感温塗料による熱伝達の測定*

—極超音速流中の鈍頭楕円錐を例として—

久保田 弘 敏**・河野 長 正**

1. ま え が き

熱伝達を測定するためには熱電対を用いるのが一般的で、かつ精度も良い。しかし、測定対象物形状によっては熱電対取付が困難なものもあり、また、風洞内の流れ中におかれた物体への熱伝達を測定する場合には、熱電対出力の取り出し方に神経を使うことが多い。熱電対導線への熱伝導の補正にも特別の考慮を払う必要がある。

感温塗料 (temperature-sensitive paint) による熱伝達測定法¹⁾は、これらの難点のある程度まで解消し、取り扱いが簡単で、かなりの精度で定量的な測定ができるという利点を有するが、最大の利点は、定性的な温度、熱伝達パターンの可視化が行なえるということであろう。感温塗料(色変化塗料、相変化塗料)は、その塗料固有の特性温度で色変化あるいは相変化を起こす²⁾ので、これを対象物表面に塗り、その色/相変化パターンの進行具合から熱伝達率を知ることができる。この方法によれば、気流中におかれた任意形状物体への熱伝達の非接触測定が比較的容易に行なえる。

この方法の確立のための研究は、アメリカでは1960年ごろから NASA ラングレー研究所を中心にして始められた。STAINBACK³⁾、JONES & HUNT⁴⁾はその草分けともいえる存在で、特に後者は、半球円筒、アポロ回収船型物体、ベル型物体等の比較的簡単な形状物体を例にとり、熱伝達率を定量的に得る手法を提出したことで、その後、この種の文献には必ず引用されるほどである。GREGOREK & LEE⁵⁾、SCHEPERS (西ドイツ)⁶⁾、CERESUELA & BETREMIEUX (フランス)⁷⁾らは、この方法を用いて、種々の流れの条件に対し、種々の形状物体への熱伝達を測定し、熱電対や赤外線温度計による測定値と比較した。MATEER⁸⁾は円錐上の遷移位置を見つけるのにこの方法を用い、熱電対による結果と比較している。

* 昭和52年4月6日第8回年会講演会、空気力学実験の新しい手法シンポジウムで講演。

昭和52年9月12日原稿受理。Heat Transfer Measurement by Use of Temperature-Sensitive-Paint—Application to Blunted Elliptical Cone in Hypersonic Flow—

** 航空宇宙技術研究所 Hirotohi Kubota and Nagamasa Kono

筆者らは、1972年ごろからこの方法に着目し、回収用揚力飛行体の空力加熱の測定を行なうことに着手してきた⁹⁾。ここ数年、NASAでは、スペース・シャトル開発の必要上から、実際の複雑な形状の縮尺模型に対して実用的な熱伝達測定結果を数多く出しているが(例えば LOVE¹⁰⁾、揚力飛行体の基本形状である鈍頭楕円錐等の物体に対する実験的データはほとんど見られない。HILLSAMER & RHUDY¹¹⁾によるマッハ数10の気流中の鈍頭楕円錐熱伝達の熱電対を用いた唯一の測定結果も、あまり満足すべきものではないようである¹²⁾。

以上の観点から、本文では、感温塗料による熱伝達測定法について述べ、この方法を用いて極超音速流中の鈍頭楕円錐への熱伝達測定を行なった結果を示すとともに、それに影響をおよぼすいくつかのファクタの効果について検討を加えることとした。

2. 感温塗料による測定法の原理

この測定法では、流れから物体へ伝達された熱は、物体壁で何ら損失なく、物体内部へ一次元的に伝えられるものとしている。このとき、物体内には一次元熱伝導による温度分布が生じ、これは、実験条件、物体材料の物性値、物体内部温度、および物体表面温度によって決まる。温度分布が与えられれば、熱伝達率は物体内部壁上での温度勾配に熱伝導率を掛けて得られる。物体表面温度は、表面に塗った感温塗料の色/相変化温度に等しくなっているので、塗料の色/相変化温度を知っておけば、色/相変化が起こった地点の熱伝達率がわかる。

