

「感圧塗料と感温塗料－低温風洞への応用を中心に」

浅井圭介、神田宏、飯島由美、国益徹也、河野敬
航空宇宙技術研究所

Pressure- and Temperature-Sensitive Paint Applications to Cryogenic Wind Tunnels

Kaisuke ASAI, Hiroshi KANDA, Yoshimi IJIMA
Tetsuya KUNIMASU, and Takashi KOHNO

Abstract

In recent experiments, we demonstrated the feasibility of using luminescent paints for temperature and pressure measurements in a cryogenic wind tunnel. This technique is based on the photo-physical processes known as thermal - and oxygen-quenching. Through these processes, the luminescent intensity of the paint emission can be related to temperature or pressure. Verification tests have been performed in NAL 0.1-m Transonic Cryogenic Wind Tunnel. Using temperature-sensitive paints based on ruthenium complex and silicone polymer, boundary-layer transition on an airfoil model has been successfully detected from 90 to 150 Kelvin. Likewise, using pressure-sensitive coating based on ruthenium molecules and anodized porous alumina, surface pressure field including shock waves and flow separation has been clearly captured in cryogenic flow. As has been demonstrated by these experiments, the luminescent paint technology works in the adverse flow condition in a cryogenic wind tunnel.

Key words : Pressure-Sensitive Paint, Temperature-Sensitive Paint, Cryogenic Wind Tunnel, Boundary-Layer Transition, Surface Measurement Technique

1. はじめに

風洞試験で模型上の圧力や温度分布を求めるには、表面に多数の圧力孔や熱電対を設ける方法が一般的である。しかし、測定面に関けられる測定ポートの数には限界があり、現実には模型全面の分布を計測することは不可能である。この現状を打破する画期的な計測法が「感圧塗料(PSP)」「感温塗料(TSP)」と呼ばれる機能性塗料である。これは、ポルフィリンやルテニウム錯体などの化学物質が放射するルミネセンスの強度が、酸素分圧や温度に敏感に反応する現象を利用したものである。模型に塗布したこれ

らの塗料が放つ光をCCDカメラで撮影すれば、圧力や温度の面分布を求めることができる。感圧・感温塗料の原理や常温試験の結果については別文献(1-7)に譲ることとして、本報告では、特に、航技研が独自性を発揮した、低温風洞で使用できる感圧・感温塗料技術の開発を中心に、航技研における研究の一端を紹介する。

2. 感圧塗料(PSP)と感温塗料(TSP)

図1にPSP・TSPの概念図を示す。これらの塗料は、センサー・プローブとなる特殊な化学物質とそれを保持するバインダー(主としてポリマー)からなり、エアブラシ等を用いて風洞模型面に塗装することができる。これらの塗料の皮膜は、外部から励起光線(紫外線又は可視光)を当てると、蛍光または燐光(ルミネセンス)を放射する。ここで、ルミネセンスの光強度は、消光(quenching)と呼ばれる光化学現象によって表面の圧力や温度と対応づけられており、CCDカメラ等で検出したルミネセンスの分布から、模型上の圧力や温度の分布を求めることができる。

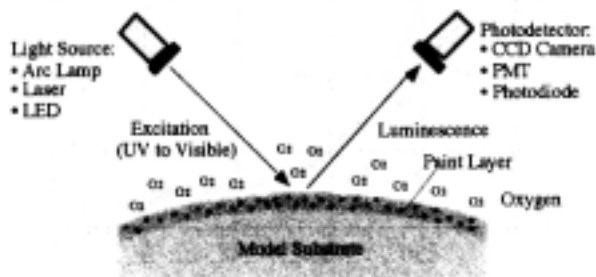


図1: 感圧...・感温塗料の概念

ルミネセンスを放射する物質の量子効率は、理論的に次式で表わされる。

$$\Phi = \frac{I}{I_0} = \frac{k_i}{k_i + k_p + k_q[O_2]} \quad (1)$$

ここで、 k_i , k_p , k_q は、各々、輻射失活（ルミネセンス）、無輻射失活、酸素消光の速度定数であり、 $[O_2]$ は酸素濃度を表わす。

(1)式を酸素消光がない（真空の）場合の量子効率で正規化すると、いわゆるStern-Volmerの関係式が得られる。

$$\frac{I_0}{I} \left(\frac{\Phi_0}{\Phi} \right) = 1 + K_q[O_2] \quad (2)$$

ここで、 I はルミネセンス強度、 I_0 は酸素消光がない場合の値である。 K_q はStern-Volmer 係数と呼ばれている。

Henryの法則に従うと、酸素濃度 $[O_2]$ は酸素分圧 (P_{O_2}) に比例し、また、空気中では酸素モル濃度は一定 ($\bar{x}_{O_2} = 0.21$) なので、空気の静圧と酸素濃度は、以下のように関係づけられる。

