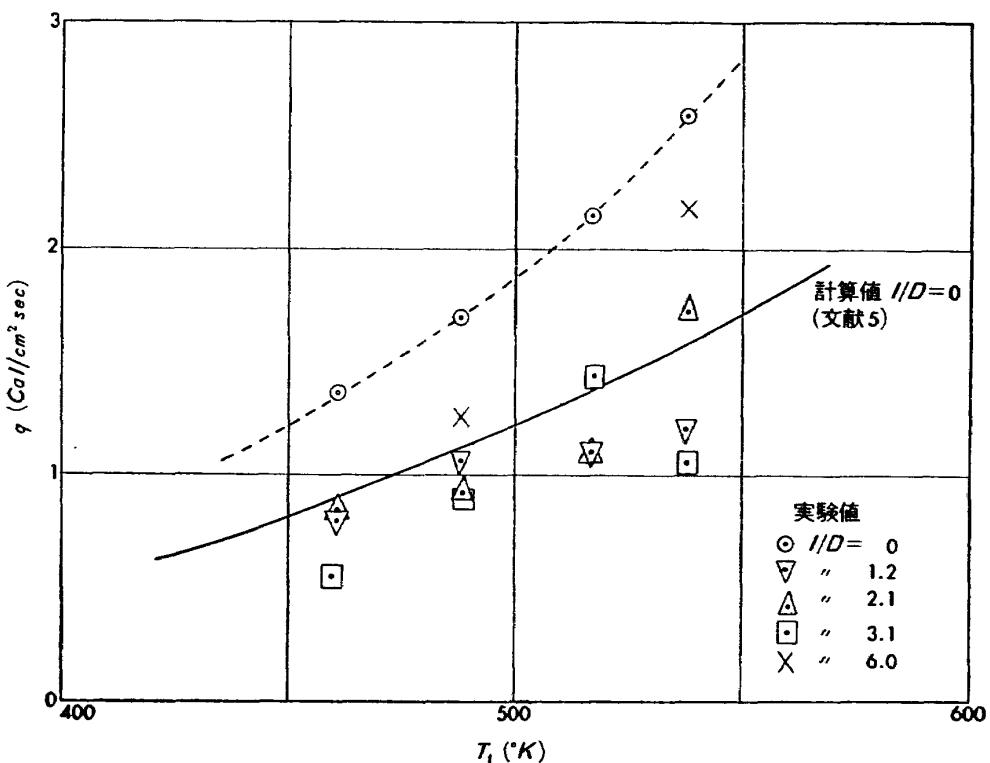
4. 実験結果と従来の結果との比較

前章でも述べたように、第6図には模型まわりの流れのシュリーレン写真を示している。第7図には薄膜抵抗温度計の出力変化の測定結果を示し、第8図にはスパイク付とスパイクのない場合の表面温度の時間による変化を比較して示してある。

一様流の全エンタルピーは衝撃波管部の初期圧力比 p_{41} によって変化させ、その場合の模型よどみ点付近の表面熱流束を前章の解析により求めた。それらの結果が第10図に示されている。とくにスパイクのない場合については文献(5)のL. Leesの理論に模型の温度の補正を行ない、各全エンタルピーにおける模型表面熱流束を求め、その測定値と比較している。(この理論は半球のよどみ点における熱伝達率を与える、さらによどみ点付近の任意の点における熱伝達率に換算することができる。また、この理論によるとよどみ点付近の層流境界層内の物体表面熱流束は一様流の全エ



第9図 壁面温度変化のスパイクの有無による違い
($p_{41}=12$ ($T_t=517^{\circ}\text{K}$) の場合につき第7図より読みとったもの。)



第10図 表面熱流束 q の風洞よどみ点温度 T_t に対する変化
(スパイク付の場合は風洞始動後 1 ms における値を示す。)

ンタルピーに関係がある。)

なお、文献(12)では物体表面が高温になるために物体の熱伝導率その他の物性値が変化するので、その効果も考慮しなくてはならないとのべているが、本実験では第9図からもわかるように測定中における模型の表面温度変化は無視できる。