半無限物体内の、表面に垂直に内側への一次元熱伝導による温度分布は、方程式

$$\partial T / \partial t = (k / \rho c) \partial^2 T / \partial y^2 \quad (1)$$

$$\text{を、初期条件: } T(y, 0) = T_i \quad (2)$$

境界条件: 物体表面で

$$\partial T(0, t) / \partial y = h [T_{\infty} - T(0, t)] / k \quad (3)$$

$$\text{物体内部で } T(\infty, t) = T_i \quad (4)$$

のもとで解いて決められる。ここで、 $T(y, t)$ は温度、 y は物体表面から垂直に内部へ測った距離、 t は時間であり、 ρ, c, k は物体材料の密度、比熱、熱伝導係数である。また、 T_{∞}, T_i は断熱壁温度、物体内部温度

である。

加熱開始後、表面が色/相変化温度 T_c に達するまでに要する時間を t_c とすると、(1)式の解は

$$(T_c - T_i)/(T_{aw} - T_i) = 1 - \exp(\beta^2) \operatorname{erfc}(\beta) \quad (5)$$

ここで

$$\beta = h\sqrt{t_c}/\sqrt{\rho c k} \quad (6)$$

である。したがって、(5)式より β が求められれば、材料の物性値を用いて(6)式により熱伝達係数 h が決定され、さらに、熱伝達率 q_w が

$$q_w = h(T_{aw} - T_i) \quad (7)$$

で得られる。

断熱壁温度 T_{aw} は、局所マッハ数 M_e と回復係数 r を用いて

$$T_{aw}/T_0 = \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2\right) / \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2\right) \quad (8)$$

で得られる。ここで、 T_0 は主流よどみ点温度、 γ は主流気体の比熱比である。局所マッハ数は、複雑な形状物体に対しては厳密には求められないので、何らかの近似解法で得なければならない。

この方法による測定の実際の手順は次のようである。

① 物体表面に、色/相変化が識別できる程度に感温塗料を薄く塗る。

② 加熱を開始し、開始後の時間と色/相変化のパターンを記録する。(色/相変化の境界線が等温線となるので、その等温線の位置と時間との関係を得る)

③ (8)式によって局所断熱壁温度を計算する。

④ 材料物性値 $\rho c k$ と、②で得られた色/相変化時間 t_c を(5)、(6)式に代入して、熱伝達係数 h を物体表面上のそれぞれの位置に対して求める。(7)式から局所熱伝達率 q_w を得る。

3. 空力加熱問題への応用

3.1 模型 この測定法を用いるためには、模型材料は次のような性質を有していることが望ましい。

① 熱伝導が小さく、熱容量が大きいこと。また、表面の曲率が小さいこと。

② 大きな空力加熱に耐えるため、材料の耐用温度

はできるだけ高く、かつ、熱変形が小さいこと。

③ (6)式に必要な物性値 $\rho c k$ が一様で、その値が正確にわかっていること。

④ 気流の動圧に耐える機械的強度を有すること。

⑤ 表面が滑らかで、無孔質であること。

⑥ 色/相変化識別のために、表面は黒色であること。

ここで用いた材料は、次の三種である。

(i) エポキシ系合成樹脂スタイキャスト #2762

(エマーソン・カミング・ジャパン)

(ii) アスベスト入りフェノール樹脂 (恒栄産業)

(iii) セラミック (日本特殊陶業)

これらの物性値は第1表に示すようで、スタイキャストに関しては詳細なデータも発表されつつある¹³⁾が、ここでは、セラミックとともに、それぞれ製造会社のカタログ値を用い、アスベスト入りフェノール樹脂については、小川と野口の方法¹⁴⁾によって実測した。ステンレス・スチールの物性値も第1表にあわせて示したが、これと比較すると、上記三種の材料の熱伝導性はステンレス・スチールより一桁小さく、熱膨張もそう大きくはない。軽量模型が作れるという利点もある。特にスタイキャストは、耐用温度も高く、強度的にも十分に、色も黒いことからさきの条件をほぼ満た

第1図 風洞実験模型, 単位 mm. T_1, T_2, T_3, T_4 はアスベスト入りフェノール樹脂に設けた熱電対。
 $R_{b1} = 12.8 \text{ mm}$, $R_{b2} = 5.5 \text{ mm}$, $\theta_{c1} = 15^\circ$,
 $\theta_{c2} = 7^\circ 38'$.

