熱画像解析による翼表面流れのはく離検出

谷合 哲弥^{*} (東京理科大学), 大林 弘史 (東京地下鉄(株))
山口 琢人 (東京理科大学), 石川 仁 (東京理科大学)
山田 俊輔 (東京理科大学), 徳川直子 (宇宙航空研究開発機構)

Detection of Flow Separation on Aerofoil using Thermal Image Analysis

Tetsuya TANIAI, Hiroshi OHBAYASHI
Takuto YAMAGUCHI, Hitoshi ISHIKAWA
Shunsuke YAMADA and Naoko TOKUGAWA

ABSTRACT

The purpose of this study is to detect flow separation on aerofoil using thermal image analysis. A NACA0018 wing and a flat plate wing were used as test pieces, pre-heated by a hair-drier to thermographic measurements. An infrared camera took thermal images of surface temperature distribution on the aerofoil. It was found that surface temperature distribution was an important factor determining the separation and the reattachment point. The result shows the infrared image technique is effective method for detection of flow separation.

Keywords : Flow separation, Reattachment, Thermal image, Infrared Measurement, Flow visualization

1. 緒 言

物体表面近くの流れを可視化するために、直接注入トレーサ法や表面トレース法、タフト法などの様々な手法が提案されている^{1,2)}。本研究では、翼表面上の流れを赤外線カメラの熱画像を用いて可視化し、はく離・再付着点の位置やはく離のパターンを明らかにすることを目的とする。この赤外線計測法は、層流境界層と乱流境界層で物体表面の熱伝達特性が異なることを利用し、これに起因する翼表面の温度分布を赤外線カメラで捉え、熱画像を得ることで流れを可視化するものである。熱画像による可視化法は、リアルタイムの面計測が可能で、非接触なため物体表面の流れを乱さないといった利点がある³⁾。

本研究では、流速の小さい低レイノルズ数の翼表面の流れを対象とした。超音速流や極超音速流の場合と違い、低レイノルズ数の翼表面に熱伝達率の違いによる温度差が自然に生じることはないが、徳川ら⁴⁾が行った翼表面を一様に予熱する方法により翼面に温度差を生じさせ、赤外線計測を可能にした。実験は供試体として NACA0018 翼と平板翼を用いて行い、それぞれ迎角を変化させたときの様子を赤外線カメラにより計測した。また、赤外線計測で得られる結果の妥当性を確かめるため、表面タフト法による可視化を併用して行い、赤外線計測の結果と比較し検証した。

2. 実験装置および実験方法

Fig.1 に実験の模式図および座標系を示す。実験には

出口寸法 250mm×250mm の吹き出し型風洞を使用した。供試体となる NACA0018 翼(以後 NACA 翼と呼ぶ)は翼弦長 $C=111\text{mm}$ 、平板翼は $C=110\text{mm}$ 、翼幅 S はいずれも 230mm である。平板翼の翼厚は 10mm とし、NACA 翼は中空構造となっている。材質はどちらの翼も ABS 樹脂であり、その熱伝導率は $0.17\sim0.21\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ である。なお、NACA 翼には翼上下面に静圧孔を設けてあり、平板翼は前縁を鋭角(30°)に切り落としてある。翼両端には二次元性を確保するため、直径 200mm、厚さ 1mm の円形の端板を取り付けた。翼は迎角 α を細かく調整できる回転ステージに取り付け、風洞出口から 200mm 下流に設置した。

表面タフト法で使用したタフトは長さを 8mm とし、材料は刺繍用絹糸を用いた。流れの特徴が得られやすい翼前縁付近は、タフトを複数列設け、 x 方向の設置間隔は前後のタフトに影響を与えない程度とした。

実験は主流流速 U_∞ 、翼弦長 C 、動粘性係数 ν とし、 $Re(=U_\infty C/\nu)=98,000$ で行った。翼面をあらかじめヘア・ドライヤー(出力 1200W)で一様に加熱した後、通風開始($t=0\text{s}$)と同時に赤外線カメラにて翼面が冷やされる様子を撮影し、熱画像を得た。熱画像の温度差解析は全て $y/S=0.50$ の位置で行った。迎角 α は NACA 翼では $\alpha=0\sim30^\circ$ 、平板翼では $\alpha=-5\sim10^\circ$ に変化させて行った。NACA 翼では翼上下面の静圧が等しくなる角度を、平板翼では風洞出口に対し幾何的に $\alpha=0^\circ$ となる角度を、それぞれ迎角 $\alpha=0^\circ$ とした。なお、赤外線カメラは、日本アビオニクス社製の Neo Thermo TVS-700 を用いた。

(a) Sketch of infrared measurement system

(b) Coordinate system

Fig. 1 Experimental setup.