$$\frac{I_0}{I} = 1 + K_q P_{O_2} = 1 + K \bar{x}_{O_2} P \quad (3)$$

(3)式が、感圧塗料による測定の基本式となる。しかし、風洞実験では真空環境を作り出すことは容易ではないので、代わりに大気圧状態を基準にとることが多い。このとき、(3)式は以下のように表わされる。

$$\frac{I_{ref}}{I} = A(T) + B(T) \frac{P}{P_{ref}} \quad (4)$$

ここで、 A と B は、実験的に求めなければならない校正係数である。

感温塗料の場合は、化学物質が酸素消光性を持たないか ($k_q = 0$)、または、バインダーが酸素を透過しない ($[O_2] = 0$) と考えることができるので、校正式は以下のように簡単化される。

$$\frac{I(T)}{I(T_{ref})} = f(T/T_{ref}) \quad (5)$$

ここで、 T_{ref} は任意の基準温度である。(5)式の係数は、実験データの多項式近似によって求まる。

3. 低温風洞実験への適用

本章では、感温塗料と感圧塗料の低温風洞への応用例について述べる。常温風洞への適用については、文献1-2及び7を参照されたい。

3-1 感温塗料による境界層遷移の可視化 (文献8,12)

低温風洞はレイノルズ効果を模擬する風洞であり、境界層の遷移は最も重要な計測項目の1つである。常温では、遷移の可視化に赤外線カメラが良く使われるが、赤外線の放射エネルギーは温度の4乗に比例するので、この方法をそのまま低温風洞に適用することはできない。

そこで、我々は、蛍光化学物質を用いて、境界層遷移に伴う模型表面温度の上昇をとらえることを考えた。図2に我々が実験に用いた2種類の感温塗料（ルテニウム錯体）の発光特性を示す。これらの化合物は常温ではほとんど蛍光を出さないが、温度の低下とともに強い蛍光を発するようになる。蛍光強度は-73℃ (200K) から-183℃ (90K) までほぼ直線的に変化する。この様な蛍光物質を模型の表面に塗布すれば、遷移の前後の微妙な温度変化 (1℃以下) を明暗の差の画像としてとらえることができると考えられる。

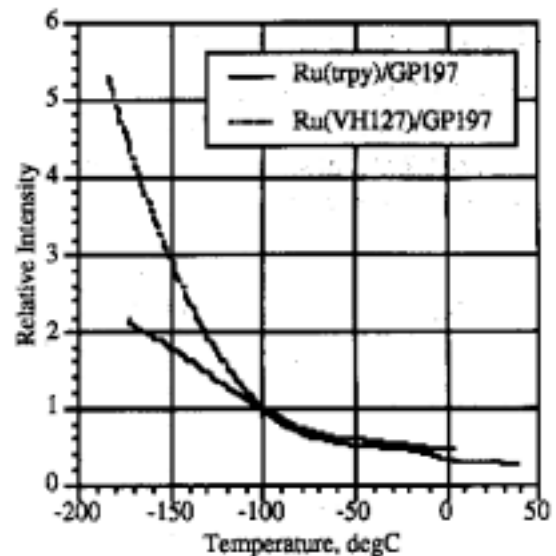


図2：感温塗料の校正曲線（低温）

感温塗料を低温で使用する場合にもう1つ問題となるのは、皮膚の付着性である。高レイノルズ数では、コーティングの極めて小さな亀裂が境界層の遷移を誘起する。系統的なサンプル試験の結果、皮膚厚さがある臨界値よりも小さい場合には、亀裂が生じないことが明らかになった。この臨界値は感温塗料と模型の材質に依存する。