第1表 模型材料の比較

材 料	ス テ ン レ ス ・ ス チ ー ル	ア ス ベ ス ト 入 り フ ェ ノ ー ル 樹 脂	セ ラ ミ ッ ク	ス タ イ キ ャ ス ト 2762
物 性 値				
密 度 (g/cm ³)	7.7	1.63	2.6	2.30
比 熱 (cal/g/°C)	0.11	0.29	0.19	0.30
熱 伝 導 係 数 (cal/cm/sec/°C)	59.7×10^{-3}	2.27×10^{-3}	6.0×10^{-3}	3.3×10^{-3}
熱 膨 張 係 数 (1/°C)	1.1×10^{-5}	3.0×10^{-5}	4.6×10^{-5}	1.5×10^{-5}
耐 用 温 度 (°C)	1510	160	1450	260
出 典	機 械 工 学 便 覧	実 測 ¹⁴⁾	日本特殊陶業資料	EMERSON & CUMMING TB 7-2-12

しているといえる。

これらの材料を用いて製作した風洞用模型は第1図に示すような、断面の長軸/短軸比が2:1の鈍頭楕円錐で、短軸母線を風上、風下にして迎え角がとれるようになっている。ただし、セラミック模型は無迎え角のもののみとした。アスベスト入りフェノール樹脂とスタイキャストとは模型製作法が異なり、後者は注型式であるため、鋳型さえ完備すれば、どんな形状の模型でも比較的容易に製作できる。このことに関しては、筆者らの経験による文献¹⁹⁾を参照されたい。なお、アスベスト入りフェノール樹脂模型には、測定値比較のため電熱対を4か所に設けた。

3.2 感温塗料 第2表に示した色変化塗料(米国 Curtiss-Wright 社製 Detectotemp および西独 Faber-Castell 社製 Thermocolor)と相変化塗料(米国 Markal 社製 Thermomelt)を用いた。表に掲げたもの以外にも40℃から1,350℃までの各種の特性温度を有する塗料が製造されており、4段変色塗料もある。色変化塗料は重金属の化合物で、その化学変化により変色する²⁰⁾が、詳しい機構はわからない。相変化塗料は通常は固相で、ある一定温度で液相に移行する。常温では色変化塗料は微粒子粉末状、相変化塗料は固体状であるので、これらを重量比で10倍くらいのシンナーで溶かし、スプレー・ガンで模型表面に塗布する。もともと、塗料には適当なレジンが加えてあって接着力を有するが、これだけでは風洞実験時に吹き飛んでしまうこともあり、適量の粘着剤を加えて接着力を増す必要がある。

実験に先立ち、鉄および銅板を用いた校正装置によって各感温塗料の特性温度の測定を行ない、その有効性を確かめた。

3.3 実験法 実験は、航技研極超音速風洞を用いて、主流マッハ数7.1、主流よどみ点圧力30~60 kg/cm²、主流よどみ点温度400~700℃、単位 cm²あたり

主流レイノルズ数 $0.8 \sim 2.0 \times 10^5$ の範囲で、迎え角を0°, 15°, 30°, 45°に変えて行った。迎え角 α は、鈍頭楕円錐短軸母線が風上あるいは風下になるよう変化させた(第1図参照)。色/相変化パターンを観測は、気流内への模型挿入時から1.3~5.0コマ/秒の速度でカラー写真を、2.0~3.0コマ/秒の速度で白黒写真を同時に撮影することによって行ない、それらの写真から時間的に変化する等温線位置を得た。

3.4 結果とその検討

(1) 色/相変化パターン 実験で得られた代表的な色/相変化パターンを第2図、第3図に示す。すなわち、第2図(a), (b), (c)は無迎え角模型上の93℃相変化塗料の、第3図(a), (b), (c)は迎え角45°の模型の風上側での165℃色変化塗料の感温時間変化の代表的なものである。写真で黒く見える部分が変色/相域である。この等温線位置を写真から読み取り、(6), (7)式で得られる熱伝達量と関係づければその分布図が描ける。第4図はそうにして得られた熱伝達係数の分布図の一例である。(8)式で必要な局所マッハ数は、ニュートン流の圧力分布を用いた DEJARNETTE の方法¹⁶⁾から得た。

第2図 相変化パターン。 $\alpha=0^\circ$, $Re_\infty/\text{cm}=1.67 \times 10^5$, $T_{pe}=93^\circ\text{C}$.
(a) $t=2.3$ 秒, (b) $t=10.0$ 秒, (c) $t=25.4$ 秒。

