

No.15

感圧塗料を用いたデルタ翼の低速風洞試験

真保 雄一 (航空宇宙技術研究所)

Pressure Sensitive Paint Application to a Delta Wing at Low Speed

Yuichi Shimbo (National Aerospace Laboratory)

概要

感圧塗料は主に無風状態と通風状態の間の圧力変化が大きく、画像の S/N 比が大きい遷音速、超音速の風洞試験で従来用いられてきた。本実験では測定部への光学的アクセスが比較的容易な低速風洞試験へ感圧塗料の適用領域を拡大することを目的とし、受光量分解能の高いデジタル CCD カメラを使用するとともに、各種画像処理を行うことによって低速における S/N 比の低下を克服し、風速 35m/s において前縁剥離渦、Vortex Breakdown といった大迎角デルタ翼に特徴的な流れ場を圧力場として定量的に可視化した。

1. はじめに

感圧塗料は近年のコンピュータと画像処理技術の進歩によって初めて可能となった光学的な表面圧力計測法であり、風洞試験における画期的な新技術として実用化研究が進んでいる(Ref.1-4)。従来の圧力孔を用いた計測は、予め模型に設置した圧力孔位置においてのみデータが得られる点計測であるため、計測点以外に存在する衝撃波等の急激な圧力変化を発見することはできず、小型の模型や、航空機特有の薄翼部分には模型の構造、製作上の制約から圧力孔を設置できないことも多い。また、多数の圧力孔を有する模型は製作コスト、期間ともに通常の力試験模型に比べて大幅に増加してしまう。これに対して感圧塗料は光学的な面計測であるため、模型サイズに制限はなく、得られる情報量も格段に多く、航空機の開発に必要な構造、装備設計にも高精度のデータの提供が可能である。

感圧塗料はこれまで主に無風状態と通風状態の間の圧力変化が大きく、画像の S/N 比が大きい遷音速、超音速の風洞試験を中心に用いられていたが、本実験では測定部への光学的アクセスが比較的容易な低速風洞試験へ適用領域を拡大することを目的として、受光量分解能の高い CCD カメラを使用するとともに、コンピュータを用いた各種画像処理を取り入れた試験法を開発し、風速 35m/s の低速風洞試験に適用した。

2. 感圧塗料

感圧塗料は発光物質と呼ばれるある種の化学物質が、特定の波長の光を吸収することによって励起され、これが基底状態に戻る際に吸収したよりも長い波長の光を発する性質を利用したものである。酸素による消光現象によって周囲の酸素濃度が高いほどこの発光強度は弱くなるため、酸素のモル分率が一定な空気の場合、発光強度と圧力を一対一に対応づけられる。塗付した感圧塗料について予め基準状態(圧力 P_r)と圧力を変化させた状態(圧力 P)における塗料面の輝度 I_r 、 I の間の関係を

$$\frac{I_r}{I} = f\left(\frac{P}{P_r}\right)$$

の形で把握しておくことにより、風洞試験では圧力が既知な無風状態を基準状態とし、感圧塗料の輝度比(I_r/I)から逆に圧力を求めることができる。ただし、この両者の関係は温度によって変化し、塗料面の温度変化が計測誤差の要因となるため、温度依存性の小さな塗料の開発にも力が注がれている(Ref.5)。感圧塗料の計測原理の詳細については Ref.4,6 を参照されたい。

今回の実験で使用した感圧塗料は図1に示す白金オクタエチルポルフィリン(PtOEP)を発光物質とし、これをシリコンポリマーGP-197に拡散させてものである。PtOEPは図1に示す様に紫外線域に吸収、赤色領域に発光のピークを持っている。

3. 試験装置

試験概要図を図2に示す。風洞は米国スタンフォード大学航空宇宙工学科の回流式低速風洞で、テストセクションは45cm×45cmの正方形である。模型は後退角60°のデルタ翼で、後方よりスティング支持されている。また、模型上面側には機体軸と垂直に3断面44点の静圧孔が、前縁部には空気噴き出し用のスリットが設けられている(図3)。