感温塗料による遷移計測の可能性を実証するため、航技研0.1m遷音速低温風洞において翼型模型の風洞試験を行った。ステンレス製の模型に断熱材とシリコンポリマーに溶かした蛍光物質をコーティングした。蛍光物質の励起にはキセノンランプ、蛍光の計測には12bitのデジタルカメラを使用した。励起光源には475nm、カメラには620nmを中心波長とする干渉フィルターを取り付けた。マッハ数は0.4から0.81、気流温度は-123℃ (150K) から-183℃ (90K) まで変化させた。

図4に撮影した画像の一例を示す。(a)は定常状態で撮影した画像、(b)は風洞気流に強制的に5%の大きさの温度ステップ(冷却)を与えて撮影した過渡状態の画像である。コーティングや励起光線の不均一性のため、これらの生画像では境界層の遷移は判然としない。

図4(c)は、(b)と(a)の差を(a)を基準として正規化したものである。このような画像処理を行うと、生画像では見えなかった境界層の遷移がくっきりと浮かび上がる。これは、過渡変化によって遷移による熱伝達係数の違いが強調されるためである。図4(c)の翼弦方向65%程度にある明暗の境目が自然遷移の位置に相当する。くさび状の領域は、前縁に付けた突起に誘起された乱れによる遷移を示している。

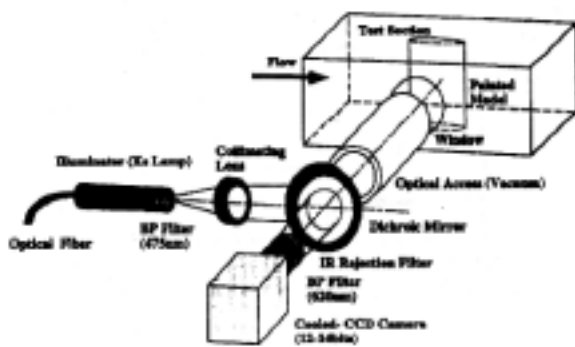


図3：光学観測装置の配置（低温風洞）

図5に、自然遷移と強制遷移の2つのスパン位置における翼弦方向の発光強度の変化を示す。このような表示を行うと、境界層遷移が始まる位置(約65%)と完了する位置(約80%)を明瞭にとらえることができる。

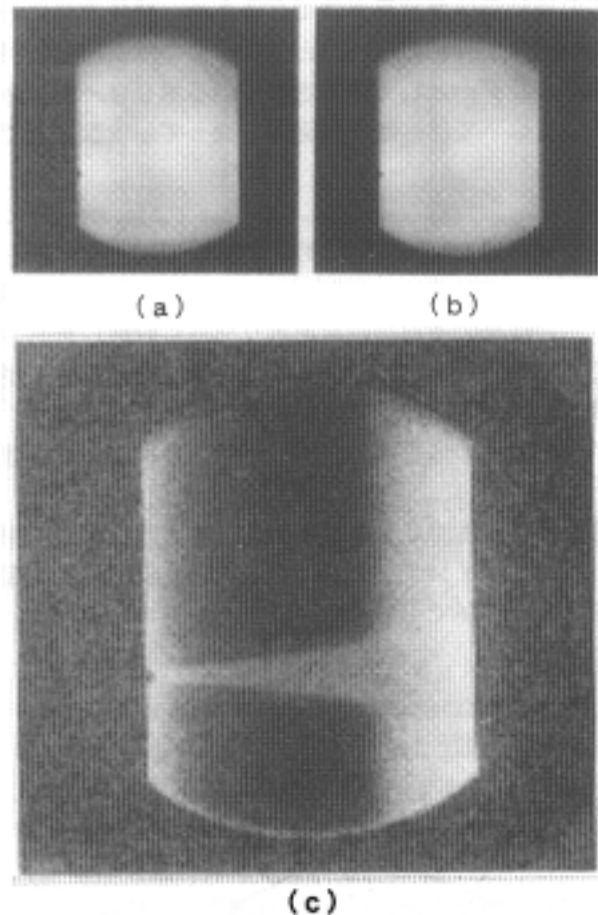


図4：遷移可視化のための画像処理手順 (マッハ数0.4, 温度150K, 温度ステップ-7.5K)