第2表 使用した感温塗料

色 変 化 塗 料	変化前の色	変化後の色	色変化温度(T_{ce})(℃)
	白	青	80
	ピンク	ライラック	95
	黄	青紫	110
	赤紫	青	140
	緑	茶	165
	白	茶	175
	緑	茶	220
相 変 化 塗 料	黄→黒→青紫(三変色)		175→290→340
	変化前の相	変化後の相	相変化温度(T_{pe})(℃)
	固	液	93
	固	液	107
	固	液	135

(2) 軸方向熱伝達率分布 鈍頭円錐頭部先端を原点とし、母線上にとった距離を s とする。頭部先端

第3図 色変化パターン。 $\alpha=45^\circ$, $R_{e\infty}/\text{cm}=1.08 \times 10^5$, $T_{cc}=165^\circ\text{C}$ 。

(a) $t=4.6$ 秒, (b) $t=8.5$ 秒, (c) $t=21.6$ 秒。

での熱伝達率 q_{ws} で無次元化した局所熱伝達率分布は第5図 (a), (b), (c), (d) に示すように、迎え角 α 、主流単位レイノルズ数 $R_{e\infty}$ によって大きく影響される。すなわち、同一レイノルズ数に対し、迎え角の効果は第5図 (a) ($\alpha=0^\circ$), (c) ($\alpha=15^\circ$), (d) ($\alpha=45^\circ$) に、同一迎え角に対するレイノルズ数の効果は第5図 (b) ($R_{e\infty}/\text{cm} \approx 0.9 \times 10^5$) と (c) ($R_{e\infty}/\text{cm} \approx 1.6 \times 10^5$) に示されている。図中にパラメタとして与えられている ϕ は、風上側短軸母線を基線として測った周方向角度 (第1図参照) であり、したがって、 $\phi=0^\circ, 90^\circ, 180^\circ$ は、それぞれ、風上側短軸母線、長軸母線、風下側短軸母線をあらわしている。実線は、各実験条件に対応する DEJARNETTE の数値解^{16,17)}で、実験と概ね良く一致している。

主流単位レイノルズ数を高く、迎え角を大きくすると、模型後部に熱伝達の大きな部分が生じる。(第3図の一連の写真で、比較的早い時間から、模型後部に変色域が現われ、この領域の熱伝達率が大きいことを示している) しかも、この位置は、主流単位レイノルズ数が高いほど、また、迎え角が大きいほど前方へ移動するので、これは流れの遷移による熱伝達増加であろうと予想された。そこで、MASEK¹⁸⁾の遷移パラメタを導入して、

$$R_{e\theta}/M_\infty = 150 \quad (9)$$

($R_{e\theta}$ は運動量厚をとったレイノルズ数) となる位置で遷移が起こるとし、DEJARNETTE の数値解に適用すると、それぞれの図中に破線で示した曲線が得られ、実験値の傾向とその立ち上がりの位置 (遷移位置) をよ

第4図 熱伝達係数分布図。 $\alpha=0^\circ$, $R_{e\infty}/\text{cm}=1.23 \times 10^5$, $T_{cc}=95^\circ\text{C}$ 。

(a)

(c)

(b)

(d)

第5図 軸方向熱伝達率分布

- (a) $\alpha=0^\circ$, $R_{\text{ref}}/\text{cm}=1.67 \times 10^5$.
 (b) $\alpha=15^\circ$, $R_{\text{ref}}/\text{cm}=0.91 \sim 0.95 \times 10^5$.
 (c) $\alpha=15^\circ$, $R_{\text{ref}}/\text{cm}=1.61 \sim 1.69 \times 10^5$.
 (d) $\alpha=45^\circ$, $R_{\text{ref}}/\text{cm}=1.73 \times 10^5$.

く説明することができた。高い主流単位レイノルズ数は R_{ref} を大きくし、大迎え角は同一位置の局所マッハ数を小さくするので、ともに R_{ref}/M_∞ の値を 150 にする位置は前方へ移動することになる。このようにして、この方法は、熱伝達測定によって流れの遷移の可視化を行なえるという利点を有している。

(3) 周方向熱伝達率分布 周方向熱伝達率分布の例を第6図に示す。ここで、 $s=10 \text{ mm}$ (かなり先端に近い位置) での無次元熱伝達率は、風上側 ($\phi < 90^\circ$) で

は DeJARNETTE の数値解に良く一致しているが、風下側 ($90^\circ < \phi < 180^\circ$) ではかなりの違いがあり、その差は風下側短軸母線 ($\phi=180^\circ$) に近づくにつれ大きくな

第6図 周方向熱伝達率分布. $\alpha=15^\circ$, $Re_{\infty}/cm=0.91 \sim 0.95 \times 10^5$.