感圧塗料は模型上面に白色塗料の下地を施し、その上にエアブラシで塗装を行った。塗料面の代表厚さは約30 μmである。感圧塗料面の撮影には強制冷却式CCDカメラを用いた。画像サイズは512×512ピクセル、輝度分解能は低速風試における微小な輝度変化を捉えることのできる14ビットである。カメラにはPtOEPの発光波長の光のみを感知するよう650nmのバンドパスフィルタを取り付けて使用した。また、感圧塗料励起用の紫外線光源は波長365nmのハロゲンランプでCCDカメラとともに、風洞天井の上方に取り付けた。

なお、圧力孔データ及び風洞諸量はスキャニバルブ等の風洞備え付けのシステムを用いて計測した。

風洞試験は大部分のケースを一樣流速35m/sとし、一部のみ25m/sでも実施した。迎角は10°、20°、30°の3種類、横滑り角は0°、5°の2種類について試験を行った。ノミナルな試験条件は一樣流速35m/s、 $\alpha=20^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ である。また、前縁からの空気の噴き出しは1ケースのみノミナル条件において右側前縁のみから行った。

4. データ処理

データ処理においては低速風試特有のS/N比の低い画像から最大限定量的なデータを引き出すために、無風/通風両画像各々の平均化、フラットフィールド補正、無風/通風画像間の模型の移動の補正及び空間の高周波ノイズを除去するローパスフィルタの適用といった各種補正を行った(図4)。ここでフラットフィールド補正とは、無風時と通風時で空力荷重等によって模型上の一点がCCD面の違うピクセルに検知された場合に各ピクセル毎の微妙な感度の違いを補正するものである。図5はノ

ミナル条件、前縁噴き出し無しの場合について、模型の圧力孔第1列($x/c=0.397$)に沿った感圧塗料の無風状態と通風状態の輝度比(I_r/I)の各補正による変化を示したものである。補正無しの場合(図5a)、輝度比データが大きなノイズ成分を含んでいるのに対して(フラットフィールド+模型移動)補正(図5b)とローパスフィルタ(図5c)は各々単独でもS/N比の向上に効果的であるが、最終的に全ての補正を行った結果(図5e)は高周波成分のノイズを効果的に除去し、S/N比を大きく向上させていることがわかる。

感圧塗料の輝度比(I_r/I)と圧力比(P/Pr)の間の較正法には、予め圧力容器の中で行うa Priori較正と、通風中の感圧塗料画像と同時に取得した圧力孔のデータを利用するIn-situ較正の2種類が一般的である。本実験では温度変化に起因する計測誤差が小さいin-situ較正を採用し、圧力孔位置の輝度比を圧力孔で計測した圧力データに対してプロットした結果に多項式近似を行って両者の関係を代数的に定義し、これを他の全ての領域に適用して感圧塗料の輝度比画像を圧力場画像に変換した。図6に前縁噴き出し無し、 $\beta=0^\circ$ の各迎角におけるIn-situ較正の結果の例を示す。ここで模型は左右両舷でCCDカメラと紫外線光源の見込み角が大きく異なるため、較正は右半面と左半面で別のものを適用した。

5. 試験結果

図7に一樣流速35m/s、 $\beta=0^\circ$ 、前縁き出し無しの $\alpha=10^\circ$ 、 20° 、 30° の各迎角における感圧塗料で計測した上面の C_p 分布の画像を示す。 $\alpha=10^\circ$ では前縁剥離渦がまだ弱いために上面の圧力はほぼ一定である。 $\alpha=20^\circ$ になると両舷に前縁剥離渦による負圧部分(図中の白い部分)が見られるようになる。両舷ともに内側の濃灰色と白色部分を分ける直線は従来オイルフローによる可視化で観察されてきた再付着線に相当する。さらに迎角を $\alpha=30^\circ$ に増すと翼の頂点付近の白色部分が明るくなっている一方で、白色領域が翼の中央付近で消滅していることがわかる。これは迎角を増したことによって前縁剥離渦が強くなり、頂点付近の負圧が

増した一方で、翼の中央付近で Vortex Breakdown が生じ、負圧領域が消滅したためである。これらの結果から、感圧塗料は低速においても定量的圧力場の計測手法及び定性的な圧力場の可視化手法として有効であることがわかる。また、図 8 には上記の圧力場の画像から切り出した圧力孔 3 断面の圧力分布を示す。図中のシンボルが圧力孔の計測結果を、実線が感圧塗料の計測結果を表わしており、面計測である感圧塗料のメリットは明らかである。