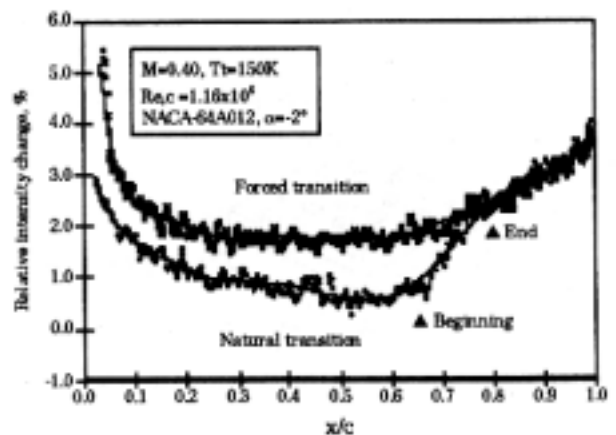


図5：蛍光強度のコード方向の変化 (自然遷移と強制遷移の比較)

4-1 感温塗料による表面圧力分布の計測

(文献9-12)

一般に、感圧塗料による計測は感温塗料よりも複雑である。特に、感圧塗料を低温風洞に適用する場合、2つの本質的な問題が生じる。1つは、低温風洞の作動流体が窒素ガスであるため、感圧塗料に必要な酸素が存在しないこと。もう1つは、感圧塗料のバインダーとして使用されているポリマーが、ある温度以下では、酸素透過性を失ってしまうことである。

この問題を解決するため、航技研では、全く新しい概念の感圧塗料コーティング技術を開発した(図6)。従来の塗料が色素をポリマーに分散したものであるのに対し、この方法では、感圧色素の分子が模型の表面にダイレクトに付着している。これは、ハルブ金属の陽極酸化皮膜に様に分布する直径数十nmの細孔に、電気化学的な方法を用いて、感圧色素を吸着させたものである。このような手法を用いると、バインダーを用いずに色素を模型表面に固定することができる。

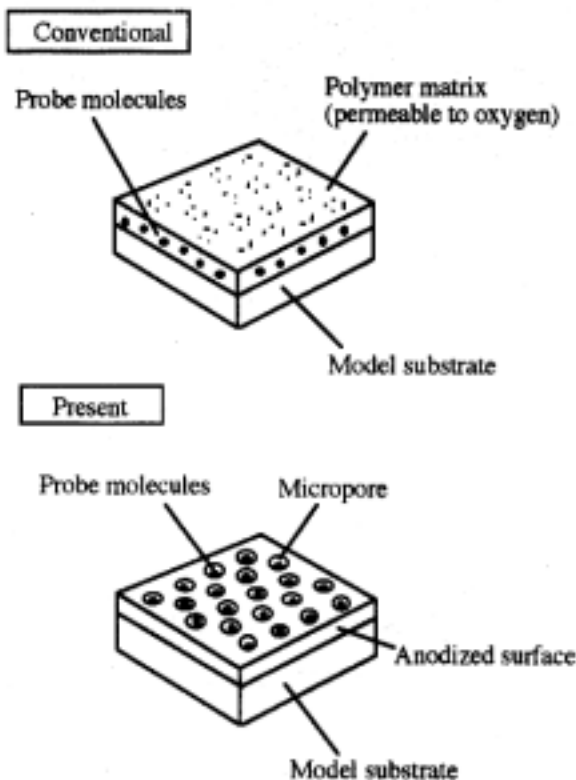


図6：従来の方法と酸化皮膜を用いる方法の比較

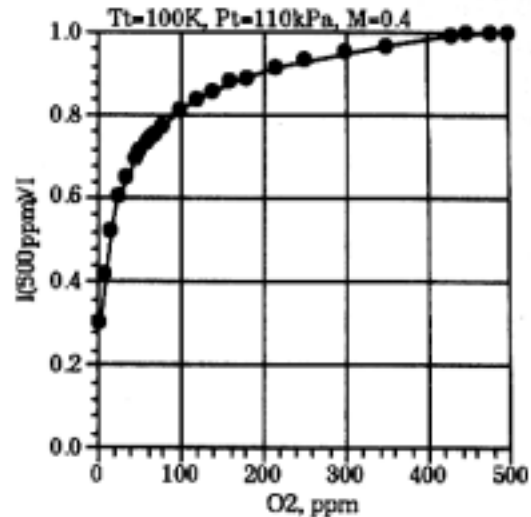


図7：酸化皮膜コーティングの酸素感度(T=100K)

