367 感圧塗料によるデルタ翼の渦崩壊の可視化

江上 泰広[○], 浅井 圭介, 天尾 豊 (航空宇宙技術研究所),
藤 敦彦, 手塚 宣和, 亀田 正治 (東京農工大学)

Visualization of the vortex breakdown on a delta wing with Pressure-Sensitive Paint

Yasuhiro EGAMI, Keisuke ASAI, Yutaka AMAO,
Atsuhiko FUJI, Norikazu TEDUKA and Masaharu KAMEDA

ABSTRACT

The leading-edge vortices on a delta wing are visualized by using a pressure-sensitive paint (PSP). This technique is based on the oxygen quenching of luminescent molecules. In this experiment, the paint composed of PtOEP and fluorine polymer was adopted because it showed high sensitivity to the pressure and low sensitivity to temperature. A thin paint coating was applied on a delta wing model composed of aluminum. The paint was excited by a Xenon light and the luminescent images were obtained using a high-resolution CCD camera. The obtained images were analyzed on a personal computer. The complicated flow structures on the delta wing including vortex breakdown were visualized clearly by using the pressure-sensitive paint.

Keywords: Pressure-Sensitive Paint, Image Analysis, Delta wing, Leading edge vortices, Vortex breakdown

1. 緒 言

物体まわりの流れ場の情報を得るために従来様々な方法の可視化が行われてきている。壁面の流れ場の可視化には、オイルフロー法などが用いられている。しかしそれらの方法では、詳細な流れ場の定量的情報を得ることは困難である。そこで本研究では、感圧塗料を用いた流れ場の可視化を試みた。

感圧塗料とは励起光を照射すると燐光を発する色素を含む塗料で、酸素消光によって発光強度が変化するものである。既知の圧力 P_{ref} における発光強度を I_{ref} とすると、圧力 P と発光強度 I の関係は Stern-Volmer の関係式で(1)式のように記述することが出来る。

$$\frac{I_{ref}}{I} = A + B \cdot \frac{P}{P_{ref}} \quad (1)$$

ここで A, B は定数である。基準となる無風時データ I_{ref} と通風時データ I の発光強度の比 I_{ref}/I を求めることにより、モデル上の圧力分布の定量的情報を得ることができる。

この無風時と通風時の発光強度分布は CCD カメラで記録され、ピクセル毎に発光強度比 I_{ref}/I が計算される。しかし、通風時には空気力により、モデルの移動や変形が

生じたり、測定部自身が熱で移動したりしてしまい、2 画像間のモデルのずれが生じ、測定精度を劣化させてしまう。そのためこれらの移動などによる画像のずれを適切に修正することが必要になる。また、画像データにはショットノイズなどのノイズが含まれている。そのノイズを取り除くためフィルタリングなどの処理が必要となる。

本研究では、航技研小型超音速風洞において試験した感圧塗料を用いたデルタ翼モデルの可視化法と得られた画像の処理法及びその結果について述べる。

2. 実験装置及びその方法

2.1 感圧塗料

使用した感圧塗料は色素に白金オクタエチルポルフィリン(PtOEP)、バインダーにフッ素系ポリマーを用いた塗料である。従来、感圧塗料は圧力だけでなく温度変化によっても発光強度が変化し、この温度感度が圧力測定の誤差の大きな原因になってきた。しかしこのバインダーにフッ素系ポリマーを用いた感圧塗料は従来のシリコンポリマー(GP197)を用いたものと比較して温度感度が非常に小さく、高精度の測定を可能とする¹⁾。感圧塗料はデルタ翼模型にスプレーで薄く塗布した。

2.2 実験装置

可視化実験は航技研の小型超音速風洞を用いて行った。

この超音速風洞は連続回流式風洞で測定部の断面は $200\text{mm} \times 200\text{mm}$ となっている。実験に用いたデルタ翼モデルを Fig. 1 に示す。モデルは全長 $C=100\text{mm}$, 後退角 70° のアルミ製である。前縁はシャープエッジとなっている。モデルは風洞測定部内に気流に対して迎角 $\alpha=20^\circ$ 及び 30° で取り付けられた。