図 9 に $\alpha=20^\circ$ における横滑り角の影響を示す。 $\beta=5^\circ$ では風上側となる右舷側で前縁剥離渦が翼面に接近し、負圧を表わす白色部分が広がっている。この場合、模型はピッチ角とロール角の組み合わせによって所定の α 、 β を実現しており、カメラと模型（塗装面）の相対位置が変化しても計測には支障をきたさないことがわかる。

図 10 は前縁噴き出し無し、 $\alpha=20^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ で一様流速が 35m/s と 25m/s の圧力場の画像を比較したものである。明らかに 25m/s の画像は 35m/s のものよりもノイズが大きく、動圧が 35m/s の約半分となる 25m/s では前述の各種補正でも不十分であることがわかる。35m/s の $\alpha=20^\circ$ 、 30° の場合、in-situ 較正で使用されている最大圧力と最小圧力の差は約 1.4kPa (0.2psi) 程度であり、本実験で用いた感圧塗料の場合、この値が低速への適用への目安と考えられる。

図 11 には模型の右舷側からのみ噴き出しを行った結果を示す。下段の圧力孔データがほぼ左右対称であるのに反して上段の輝度比分布は著しい非対称となっている。これは噴き出しに用いた空気が風洞外の高圧空気源から導入したものであり、壁面と空気との間の摩擦によって温度が上昇した回流式風洞の一様流温度よりも温度が低いためであると考えられる。前縁から噴き出された冷たい空気は前縁剥離渦に巻き込まれて翼上面に当たり感圧塗料面を冷却する。これによって感圧塗料の輝度が増し、輝度比が小さくなっているものと思われ、噴き出しの効果を正しく評価するためには外部から導入する高圧空気の温度コントロールが必要であることがわかった。

6. 結論

- (1) 受光量分解能の高い CCD カメラと、各種のデータ補正を行うことによって 35m/s の低速においても感圧塗料による定量的圧力場の計測および定性的な圧力場の可視化が可能である。
- (2) 本実験の範囲内では、in-situ 較正で使用されている最大圧力と最小圧力の差は約 1.4kPa (0.2psi) 程度であり、この値が低速への適用への目安と考えられる。
- (3) 感圧塗料面の均温化が保てない流れ場の計測に用いる場合には、並行した温度計測もしくは積極的な温度の制御が必要である。

謝辞

本研究は筆者が三菱重工業（株）名古屋航空宇宙システム製作所在籍中、米国スタンフォード大学において実施したものである。研究に御支援を頂いた同社及び、現地にて御指導頂いたスタンフォード大学航空宇宙工学科の Prof. Brian J. Cantwell 及び NASA Ames 研究所の Dr. Rabindra D. Mehta にこの場を借りて御礼申し上げます。

参考文献

1. McLachlan B. G., Kavandi J. L., Callis J. B., Gouterman M., Green E., Khalil G. and Burns D., Surface pressure field mapping using luminescent coatings, Experiments in Fluids 14 (1993) pp.33-41
2. T. Liu, B. T. Campbell, S. P. Burns and J. P. Sullivan, Temperature and Pressure-Sensitive Luminescent paints in Aerodynamics, Apl. Mech. Rev., Vol. 50, No. 4, 1997
3. Troyanovsky I., Sadovskii N., Kuzmin M., Mosharov V., Orlov A., Radchenko V. and Phonov S., Set of Luminescence Pressure Sensors for Aerospace Research, Sensors and Actuators B, 11 (1993), pp.201-206

4. Crites R. C., Measurement Techniques -
PRESSURE SENSITIVE PAINT TECHNIQUE,
von Karman Institute for Fluid Dynamics,
Lecture series 1993-05

5. 浅井、飯島、神田、李、大倉、各種感圧塗料のサ
ンプル特性試験、第25回可視化情報シンポジ
ウム講演論文集 1997

6. Shimbo Y., Mehta R. D. and Cantwell B. J.,
Vortical Flow Field Investigation Using the
Pressure Sensitive Paint Technique at Low
Speed, AIAA-97-0388