る。これには二つの理由がある。一つは、風下側では熱伝達は小さくなるため色/相変化時間が長くなり、後に述べる熱拡散時間と同じ程度になるため、それだけ精度が悪くなることであり、もう一つは、DEJARNETTEの数値解はニュートン流近似の局所圧力に基づいているが、風下側ではそれが正確に与えられないため解も正確とはいえなくなることである。 $s=45\text{ mm}$ の位置では風上側のデータしか得られなかったが、長軸母線上($\phi=90^\circ$)近くで熱伝達が最大になるという傾向は、理論値と良く一致している。

第7図には、前記 MASEK の遷移パラメタを用いて推定した遷移点を実線で、実験データから読み取った遷移点を○、●印で示した($\alpha=45^\circ$; 第3図の写真参照)。 S_{tr} は模型先端から遷移点までの距離で、これは主流単位レイノズル数が高いほど短いという合理的な結果を与えていて、実験値と理論値との傾向の比較は良い一致を見せている。

(4) 熱伝達率測定値に影響をおよぼすいくつかのファクタの効果 この方法で熱伝達率を得る場合に影響をおよぼすのは、模型材料物性値 ρck 、塗料の色/相変化温度 T_c 、色/相変化時間 t_c 、模型内部温度 T_i 、および断熱壁温度 T_{sw} である。これらが、得られた結果に与える効果を、以下に論じることとする。

(4)・1 模型材料内熱拡散の効果 境界条件(4)は、模型内部($y=\infty$)で温度は一定であるとしているが、実際にはこの距離は有限であり、時間の経過とともに、表面壁から浸透してゆく熱のため内部温度は上昇

第7図 流れの遷移開始位置. $\alpha=45^\circ$.

してゆくことが予想される。したがって、境界条件(4)が常に成り立つ(この方法が有効である)ためには、測定に要する時間を熱拡散の時間より短くする必要がある。逆にいえば、模型材料の選定と感温塗料の選定のかねあひによって、熱拡散時間を測定時間(色/相変化時間)より相対的に長くすればよい。

熱拡散時間 t_d は、半実験的な関係式から

$$t_d \approx 0.2 l^2 \rho c / k \quad (10)$$

であらわされ⁴⁾、上に述べたことから、 t_d が色/相変化時間 t_c より大きいほど実験データの精度は良くなる。ここで、 l は熱拡散の特性長である。実は、3.1で列挙した模型材料に必要な性質のうち、熱伝導が小さく、熱容量が大きいこと、というのは、(10)式で熱拡散時間 t_d を長くすることにほかならない。この観点からみると、ここで用いた三種の材料のうち、セラミックは耐用温度の高いことと熱変形の小さいことで有利ではあるものの、熱拡散時間が短かく、実験データの信頼性に欠ける。アスベスト入りフェノール樹脂は熱拡散時間は長くなるが、耐用温度が低いので高温気流に曝されると表面損傷を起こし、特に、迎え角の大きい場合には加熱を受ける領域が広くなり熱変形が大きくなるため、好ましくない。スタイキャストは両者の有利な性質をあわせもつものとして、この種の模型材料としては好適である。第5図(b)には、スタイキ

第8図 測定時間と熱拡散時間の比較. $R_{\infty}/\text{cm}=0.91\sim 1.08\times 10^5$.

キャストとアスベスト入りフェノール樹脂に対する実験データの比較を行なったが、理論値との一致という点からも、スタイキャストの有利さがわかる。図では省略したが、熱電対データも、むしろスタイキャストを用いた測定値に近い。

第8図は、主流単位レイノルズ数 $R_{\infty}/\text{cm}=0.91\sim 1.08\times 10^5$ ので、迎え角 0° , 15° , -15° (風下側), 45° の実験における測定時間と熱拡散時間との関係を示したものである (模型材料はスタイキャスト)。さきに述べたように、実験値として有効なデータは、その測定時間が熱拡散時間の曲線 (実線) より下方にあるとき得られるので、この図で見られるように、 $\alpha=-15^\circ$ の場合の $s>12\text{ mm}$ 、および $\alpha=45^\circ$ の場合の $15\text{ mm}< s<25\text{ mm}$ の領域での測定値は、その有効性が疑問視される。その他の領域での測定値は概して合理的になっているようである。