3. 実験結果および考察

NACA 翼と平板翼の時刻 $t=0s$ と $t=60s$ における表面温度 T_0 と T_{60} の熱画像を赤外線計測により得ることができる。熱画像の例として NACA 翼の $\alpha=0^\circ$ の場合を Fig.2 に示す。これらの熱画像より、 $t=0s$ と $t=60s$ の表面温度差 $T_0 - T_{60}$ を差分画像として求め、これを $y/S=0.50$ の位置で温度解析することで翼弦方向の表面温度差分布を得る。NACA 翼と平板翼の各迎角における表面温度差分布を Fig.3, Fig.4 に示す。Fig.3 より、NACA 翼では $\alpha=0\sim14^\circ$ で前縁から温度差が減少、増加、減少、増加といった分布を示し、温度差分布に極大と極小があることがわかる。この極大・極小の位置は、 α の増大と共に上流側へ移動している。 $\alpha=15\sim30^\circ$ では、温度差分布は $x/C=0.10$ 付近で最小値を取り、それより下流では比較的平坦な分布を示している。一方、Fig.4 より平板翼については、 $\alpha=5^\circ$ では前縁から温度差が単調に減少している。 $\alpha=0\sim7^\circ$ では温度差分布に極大・極小が見られ、それらが α

Fig. 2 Surface temperature and temperature difference on the surface of NACA0018 wing ($\alpha=0^\circ$).

Fig. 3 Distributions of temperature difference on the surface of NACA0018 wing.

Fig. 4 Distributions of temperature difference on the surface of flat plate wing.

の増大と共に下流側へ移動している。 $\alpha=10^\circ$ は NACA 翼の $\alpha=15\sim30^\circ$ と同様、温度差分布が平坦な形状を取っており、極大・極小値は見られない。

一般に、再付着点では熱伝達率が最大値を示すことが知られており、またはく離点では熱伝達率が極小となることが報

告されている^{5,6)}。このことを踏まえて上述した温度差分布を見てみると、NACA 翼の $\alpha=0\sim14^\circ$ と平板翼の $\alpha=0\sim7^\circ$ ではく離・再付着が、NACA 翼の $\alpha=15\sim30^\circ$ と平板翼の $\alpha=10^\circ$ では前縁付近からの大規模なく離が生じている可能性がある。

このことを確かめるために、翼面にタフトを設置し、タフトの振舞いを観察した。タフトの振舞いは Table 1 に示す 3 つのパターンに大きく分類できる⁷⁾。翼弦方向の温度差分布とタフトの観察結果を NACA 翼と平板翼それぞれについて比較した。その比較結果を NACA 翼については Fig.5 に、平板翼については Fig.6 に示す。各翼弦位置におけるタフトの振舞いを図中に矢印で示してある。

NACA 翼に関して、 $\alpha=0^\circ$ では、温度差分布の極小付近でタフトが安定から不安定へ変化していることがわかる。 $\alpha=14^\circ$ では、タフトの様子から流れはく離・再付着を起こしていることがわかる。タフトが示すく離点の位置では温度差分布は極小となっており、再付着点の位置では温度差分布は極大となっている。 $\alpha=30^\circ$ では、タフトは流れが前縁付近から完全にはく離を起こしていることを示し、く離点の位置が $\alpha=14^\circ$ と同様に温度差分布の極小の位置と一致している。

一方、平板翼に関しては、 $\alpha=5^\circ$ ではタフトは翼全体にわたって安定で、翼面の流れが層流であることを示している。 $\alpha=3^\circ$ では、タフトの動きから流れが翼前縁付近ではく離し、その後、温度差分布が極大となる点で再付着していることがわかる。 $\alpha=10^\circ$ では、タフトは流れが翼前縁で大規模にはく離を起こしていることを示している。