図7に、我々が開発した酸化皮膜コーティングの低温における校正曲線を示す。ここで興味深いのは、酸素濃度が低下するに従って、酸素感度が増大することである。酸素濃度0付近における酸素感度 $((\Delta I/I_0)/\Delta O_2[\%])$ の値は40に達する。この特徴を利用すると、ほとんど酸素が存在しない低温風洞気流中で圧力が測定できる。

酸化皮膜コーティングの圧力センシング能力を実証するため、航技研低温風洞で実験を行った。使用した模型は厚み比14%の円弧翼である。図8に実験の模式図を示す。気流中の酸素濃度を制御するため、測定部の直下流のストラットから、少量の酸素ガスを気流に注入する一方、風洞排気の一部を分岐し、ジルコニア酸素濃度計に導き、気流中の酸素濃度をモニターした。本実験では、酸素濃度の値を250ppm一定に保持した。

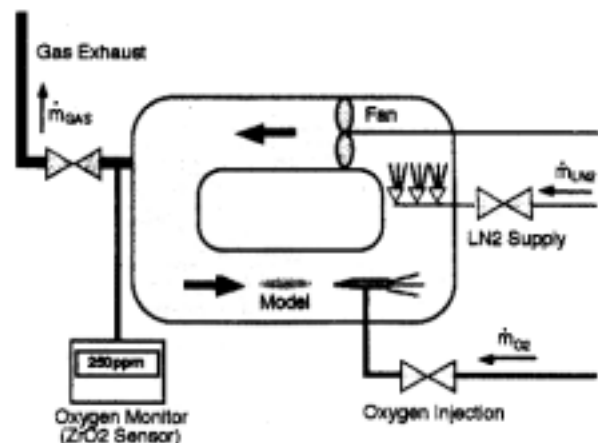


図8：低温風洞におけるPSP試験の模式図

圧力を測定するには、試験ケース毎に2枚の画像を撮影する必要がある。一方は高速(M=0.82)における画像、他方は低速(M=0.4)における画像である。後者は基準画像として、コーティングのムラや光源の非一様性を補正する目的に使用される。

図9は、高速時と低速時の発光強度の翼弦分布を示したものである(温度100K、酸素濃度250ppm)。2つのデータの信号強度の差は、わずか5%程度に過ぎない。図10は、低速時のデータを基準にして高速時の光強度を正規化したものである。このような処理を行うことにより、翼型上の圧力分布が可視化される。コード位置約70%のところで生じる圧力のジャンプは衝撃波を表わしている。

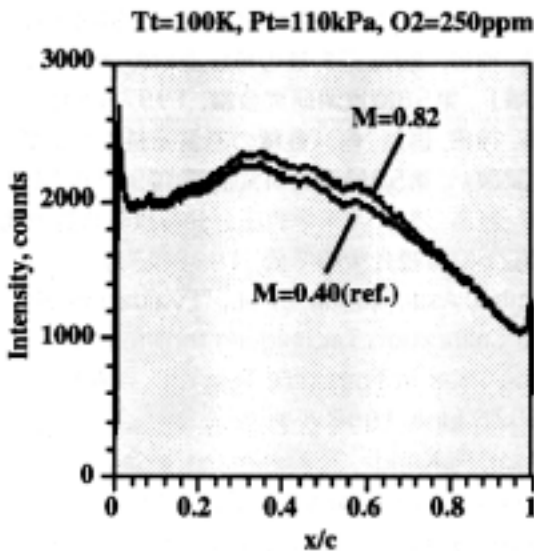


図9：発光強度のコード分布(高速時と低速時)