(4)・2 感温塗料の違いによる効果 感温塗料の選び方は測定温度範囲に依存する。色/相変化時間は熱拡散時間より短い方がよいので、速やかに色/相変化が起こるように、低い特性温度を有する塗料を選ぶのが好都合である。特に、熱入力小さな領域では、模型表面が色/相変化温度に達するまで長い時間がかかるので、その注意が必要である。

逆に、測定温度がその特性温度よりはるかに高い場合は色/相変化は一瞬のうちに起こってしまい、観測

第9図 風洞気流内への模型射出に要する時間 (Δt) と感温塗料の種類 (色/相変化温度 T_c) による熱伝達率測定値の誤差

装置の方が追従できなくなることがある。このときは、高い特性温度を有する塗料を選ぶのがよい。また、風洞気流内への模型射出に一定時間を要するために生ずる熱伝達率の誤差を小さくするためには、色/相変化温度の高い塗料を用いて測定時間を長くする方が好都合である。この実験では、模型は最初、気流外に出しておき、気流確立10秒後に模型の気流内射出開始と同時に写真撮影を開始した。撮影した連続写真から判断すると、2.5コマ/秒で撮った写真の2コマ目は既に風洞気流中心に位置していることから、模型射出に要する時間 Δt は0.4秒程度であることがわかる。 $\Delta t=0.4$ 秒近傍の時間をパラメタとした熱伝達率の相対誤差 ϵ は第9図の実線で示されるようで、これは測定時間 t が長くなるほど減少する。また、材料の物性値 k, c, ρ の誤差を、それぞれ、 $\pm 3\%$, $\pm 2\%$, $\pm 1\%$ 、色/相変化温度 T_c の誤差を $\pm 2\%$ とし、 $\Delta t=0.4$ 秒とすると、得られる熱伝達率の誤差 ϵ は第9図の破線のようになり ($T_{\infty}=400^\circ\text{C}$, $T_i=30^\circ\text{C}$)、高い色/相変化温度を有する塗料を用いる方が誤差は小さくなる。

以上のような考慮の上、各実験に適する感温塗料を選んだ。第5図(a)には、 93°C 相変化塗料と 80°C 色変化塗料による結果を比較してあるが、この図でみるかぎり、あまり大きな相違はない。

(4)・3 断熱壁温度、模型内部温度の効果 断熱壁

温度の見積りは、近似的に得られた局所マッハ数を(8)式に用いることにより行なった。断熱壁温度が主流よどみ点温度に等しいと仮定して得た結果と実際の結果との比較はSTONE¹⁹⁾によっても行なわれているが、断熱壁温度は主流よどみ点温度に近く、したがって、極超音速流中では $T_{aw} - T_i$ は極めて大きいので、 T_{aw} の見積りの若干の誤差は無視しうるほど小さい。しかし、 $T_{aw} - T_i$ は必ずしも大きくないので、(5)式左辺の誤差は主として、 T_e と T_i の見積りにより生ずる。このため、低い色/相変化温度を有する塗料を用いるときには、実験前に模型を十分冷やすことが重要となる。

4. む す び

感温塗料による熱伝達測定法の原理と実際について述べ、これを用いて、主流マッハ数 7.1、主流単位レイノルズ数 (cm あたり) $0.6 \sim 2.0 \times 10^6$ の極超音速流中におかれた 2:1 鈍頭楕円錐への熱伝達率を測定し、DEJARNETTE の数値解と比較した。この結果より次のような結論が得られた。

(1) 鈍頭楕円錐上の熱伝達率は、迎え角、主流単位レイノルズ数によって大きく影響されるが、風上側短軸母線上熱伝達率は DEJARNETTE の数値解と概ね良く一致している。

(2) 周方向熱伝達率分布も概して数値解と一致しているが、風下側での一致は十分でない。

(3) 流れの遷移による熱伝達率増加は顕著であり、MASEK の遷移パラメタを DEJARNETTE の数値解に適用すると、実験による遷移位置、遷移後の熱伝達率ともに良く一致することから、感温塗料法は遷移位置を見出すための有力な方法の一つでもあるといえる。

(4) 測定値の精度を良くするためには、模型材料内の熱拡散時間が測定時間より相対的に長くなるようにすればよい、そのためには、熱伝導度が小さく、熱容量の大きい材料を用いるのがよい。