スパイク付の場合はスパイクのない場合とほぼ同じ位置で測定し、前述の方法で求めたよどみ点付近の表面熱流束を第10図に示した。本風洞の $M_\infty=6.5$ の極超音速流の持続時間は 2.5 ms で、スパイク付の場合の方がスパイクなしの場合より 20~60% 減少することがわかった。一般に極超音速流の光学的測定が困難であるために、流れの性質が決定されにくいことと、物体前方の流れの理論的解析が困難であることによって、これらの原因はまだ明らかにされていない。

スパイク模型の表面熱伝達については、二つの報告(文献(9), (10))があるが、これらは比較的流れの持続時間の長い間欠式風洞で、熱電対を用いて測定されたものである。先端部半球面上の熱伝達率の平均値を求めている。文献(9)では $M_\infty=2.67$, $R_e=0.285 \times 10^6$ の風洞で実験し、スパイクのある場合の方がない場合の 2 倍の表面熱流束をもつという結果を与えていた。一方、文献(10)では $M_\infty=14$, $R_e=0.36 \times 10^6$ のヘリウム風洞で実験し、逆にスパイク付の場合の方が 20~60% 減少し、スパイクの長いほど減少の効果が大きいという結果をえている。

最近の報告では円錐の先端にスパイクを付けた場合の $M_\infty=10$ 極超音速流のシュリーレン写真をしらべ、スパイク長さと物体直径の比を適当にとると物体前面を剪断流内に入れることができ、表面熱流束を減少させることができると結論している⁽¹³⁾。

5. 結論

当所の極超音速衝撃波風洞を用いて行なったスパイク付と付でない場合との表面熱流束を比較した結果について報告した。これらの結果は次のように要約される。

1) 半球・円柱模型のよどみ点付近の表面熱伝達を $M_\infty=6.5$, $R_e/cm=0.30 \sim 0.35 \times 10^5/cm$ で測定すると、風洞よどみ点温度(あるいは一様流全エンタルピー)に対する表面熱伝達の変化は、L. Lees の理論と傾向的には一致する。

2) 半球・円柱模型の先端部にスパイクを付けた場合、同じ位置での表面熱伝達はスパイクの長さに関係なく、スパイクのない場合より 20~60% 減少する。(ただし、 $l/D > 1.2$ の範囲で実験を行なった。)

物体まわりの流れの観測を行なう必要があるので、密度または静圧の高い極超音速流での実験がのぞましい。また、極超音速飛しょう体の表面熱流束をスパイクによって減少できるので、実際の飛しょう体に応用できる可能性がある。

なお、本実験に統いて先端の鈍い、あるいは鋭い円錐、平板の表面熱伝達の測定をすすめており、

それらの結果を引き続いて報告する予定である。

6. あとがき

本実験に際し、長い期間御配慮いただいた平木部長、薄膜抵抗温度計に関し終始貴重な御討論をいただいた東京大学生産技術研究所玉木教授、また、本報に関し貴重な御意見をいただいた原動機部甲藤好郎室長に感謝の意をのべる。なお、本実験は衝撃波研究室曾我男技官、斎藤了之君の協力によるものであることを付記して感謝の意をのべたい。とくに、衝撃波風洞の運転と光学的測定とは両氏の努力によるものである。

[付 記]

3. でのべたことにより表面熱流束 \dot{q} は $\alpha/(k\rho c)_b$ なる量に関係している。したがって、 \dot{q} の値を知るために模型の表面に蒸着した白金薄膜の抵抗の温度係数 α を知っておかなければならぬ。ここでは次の方法によった。すなわち、2. でのべた直流ブリッジの一端にこの模型上の抵抗をつなぎ、温度のわかっている水の中にこの模型の薄膜部分を挿入した際の直流ブリッジの不平衡電圧 V_0 を高感度プリ・アンプ付のシンクロスコープで読む。この薄膜の抵抗値 r は r_0 を初期温度 T_0 での抵抗値として、