Fig. 2 に風洞試験で用いた光学系の概略を示す。風洞側壁は UV 透過性のアクリル板で作られており, ここを通じて測定及び観察を行った。感圧塗料の蛍光物質の励起には $400 \pm 50\text{nm}$, カメラには $650 \pm 20\text{nm}$ の干渉フィルターを取り付けた。発光強度の測定には浜松ホトニクス製の高感度 CCD カメラ (解像度 14bit, 有効画素数 1000×1018 ピクセル) を用いた。カメラによって得られた画像はコンピュータに取り込まれ記録された。可視化実験が行われたマッハ数, 迎角, 総圧, 総温, レイノルズ数 ($Re=UC/\nu$) の条件は Table 1 のとおりである。

Fig. 1 Delta-wing model

Fig. 2 Experimental Set-ups

Table 1 Condition of visualizations

マッハ数	迎角 α	総圧 P	総温 T	Re
$M=0.59$	$20^\circ, 30^\circ$	60.1kPa	320.0K	6.1×10^5
$M=0.78$	$20^\circ, 30^\circ$	60.1kPa	320.0K	7.2×10^5
$M=0.60$	30°	60kPa ~ 100kPa	325.0K	$6.1 \times 10^5 \sim 10.1 \times 10^5$

3. 画像処理法

感圧塗料の発光強度画像の解析はパーソナルコンピュータ上で Matlab を用いて行った。そして, 可能な限り良質なデータを取り出すために以下の手順で画像処理を行った。

1. 無風時, 通風時それぞれの試験条件に対し 12 枚撮影した画像を平均化する。
2. カメラの暗電流ノイズを補正するため, ダーク画像を通風時, 無風時とも処理 1 の平均画像より引く。
3. 通風時, 無風時の 2 画像間のモデルのずれを補正する。
4. ローパスフィルタを通風時, 無風時双方の画像に掛け, ノイズを除去する。
5. 処理 4 のフィルタリングを施した通風, 無風時画像より発光強度比 I_{ref}/I を求める。
6. 最終的な発光強度比の画像を得るために, 再度ローパスフィルタを処理 5 の発光強度比の画像に掛ける。
7. デルタ翼上現象を視認しやすくするためグレー画像に適切な擬似カラーを付与する。

処理 7 の部分で (1) 式の圧力と発光強度の関係を与えれば, 圧力場の情報を求めることができる^{1,2)}。

処理 1 では, それぞれの条件で複数枚 (今回は 12 枚) の画像を平均化することにより, ノイズを除去している。平均枚数の 1/2 乗に比例して S/N 比は良くなるとされており, 可能な限り多くの枚数を撮影することが望ましい。

処理 3 の画像のずれの補正は, 通風時にモデルの移動や変形が起こり, 無風時画像との間にずれが生じ, 大きな誤差要因となるのを防ぐために行った。Fig. 3 は無風時と通風時のモデルの移動・変形を比較したものである。通風時に大きくモデルが動いており, ずれの補正なしには正しい測定が不可能であることを示している。Fig. 4 に示すようにプログラム上で無風時と通風時のデルタ翼の 3 頂点の座標を求め, CAD 図面の形になるようにそれぞれの画像にアフィン変換を施すことにより 2 画像間のずれを修正した。すなわち元図形の頂点座標を $\vec{x}$, 変換後の座標を $\vec{a}$ とすると $\vec{x} = A \cdot \vec{a}$, つまり $A = \vec{x} \cdot \text{inv}(\vec{a})$ と表されるベクトルである。この補正によって, カメラアングルによって歪んだデルタ翼の形が CAD 図面の形に戻り, 後のデータ解析が容易になる。

処理 4 及び 6 のローパスフィルタ(ウィナー・フィルタ)は高空間周波数成分を主とするノイズを除去したり, 画像のサブピクセルの移動に起因する値の変動を平滑化するために用いられた。