(5) 感温塗料の種類は、色/相変化に要する時間と、実験に伴って生ずるいろいろの誤差とのかねあいにより、適当に決める必要がある。

今後に残されている問題点は、①三次元熱伝導を考慮した解析、②実験データ画像処理のオンライン化、等であろう。

さきにも述べたように、本来、この感温塗料による化学的な熱伝達測定法の精度は、熱電対等による物理的方法の精度と比較すべきものではない。しかし、解析をさらに現実的にすると、物体材料を改良すると、適当な色/相変化温度を有する塗料を用いるとか

の方法で、定量的な精度は上がってきている。熱電対を用いる場合の模型構造の複雑さ、費用に比して、この方法を用いるための模型成形は極めて容易、安価であり、しかも、実験後に測定点の選択ができる、全体の熱伝達パターンの可視化ができる、等の利点を有するので、その適用範囲は非常に広い。東大宇宙研の難田助教が指摘されているように、物体底面熱伝達の非支持、非接触測定等への利用も魅力あるものの一つである。

本文をまとめるにあたり、極超音速風洞での実験に協力頂いた航技研空気力学第一部橋本登、安喜隆幸両室長はじめ関係諸氏に厚くお礼を申し上げたい。また、筆者の一人がNASA エームス研究所に滞在中に、膨大な計算コードを供与され、鈍頭楕円錐の実験結果と比較することを勧められたノース・カロライナ大学 F.R. DEJARNETTE 教授、スタイキャスト模型の作り方を教示頂いた NASA エームス研究所 G.G. MATEER 氏に感謝の意を表するものである。

参 考 文 献

- 1) 浅沼 強編: 流れの可視化ハンドブック. 朝倉書店, (1977), pp. 135-137.
- 2) 井上英昭: 示温塗料による表面温度の測定. 計測技術, 第2巻, 第9号, (1974), pp. 73-77.
- 3) STAINBACK, P.C.: A Visual Technique for Determining Quantitative Aerodynamic Heating Rates on Complex Configurations. NASA TN D-385, (1960).
- 4) JONES, R.A. and HUNT, J.L.: Use of Fusible Temperature Indicators for Obtaining Quantitative Aerodynamic Heat-Transfer Data. NASA TR R-230, (1966).
- 5) GREGOREK, G.M. and LEE, J.D.: Heat Transfer Measurements in Hypersonic Low Density Flows with Phase Change Coatings. ARL 68-0004, (1968).
- 6) SCHEPERS, H.J.: Wärmeübergangsuntersuchung an Rotationssymmetrischen Flugkörpermodellen bei Hyperschallströmung mittels des Infrarot-Messverfahrens. DLR-71-19, (1971).
- 7) CERESUELA, P. and BETREMIEUX, A.: Mesures de Flux Thermiques en Hypersonique. ONERA, (1972).
- 8) MATEER, G.G.: A Comparison of Boundary-Layer Transition Data from Temperature-Sensitive Paint and Thermocouple Techniques. AIAA J., Vol. 8, No. 12, (1970), pp. 2299-2300.
- 9) 河野長正, 久保田弘敏: 極超音速風洞による鈍頭楕円錐体の熱伝達の測定. 航技研ニュース, No. 160, (1972).
- 10) LOVE, E.S.: Advanced Technology and the Space Shuttle. Astronautics & Aeronautics, (Feb., 1973), pp. 30-66.
- 11) HILLSAMER, M.E. and RHODY, J.P.: Heat Transfer and Shadowgraph Tests of Several Elliptical Lifting Bodies at Mach 10. AEDC-TDR-64-19, (1964).
- 12) DEJARNETTE, F.R.: Private communication, (1975).