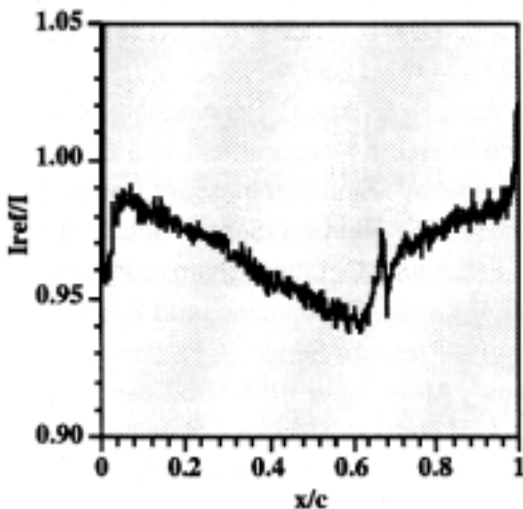


図10：高速時と低速時の発光強度の比

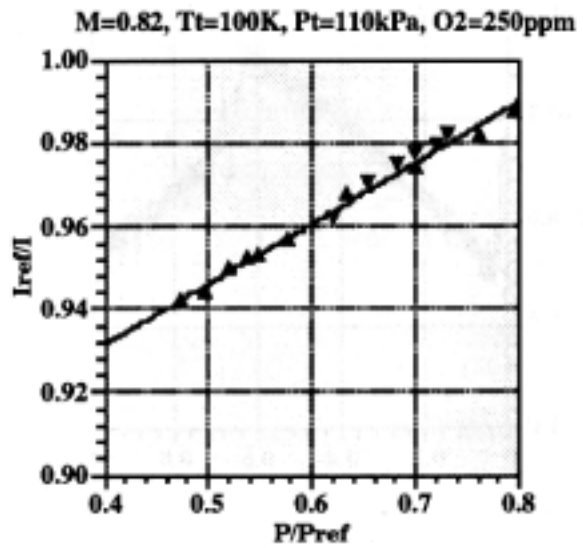


図11：圧力孔データによるIn Situ校正の結果

感圧塗料の光強度を圧力に変換するには、校正係数((4)式の係数AとB)を決めなければならない。ここでは、簡便な方法として、通風中に計測した圧力孔の値に対して、感圧塗料の光強度を対応付ける方法を適用する(これをIn Situ校正と呼ぶ)。

図11にIn Situ校正の結果を示す。明らかなように、光強度比と圧力は、Stern Volmerの式((4)式)に示される直線関係に従う。一般に、感圧塗料の発光は、圧力だけでなく温度によっても変化するが、低温風洞では、模型表面上の温度分布が極めて小さく、ほぼ等温に保たれている。このため、光強度比と圧力の間に、単純な直線関係が成立したものと考えられる。

図12は、図11の校正式を用いて、光強度比を圧力に変換したものである。比較のため、圧力孔による測定値もプロットした。前縁と後縁の近傍を除き、感圧塗料による測定値は圧力孔データと良く一致することがわかる。図13に、マッハ数が0.75から0.84までの、圧力分布の変化を示す。感圧塗料によって、マッハ数による衝撃波位置、強度の変化、また、衝撃波による境界層の剥離(圧力損失)がとらえられることがわかる。

本実験によって、低温風洞のような特殊な環境においても、感圧塗料が機能することが実証された。今後、本技術を実用化するには、酸化皮膜コーティングの一様性や安定性を改善する必要がある。