以上のことから、表面の流れはく離・再付着を起こす場合、く離点は温度差が極小となる点に、再付着点は温度差が極大となる点にそれぞれ対応すると考えられる。また、流れが翼前縁付近から大規模にはく離を起こす場合は、温度差分布は平坦な、大きなピークの見られない形状をとることがわかった。これは翼面全体に逆流・再循環領域が形成され、翼面温度が低下しにくくなっているためと考えられる。

ただし、Fig.3 および Fig.4 からわかるように、NACA 翼では後縁付近で、また平板翼では前縁付近で温度差が迎角の変化に関係なくほぼ同様の大きい値を示している。これは、この範囲の翼弦位置では翼厚が薄いため、翼面がよく冷え温度差が大きくなったためと考えられる。したがって、平板翼ではこの翼厚の薄い部分の影響から、く離点は温度差が極小となっている位置よりも上流の前縁付近にあることも予想される。また NACA 翼の $\alpha=0^\circ$ では、タフトはく離を示さなかったが、これは低迎角におけるく離泡の厚さがタフトの大きさに対して小さかったため、タフトはく離を検出できなかったと考えられる。実際に NACA0018 翼に対して行われた油膜法による可視化実験⁸⁾で、 $\alpha=0^\circ$ などの浅い迎角でも、

Table 1 Tuft patterns.

Pattern	Behavior of tuft	Picture
Steady flow	Tuft doesn't move.
Unsteady flow	Tuft is oscillating or shows pattern of Separation flow for a little.
Separation flow	Tuft points upstream or toward parallel walls.

Fig. 5 Temperature analysis and tuft pattern on NACA0018 wing.

(a) $\alpha = -5^\circ$

(b) $\alpha = 3^\circ$

(c) $\alpha = 10^\circ$

Fig. 6 Distribution of temperature difference and tuft pattern on flat plate wing.

はく離が起きることが報告されている。

以上より、各翼に対する温度分布からのはく離・再付着の予測はタフトの検証よりおおよそ正しいといえ、次のようにまとめることができる。NACA 翼の $\alpha=0\sim14^\circ$ と平板翼の $\alpha=0\sim7^\circ$ では、はく離・再付着が起きており、はく離・再付着点は迎角が大きくなると共に NACA 翼では上流側へ、平板翼では下流側へ移動する。また、NACA 翼の $\alpha=15\sim30^\circ$ と平板翼の $\alpha=10^\circ$ については、再付着することなく前縁付近で層流はく離を起こす。

4. 結 言

本研究では NACA0018 翼および平板翼まわりの流れに対して赤外線計測を行った。得られた結果は以下の通りである。

- [1] 低レイノルズ数領域における、赤外線熱画像の翼表面のはく離・再付着流れの解析への有効性を示した。
- [2] NACA 翼の $\alpha=0\sim14^\circ$ と平板翼の $\alpha=0\sim7^\circ$ のときのように、翼表面流れにはく離・再付着が起こる場合、はく離点 および再付着点は、表面温度差が極小となる点および 極大となる点から検出できる。
- [3] NACA 翼の $\alpha=15^\circ$ 以降と平板翼の $\alpha=10^\circ$ 以降のときのように、翼前縁で流れがはく離した場合、表面温度差は大きいピークが見られない平坦な分布を示すことがわかった。

参 考 文 献

- 1) 流れの可視化学会：流れの可視化ハンドブック，朝倉書店，(1986)
- 2) 笠木伸英 他：流体実験ハンドブック，朝倉書店，(1997)。
- 3) 中村元：赤外線で観た乱流伝熱の世界，可視化情報，Vol.29, No.113(2009) pp.116-121。
- 4) 徳川直子 他：矩形翼境界層の自然遷移に対する外乱の影響，日本流体力学会誌「ながれ」，Vol.24，(2005) pp.629-639。
- 5) 森康夫，土方邦夫：流れと熱の工学Ⅱ，共立出版，(1977)。
- 6) 藤田秀臣 他：壁面近傍におかれた二次元円柱が平板強制対流熱伝達におよぼす影響，日本機械学会論文集，Vol.47-414, B (1981) pp.317-325。
- 7) Sagi, C.J. et al.: THE DESIGN AND PERFORMANCE OF TWO-DIMENSIONAL CURVED SUBSONIC DIFFUSERS, Report PD-9, Stanford University,(1965)。
- 8) 藤沢延行：二次元翼から発生する空力騒音と翼周りの流れの可視化，可視化情報，Vol.21, No.9(2001) pp.123-129。