- 13) CREEL, Jr., T.R.: A Device for Rapid Determination of Thermophysical Properties of Phase-Change Wind-Tunnel Models. NASA TM X-3421, (1976).
- 14) 小川敏一, 野口義男. 強化プラスチックの熱的物性値について (輻射加熱による測定). 航技研報告 TR-150, (1968).
- 15) 河野長正, 久保田弘敏, 水野洗, 井上育三: スタイキヤスト模型製法. 航技研ニュース, No. 211, (1976).
- 16) DEJARNETTE, F.R. and HAMILTON, H.H.: Inviscid Surface Streamlines and Heat Transfer on Shuttle-Type Configurations. AIAA Paper No. 72-703, (1972).
- 17) DEJARNETTE, F.R. and HAMILTON, H.H.: Aerodynamic Heating on 3-D Bodies Including the Effect of Entropy-Layer Swallowing. AIAA Paper No. 74-602, (1974).
- 18) MASEK, R.V.: Boundary Layer Transition on Lifting Entry Vehicle Configurations at High Angle-of-Attack. NASA TM X-52876, Vol. 1, (1970), pp. 445-462.
- 19) STONE, D.R.; HARRIS, J.R., THROCKMORTON, D.A. and HELMS, V.T.: Factors Affecting Phase-Change Paint Heat-Transfer Data Reduction with Emphasis on Wall Temperatures Approaching Adiabatic Conditions. AIAA Paper No. 72-1030, (1972).

ルートピーク管を使用した実験について*

高 島 一 明**

1. はじめに

1955年にLUDWIGによってルートピーク管が提唱されて以来¹⁾, 10年あまりはそれほど話題にならなかった。しかし, 1960年代後半から, 大型機の飛行レイノルズ数と同じ程度の高レイノルズ数試験の必要性が話題となり始めた。これまで, 航空機は高速化, 大型化がどんどん進んだにもかかわらず, 飛行状態を相似する風洞には何らの改善策を行なわなかったため, 飛行実験データと風洞試験結果にかなりの差があるような場合が生じたからである²⁾。高レイノルズ数試験の実現手段としては種々の案が考えられたが³⁾, いずれの案でも, 風洞内圧を高くする必要がある。その際, 高压容器としてルートピーク管は非常にふさわしい形状をしており, また気流の駆動, 制御機構が極めて簡単であることから, 高レイノルズ数試験設備の有力な候補として注目されるようになった⁴⁾。ルートピーク管は起動プロセスを別にすれば, 実験時間の短い, 簡易構造の吹出式風洞であるから, 巨大設備による高レイノルズ数試験とは別に, その特徴に応じた使用方法が考えられよう。ここでは, ルートピーク管の特徴, 流れの性質等を述べた後, 風洞としての役割を検討する。

2. ルートピーク管の原理と特徴^{5,6)}

ルートピーク管は第1図のような形状で, 長い管内に圧縮空気を貯蔵する。長い管の一端は閉じ, 他端側には通常の風洞と同じように縮流筒, 測定部, 拡散筒

(なくてもよい)等と急開弁がある。測定部上流に調圧弁, 送風機等はない。弁を急開すると膨張波が上流に進み, 一定断面の貯気筒に入り, さらに上流へ進む。貯気筒内の膨張波の強さは, 貯気筒内の質量流量がスロート部の質量流量に等しいという条件で得られ, 摩擦がなければ一定の強さと急峻さを持って上流へ進む。膨張波の下流側では定常状態(一定マッハ数, 一定圧力, 一定温度)が得られる。この状態は膨張波が貯気筒閉端で反射して帰ってくるまで持続する。反射してきた膨張波はスロート部で再び反射されて上流へ走り, その膨張波通過後は初めに得られたのとは別の新しい定常状態が得られる。かようにして管内の状態は段階的に変化していく。管外の圧力に対する貯気圧力の比をある程度大きくしておけば, スロート～測定部の形状を適当に選ぶことにより, 容易に亜音速～超音速の流れを測定部に得ることができる。通常の試験では初めに得られる定常状態のみを利用する。この定常状態の持続時間は, 貯気筒内を膨張波が往復する時間で定まるから, 近似的に次式で与えられる。

$$t = \frac{L}{a_1} \cdot \frac{2}{1 + M_1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right)^{(\gamma + 1)/(2(\gamma - 1))}$$

a_1 : 貯気状態の音速, L : 貯気筒長さ, M_1 : 膨張波下流側の貯気筒マッハ数, t : 定常状態持続時間。

したがって実験に使用できる時間は, 10～20mの貯気筒長さならば, ほぼ0.05～0.1秒となり, 衝撃波管と比べてかなり大きいのが通常の吹出式風洞に比べて極端に小さく, 実験中に迎角を変えろとか, プローベを

第1図 ルートピーク管外形図

* 昭和52年4月6日第8回年会講演会, 空気力学実験の新しい手法シンポジウムで講演。

昭和52年9月16日原稿受理。On the Experiments Using Ludwig Tubes.

** 航空宇宙技術研究所 Kazuaki TAKASHIMA