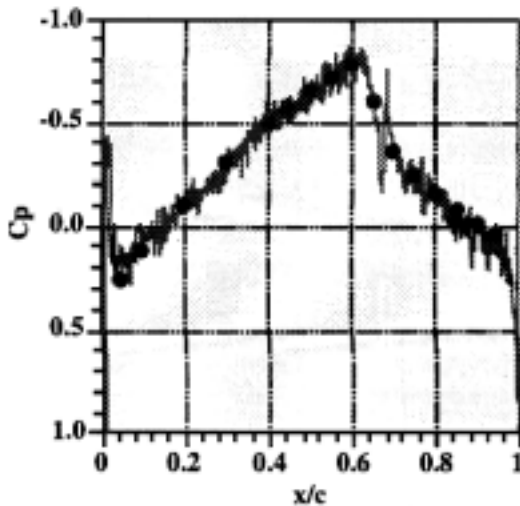


図 12 : 感圧塗料と圧力孔データの比較

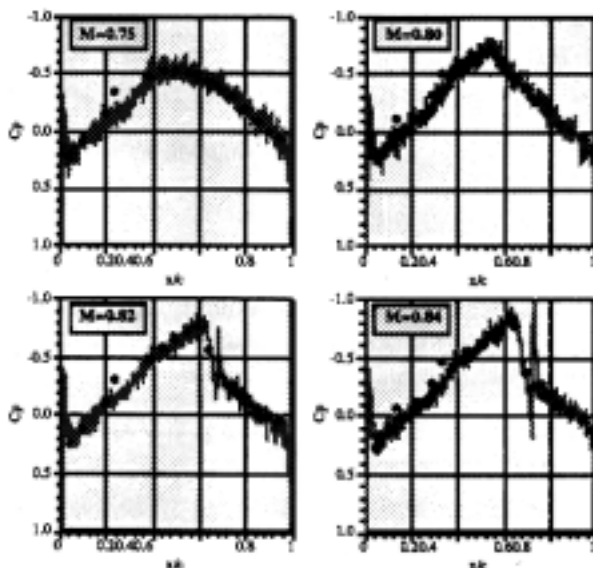


図 13 : マッハ数による圧力分布の変化

5. まとめ

低温風洞への応用を中心に、航技研における感圧・感温塗料の研究の一端を紹介した。感温塗料を用いると、低温風洞の高Re数流における境界層の遷移が計測できる。本技術は今後、航空機の開発試験に活路を拓くものと期待される。一方、酸化皮膜をベースにした感圧コーティングを用いると、低温気流で模型の表面圧力が計測できる。この研究は、低温風洞のような特殊な環境でも、感圧塗料が有効であることを示すものである。今後は、これらの技術の実用化を目指すと同時に、より特殊な流体環境に本技術を適用することも検討したい。

6. 謝辞

感温・感圧塗料の低温風洞実験は、米国バドュー大学航空宇宙学科との国際共同研究として実施されたものである。この場を借りて、関係者に感謝する。

参考文献

- 1) 浅井, 「感圧塗料による圧力分布の計測技術」, 可視化情報学会誌1998年4月号, Vol.18, No.69, pp.1-7.
- 2) 浅井, 「感温塗料による境界層遷移の画像計測」, 可視化情報学会講習会, 最新デジタル画像計測技術, 1997年11月
- 3) 神田, 飯島, 他 「PtOEPをベースにした感圧塗料の発光特性」, 第56回風洞研究会議, 1996年5月
- 4) 飯島, 神田, 浅井, 「各種の感圧塗料のサンプル特性試験」, 第58回風洞研究会議, 1997年5月
- 5) 飯島, 神田, 国益, 他 「各種の感温塗料のサンプル特性試験」, 第59回風洞研究会議, 1997年11月
- 6) 神田, 飯島, 浅井, 「光学的圧力分布観測装置の構成」, 第26回可視化情報学会, 1998年7月
- 7) Shimbo, Asai, Kanda, et al., "Evaluation of Several Calibration Techniques for Pressure Sensitive Paint in Transonic Testing", AIAA 98-2582, June 1998
- 8) K.Asai, H. Kanda, T. Kunimasu, et al., "Boundary- Layer Transition Detection in a Cryogenic Wind Tunnel Using Luminescence Paint", J. of Aircraft, Vol. 34, No.1, Jan.-Feb. 1997, See also AIAA-96-2185
- 9) 「酸素感応皮膜の形成方法及びそれを利用した酸素センサー並びに圧力測定方法」, 特許出願平9-207351号, 1997年7月
- 10) K. Asai, H. Kanda, C. Cunningham, et al. "Surface Pressure Measurement in a Cryogenic Wind Tunnel by Using Luminescent Coating", the 17th ICASF Meeting, Sept. - Oct. 1997
- 11) R. Erasquin, C. Cunningham, J.P.Sullivan, K. Asai, H.Kanda, T.Kunimasu, and Y.Iijima, "Cryogenic Pressure Sensitive Fluorescent Paint Systems", AIAA Paper 98-0588, Jan. 1998.
- 12) K. Asai and J.P. Sullivan, "Luminescent Paint Technology for Temperature and Pressure Measurements in a Cryogenic Wind Tunnel", ICAS-98-3,3,1, Sept. 1998.