$$r = r_0[1 + \alpha(T_f - T_0)]$$

ここで T_f は薄膜の温度であるが、薄膜の熱容量は十分小さいから、これは模型の表面温度に等しいとみなされる。 T_f は後述の方法での水の温度 T_w から見積る。直流ブリッジの不平衡電圧 V_0 は第5図の記号で

$$\frac{V_0}{E} = \frac{R}{R_1 + R} \frac{r - R_1}{r + R}$$

ここで最初に可変抵抗を $R_1 = r_0$ に合わせておき、 $R \gg r_0$ にとると、 $\alpha(T_f - T_0) \ll 1$ として

$$\alpha \approx \frac{(R+r_0)^2}{Rr_0} \frac{1}{E_0} \left(\frac{\partial V_0}{\partial T_f} \right) \text{deg}^{-1}$$

したがって、各温度 T_f に対する V_0 の値をプロットして $\partial V_0 / \partial T_f$ を知れば上式から α がわかる。模型の表面温度 T_f と水の温度 T_w の関係は次の方法によった。模型（初期温度 T_0 ）も水（温度 T_w ）も一次元的なひろがりをもつ半無限物体とし、それらを接触させた際の模型（パイレックス・ガラス）表面の温度 T_f は Carslaw* によると、

$$T_f = \frac{1}{1+\sigma} (T_w - T_0) + T_0, \quad \sigma = \left[\frac{(k\rho c)_b}{(k\rho c)_w} \right]^{1/2}$$

となる。ただし、対流による熱の伝達は無視する。 $20^\circ\text{C} < T_w < 80^\circ\text{C}$ で σ は約 1.2 になる。上

* H. S. Carslaw and J. C. Jaeger: "Conduction of Heat in Solids" second ed. Oxford (1959) p. 87.

式から水温 T_w から模型の表面温度 T_f に換算することができる。

以上の方針によって求めた薄膜の抵抗の温度係数の値を下表に示す。

模型番号	$r_0(\Omega)$	$\partial V_0 / \partial T_f$ (V/°C)	α (/°C)
1	41.0	0.155×10^{-3}	1.25×10^{-3}
2	33.8	0.145 //	1.49 //
3	51.0	0.175 //	1.37 //
4	43.3	0.185 //	1.61 //
5	38.0	0.133 //	1.26 //

参考文献

- (1) I. Wada, R. Matsuzaki: Heat Gauge Records on Shock Tube End-Plate. Japanese J. Appl. Phys. Vol. 1 (1962) 65.
- (2) J. Rabinowicz, M. E. Jessey and C. A. Bartsch: Resistance Thermometer for Heat Transfer Measurements in Shock Tube. GALCIT Memo. No. 23 (1956).
- (3) B. D. Henshall and D. L. Schultz: Some Note on the Use of Resistance Thermometer for the Measurement of Heat Transfer Rate in Shock Tube. NPL CP No. 408 (1958).
- (4) A.P. Sabol: Measurements in a Shock Tube of Heat Transfer Rates at the Stagnation Point of a 1.0-inch Diameter Sphere for Real-Gas Temperature up to 7,900°R. NASA TN 4354 (1958).
- (5) L. Lees: Laminar Heat Transfer over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds. Jet Propulsion Vol. 26, No. 4 (1956) 259.
- (6) "Hypersonic Flow" ed. by A. R. Collar and J. Tinkler, Butterworths Scientific Publication, London (1960) 203.
- (7) D. H. Crawford and W.D. McCauley: Investigation of the Laminar Aerodynamic Heat-Transfer Characteristics of a Hemisphere Cylinder in the Langley 11-inch Hypersonic Tunnel at a Mach Number of 6.8. NACA TN 3706 (1956).
- (8) H. A. Stein and K. Wanlass: Theoretical and Experimental Investigations of Aerodynamic-Heating and Isothermal Heat Transfer Parameters on a Hemispherical Nose with Laminar Boundary Layer at Supersonic Mach Numbers. NACA TN 3344 (1954).
- (9) J. R. Satlder and H. V. Nielsen: Heat Transfer from a Hemisphere-Cylinder Equipped with Flow-Separation Spikes. NACA TN 3287 (1954).
- (10) S.M. Bogdonoff and I.E. Vas: Preliminary Investigations of Spiked Bodies at Hypersonic Speeds. J. Aerospace Sci. Vol. 26 No. 2 (1959) 65.
- (11) R. Bromberg: Use of the Shock Tube Wall Boundary Layer in Heat Transfer Studies. Jet Propulsion, Vol. 26, No. 9 (1959) 737.
- (12) R. A. Hartunian and R.L. Varwig: On Thin-Film Heat Transfer Measurements in Shock Tube and Shock Tunnels. Phys. Fluids, Vol. 5, No. 2 (1962) 169.
- (13) C. J. Wood: Hypersonic Flow over Spiked Cone. J. Fluid Mech. Vol. 12, Part 4 (1962) 614.