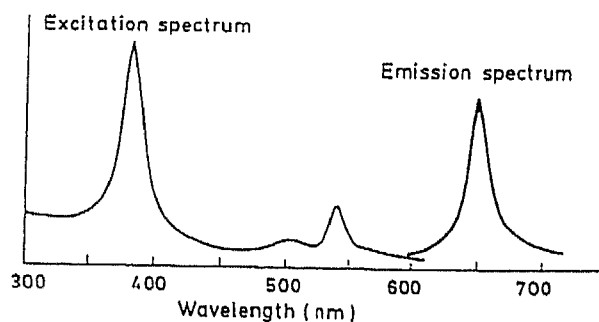
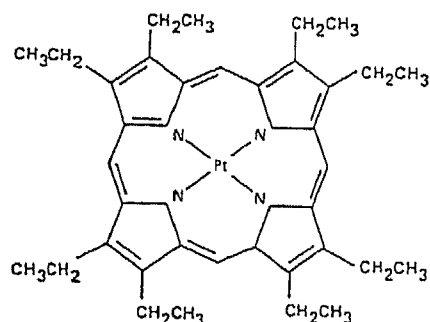


図1 発光物質(PtOEP)の組成と光学特性

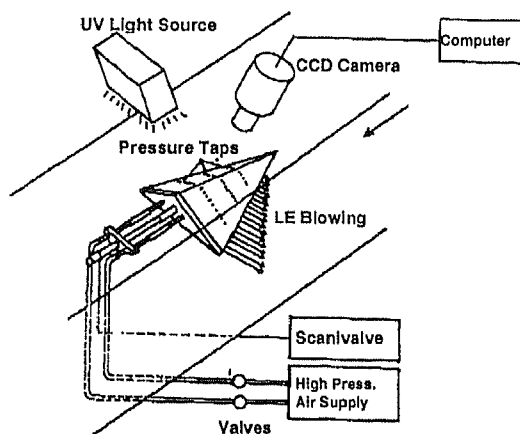


図2 試験概要図