Fig. 3 Visualization without any process

Fig. 4 Displacement correction by affine transfer

 Fig. 5 Effect of image corrections
at $M=0.78$, $\alpha=30^\circ$, $x/C=0.5$

それぞれの処理による効果を確認するために $M=0.78$, 迎角 $\alpha=20^\circ$, $x/C=0.5$ の位置における発光強度比 I_{ref}/I のスパン方向分布を Fig. 5 に示す。(1)は未処理の場合であり, Fig. 3 に見られる通り, 無風時と通風時の模型のずれにより, ずれ補正を施した(2)~(4)のものと比較して正しい値を示していないことが判る。(2)は, 処理1の平均化処理を行わず, 1枚だけの画像から得られた結果である。(3)は処理1の12枚の平均化処理を行ったものであり, (2)のものと比較してかなり平滑化されていることがわかる。(4)は処理4及び6のローパスフィルタ処理も行ったものである。高空間周波数成分がかなり除去されている。しかし, 同時に微細現象の情報も失われてしまう危険があるので, 現象の特徴を十分考慮してフィルタリングを行う必要がある。これら全部の処理をおこなうことにより高空間周波数成分を主とするノイズを除去することができた。これらの処理を施した無風時, 通風時 ($M=0.58$, $\alpha=20^\circ$) 及びこれらの画像から得た発光強度比 I_{ref}/I の画像データを Fig. 6 に示す。 I_{ref}/I と P_{ref}/P は(1)式の Stern-Volmer の式で対応付けられる。感圧塗料のバインダーとしてフッ素系ポリマーを用いた場合, この関係は線形であり, Fig. 6 の I_{ref}/I 分布はデルタ翼表面上の圧力分布を示していると考えてよい。

 Fig. 6 Image processing for visualization
at $M=0.58$, $\alpha=20^\circ$

Fig.7 Visualization of vortex breakdown on a delta wing

4. 可視化結果

以上の画像処理法により得られた結果を Fig. 7 に示す。これは Fig. 6 に対して、より現象を容易に視覚的に捉えられるよう擬似カラーを与えたものである。

それぞれの図よりデルタ翼の前縁はく離渦が生じていることが明瞭にわかる。(1)の $M=0.59$, $\alpha=20^\circ$ では前縁はく離渦が後縁付近までその構造を保ち、渦崩壊に至っていることがわかる。またこの一次渦の外側、前縁に沿って二次渦が形成されていることがわかる。さらに、デルタ翼中央部の圧力の高い赤色の領域と、前縁はく離渦の青色の領域に挟まれた、緑色の領域の縁が渦の再付着線に相当すると考えられる。また、前縁はく離渦の1次渦と2次渦の間の青色が少し薄くなった部分は1次渦と2次渦の境界で、その縁は2次渦のはく離線に相当する。

(2)の $M=0.78$, $\alpha=20^\circ$ では(1)と比較してマッハ数が増加した分、渦が強く形成されていることがわかる。前縁はく離渦は後縁に達しても崩壊せず、保持されていることがわかる。また、圧力の高い領域が(1)では翼中央部、後縁に近い領域に分布していたものが、(2)では先端付近に移動していることがわかる。また、他のケースでは低压領域は前縁に沿った翼先端に近い領域に広がっているが、このケースでは後縁に近い領域で最も圧力が低くなっていることも特徴的である。また、1次渦、2次渦とも強く形成されており、渦形成領域では強い1次渦の回転に伴う、外側向きの流れと似たようなパターンも見られた。

迎角を $\alpha=20^\circ$ から 30° にすると前縁はく離渦の崩壊

位置は上流側に移動した。(3)の $M=0.59$, $\alpha=30^\circ$ では $x/C=0.45$ 付近で渦崩壊が生じている。揚力を発生する低压領域はデルタ翼先端付近の前縁に沿った領域に限られている。また後縁付近の高压領域も大きく広がっていることがわかる。(4)の $M=0.75$, $\alpha=30^\circ$ ではマッハ数の増加に伴い、渦崩壊位置は70%程まで回復した。

また、 $M=0.6$, $\alpha=30^\circ$ において総圧 P を $60\sim 100\text{kPa}$ に変化させることによりレイノルズ数 Re を $6.1\times 10^5\sim 10.1\times 10^5$ と変化させた試験を行った。その場合は、渦崩壊位置や渦構造に大きな変化は見られなかった。

このように適切な画像解析を施すことにより感圧塗料を用いた流れ場の詳細な可視化を行うことができた。

5. 結 言

感圧塗料を用いた、デルタ翼表面の流れ場の可視化を試みた。画像処理を行うことによりノイズやずれなどの誤差要因を低減することができた。それによりデルタ翼表面の圧力場を詳細に観察することができ、前縁はく離渦の1次渦、2次渦の形成や渦崩壊位置の変化などの現象を明瞭に捉えることができた。

これらの手法を使うことにより容易に物体表面の圧力場の情報を得ることができることを明らかにした。

参 考 文 献

- 1) 藤敦彦,他: フッ素系ポリマーを用いた感圧塗料の特性評価, 第28回可視化情報シンポジウム, (2000).
- 2) 浅井圭介: 感圧塗料による圧力分布の計測技術, 可視化情報 Vol.18 No.69 (1998) pp.97-103.