NAL TR-36
航空技術研究所
衝撃波風洞による表面熱伝達の実験

1963年1月 13ページ

極超音速衝撃波風洞を用いて、半球・円柱模型およびその先端にスパイクを有する模型の極超音速流中でのよどみ点付近の表面熱流束 (Surface heat transfer rate, 次元は cal/cm² sec) を測定した結果についての報告である。本風洞の測定部における一様流マッハ数は 6.5, 1 cmあたりのレイノルズ数範囲は $0.30 \sim 0.35 \times 10^5 / \text{cm}$ である。

結果は、スパイクのある場合のよどみ点近くの表面熱流束は、スパイクのない場合の 20%～60% の減少で、スパイクの長さには無関係であることが示された。なお、スパイクのない場合の実験値は、L. Lees の理論と比較され、定性的に一致している。

I. 和田 勇
松崎利一
II. NAL TR-36
NAL TR-36
航空技術研究所
衝撃波風洞による表面熱伝達の実験

1963年1月 13ページ

極超音速衝撃波風洞を用いて、半球・円柱模型およびその先端にスパイクを有する模型の極超音速流中でのよどみ点付近の表面熱流束 (Surface heat transfer rate, 次元は cal/cm² sec) を測定した結果についての報告である。本風洞の測定部における一様流マッハ数は 6.5, 1 cmあたりのレイノルズ数範囲は $0.30 \sim 0.35 \times 10^5 / \text{cm}$ である。

結果は、スパイクのある場合のよどみ点近くの表面熱流束は、スパイクのない場合の 20%～60% の減少で、スパイクの長さには無関係であることが示された。なお、スパイクのない場合の実験値は、L. Lees の理論と比較され、定性的に一致している。

I. 和田 勇
松崎利一
II. NAL TR-36
NAL TR-36
航空技術研究所
衝撃波風洞による表面熱伝達の実験

1963年1月 13ページ

極超音速衝撃波風洞を用いて、半球・円柱模型およびその先端にスパイクを有する模型の極超音速流中でのよどみ点付近の表面熱流束 (Surface heat transfer rate, 次元は cal/cm² sec) を測定した結果についての報告である。本風洞の測定部における一様流マッハ数は 6.5, 1 cmあたりのレイノルズ数範囲は $0.30 \sim 0.35 \times 10^5 / \text{cm}$ である。

結果は、スパイクのある場合のよどみ点近くの表面熱流束は、スパイクのない場合の 20%～60% の減少で、スパイクの長さには無関係であることが示された。なお、スパイクのない場合の実験値は、L. Lees の理論と比較され、定性的に一致している。

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 橋口一雄, 高橋利之 鳥海良三
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 2m×2m 遷音速風洞の 計画と構造 Design and Construction of the National Aeronautical Laboratory 2m×2m 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
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, 増武敏 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 その微小振り振動について 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 Over-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

航空技術研究所報告 36号

昭和38年1月 発行

発行所 航空技術研究所

東京都三鷹市新川700

電話武藏野(0422)35171(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