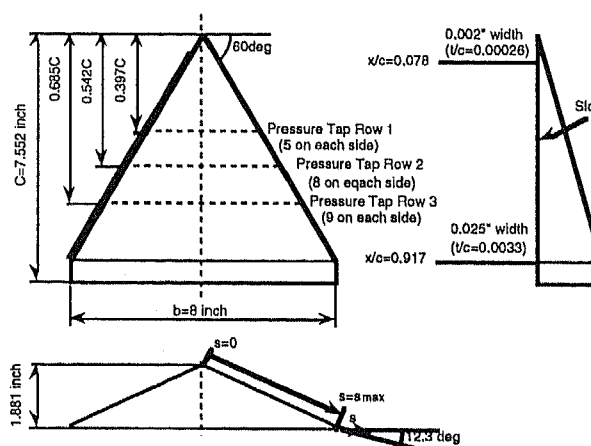


図3 模型概要図

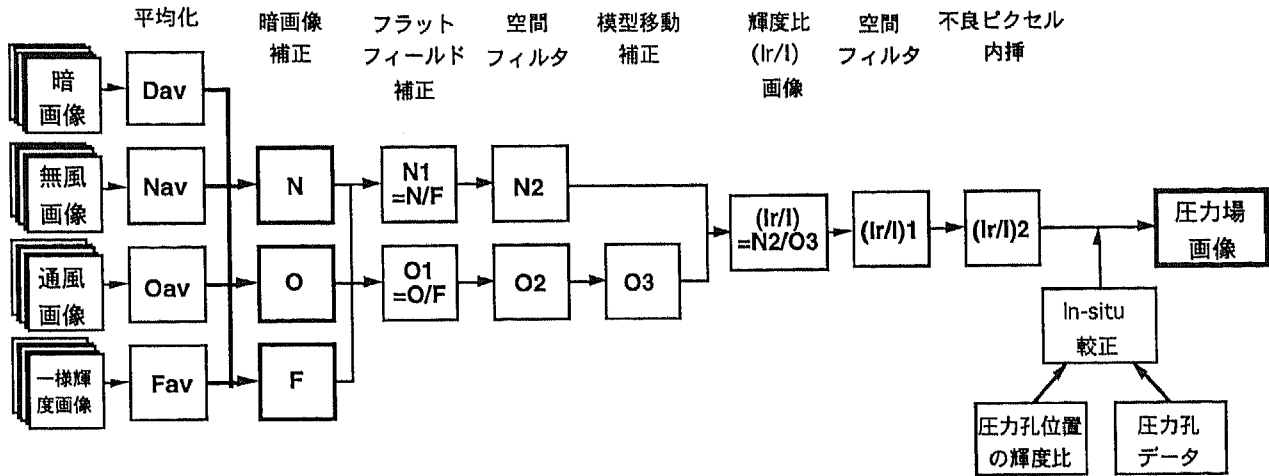


図4 データ処理フローチャート

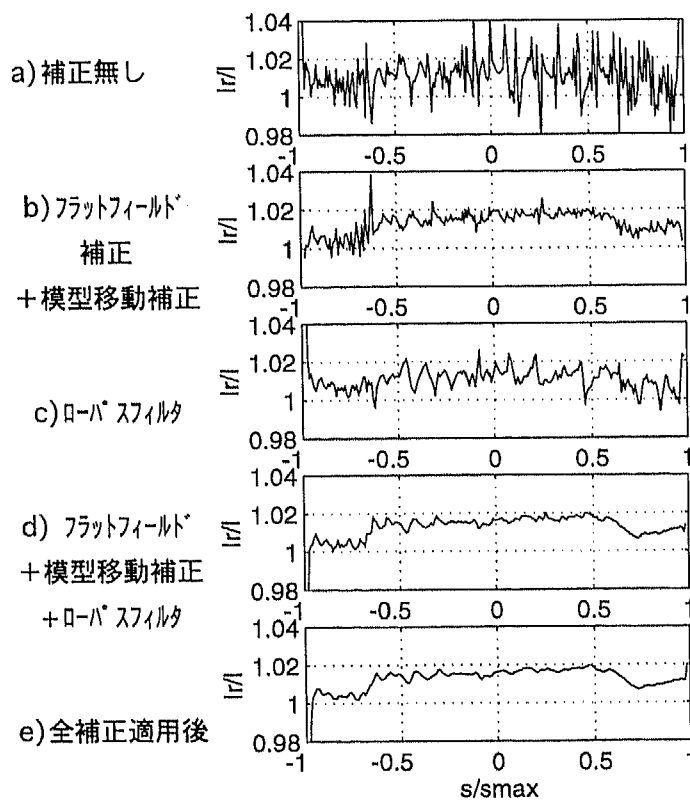


図5 データ処理によるS/N比の向上

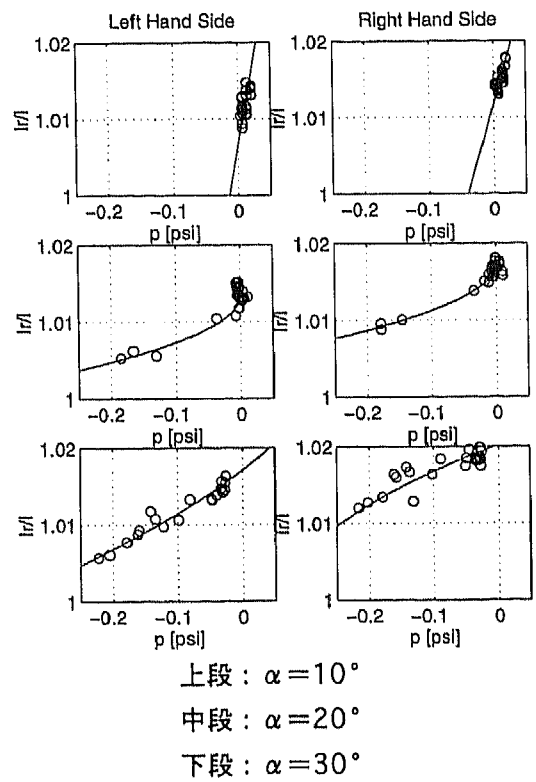


図6 In situ 校正結果

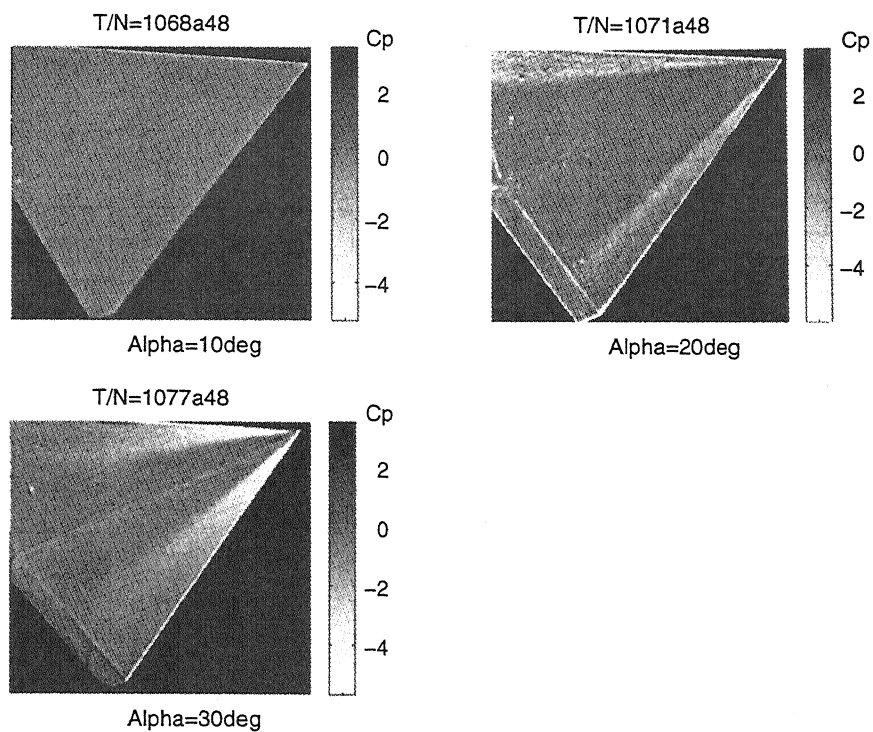


図7 迎角効果

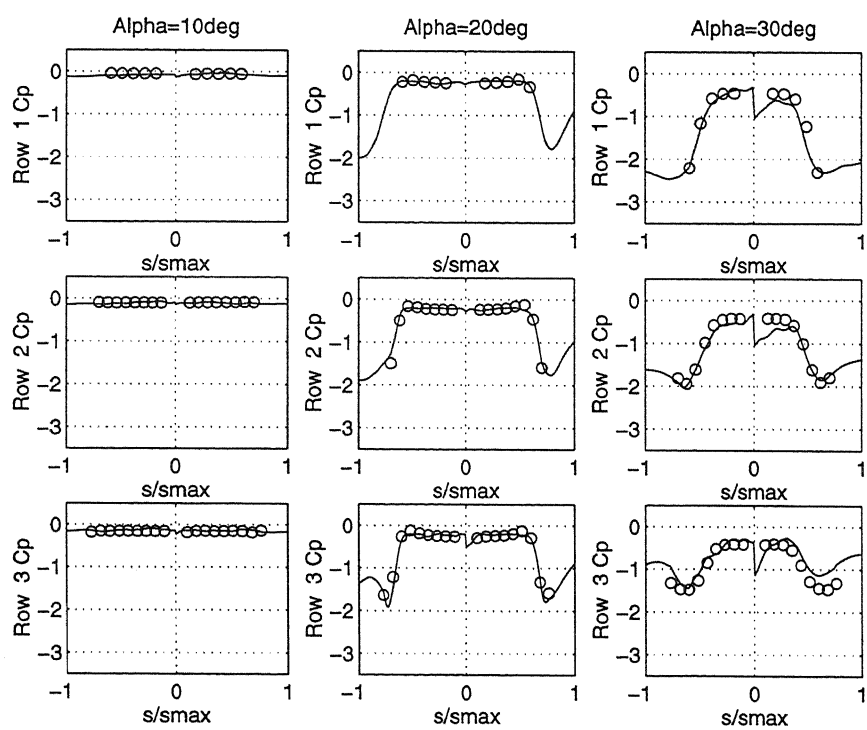


図8 圧力分布の比較

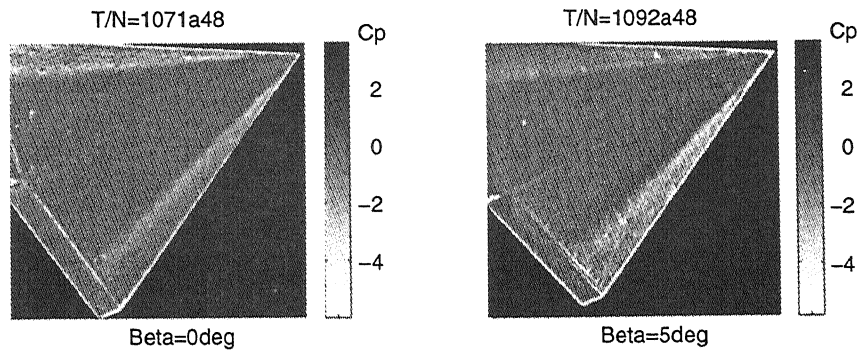


図9 横滑り角効果

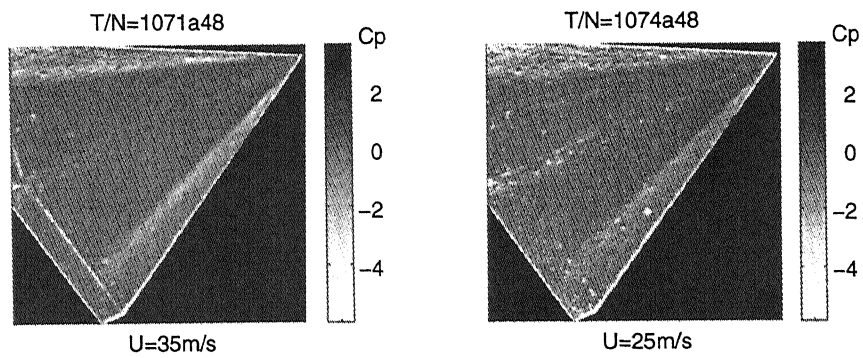


図10 一様流速効果

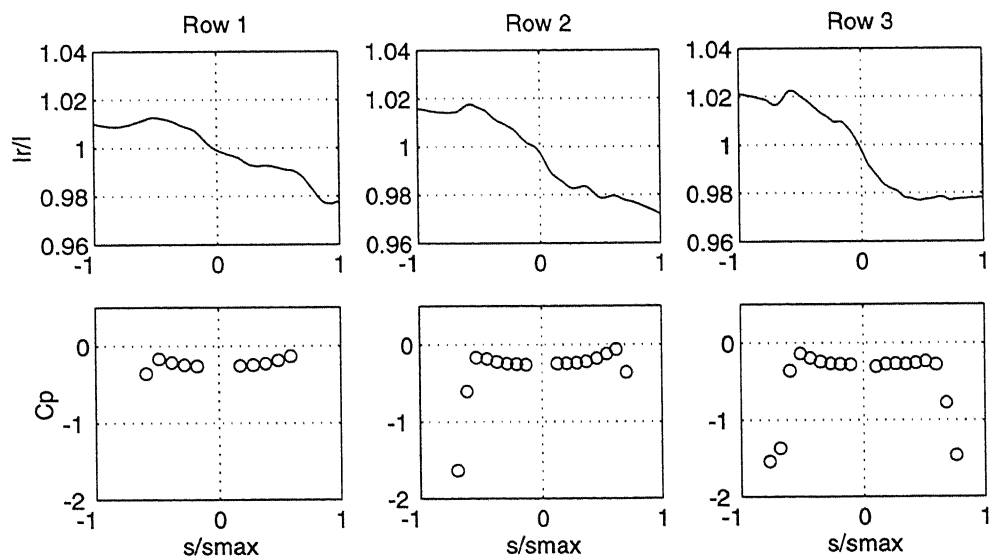


図11 温度の影響