C112 液晶膜を用いた NACA0018 翼のせん断応力分布の計測

中野 朋則[○](新潟大院), 青山 暁(新潟大院), 藤澤 延行(新潟大工)

Measurement of shear-stress distribution over NACA0018 airfoil by liquid-crystal coating

Tomonori NAKANO, Akira AOYAMA and Nobuyuki FUJISAWA

ABSTRACT

The shear-stress measurement by liquid-crystal visualization was extended to the flow along curved surfaces for application to the airfoil study in wind tunnel. The measurement system consists of stereoscopic observation system with two color CCD cameras and stroboscope, which are rotational about the axis of the airfoil. It was found that the magnitude of the shear stress changes along the airfoil surface, which is consistent with the visual observation of separation and reattachment point.

Keywords: Visualization, Measurement, Liquid crystal, Shear stress, Airfoil

1. 結 論

せん断応力分布の非接触計測法として、液晶膜を用いた可視化計測が近年注目されており、液晶膜の光学的特性、単一カメラを用いたせん断応力解析法、ステレオカメラによる解析法などが報告されている。しかしながら、これらはいずれも平面に沿う流れに対して適用可能であるが、翼のような曲面に対しては適用しづらい欠点がある。

本研究では、液晶膜によるせん断応力の可視計測法を曲面に沿う流れに拡張する方法について検討し、さらに風洞実験にて NACA0018 翼面のせん断応力分布計測を行う。

2. 実験装置および方法

2.1 校正装置

本実験では、コレステリック・カイラルネマティック混合液晶膜を用いた。この液晶膜の光学的特性は、せん断応力の大きさ、方向、白色光による照明の入射角度やその観測角度によって変化することが知られている。したがって、液晶膜の光学的特性は、これらのパラメータを独立に変化させることができる校正装置を用いて計測した。

Fig.1 に校正装置の概略を示す。校正装置は、垂直軸周りに回転可能な校正用流路部と照明として用いるストロボスコープとステレオ配置された2台の3CCDカラーカメラから成る。これらは、校正用流路を通る水平軸周

Fig. 1 Experimental setup

りに回転できる校正用アームに固定されており、水平面に対する角度 α を任意に変化させることが可能である。検定用流路は、垂直軸周りに回転させることで計測システムに対する流路の方向（せん断応力の方向） γ を変えることができる。このとき、流路内の流れは二次元ポアズイユ流れであり、流量を計測することで、その理論式からせん断応力の大きさを求めることができる。なお、本実験では、液晶膜の厚さは $5\mu\text{m}$ 程度とした。

2.2 風洞実験

実験は、低騒音風洞の閉鎖型測定部の中央に二次元翼 NACA0018 (翼弦長 80mm, 幅 190mm) を設置し、その表面にせん断応力液晶を塗布して行った。ただし、照明は翼上流側に、2 台の CCD カメラは下流側に設置した。これらの角度は、翼表面の角度が液晶の呈色範囲に入る条件から決定した。また、液晶の目視角度の影響を考慮して、本実験では、計測を複数に分割して行った。なお、実験は主流速度 $U_0=30\text{m/s}$ で行い、この時のレイノルズ数は $Re=1.6 \times 10^5$ である。

2.3 解析アルゴリズム

本研究では、校正装置のアーム角 α を固定し、せん断応力の大きさと方向を独立に変化させた実験を $\alpha = 110^\circ \sim 125^\circ$ の範囲で 5° おきに行った。せん断応力の算出においては、これらの校正曲線をすべてのパラメータに対してスプライン近似した。なお、本解析では、液晶の呈色を表すパラメータとして、色相の変化量 $h' (=h - h_0)$ を用いた。ただし、 h , h_0 は実験時および無風時の色相である。

Fig.2 は、色相の変化量からせん断応力分布を求めるフローチャートである。まず、無風時の色相を用いてカメラと主流の相対角度 α を求める。ここでは、以下に示す E_{r1} が最小となる条件からカメラと主流の相対角度 α を求めた。

$$E_{r1} = \sum \{ \{ H_{0l}(x, y) - h_{0l}(\alpha) \}^2 + \{ H_{0r}(x, y) - h_{0r}(\alpha) \}^2 \} \quad (1)$$

なお、 Σ は翼表面全体の和を、 H_0 は翼画像の無風時の色相、 h_0 は検定画像の無風時の色相であり、添字 l , r は左右のカメラを意味する。次に、求められた α を用いて校正曲線を選択を行うため、すべての画素に対して総当たりで計算を行い、以下に示す E_{r2} が最小になる条件から求めた。

$$E_{r2} = \{ H'_l(x, y) - h'_l(\tau, \gamma) \}^2 + \{ H'_r(x, y) - h'_r(\tau, \gamma) \}^2 \quad (2)$$

ただし、 H' は翼画像の実験時の色相の変化量、 h' は校正曲線上の色相の変化量を意味する。これらにより、翼表面のせん断応力分布を求めることができる。

3. 結果および考察

本研究の計測法を翼表面に適用して解析を行った。Fig.3 は、迎角 $\beta = 6^\circ$ における計測結果を示す。計測結果は翼中央の幅 5mm の領域における局所摩擦係数 $cf (=0.5 \tau / \rho U_0^2)$ を平均したものである (ρ : 密度)。図中の S および R.A は液晶の可視化²⁾から得られたはく離点および再付着点を示している。Pressure 側において、局所摩擦係数 $cf = 0$ となる点が、可視化結果のはく離点とよく一致することが分かる。また、はく離点前後において、せん断応力が緩やかに減少して、翼表面流れのは

Fig. 2 Flowchart of shear-stress measurement

Fig. 3 Shear-stress distribution ($\beta = 6^\circ$)

く離に至る様子が見られ、また、翼後縁付近において、再付着の様子が確認できる。一方、Suction 側でも、 $cf = 0$ となる点が、可視化結果のはく離点とよく一致している。さらに、翼中央付近において、再付着による局所摩擦係数の急激な増加が見られ、翼後縁に進むにつれ、次第に減少していくことが確認された。

4. 結論

本研究では、液晶によるせん断応力の可視化計測法を翼に拡張する方法を示すとともに、NACA0018 翼のせん断応力分布の計測を行った。

参考文献

- 1) Fujisawa, N., Aoyama, A., Kosaka, S.: Measurement of shear-stress distribution over a surface by liquid-crystal coating, Meas. Sci. Technol., Vol.14 (2003) pp1655-1661.
- 2) Nakano, T., Kim, H.-J., Lee, S., Fujisawa, N., Takagi, Y.: A study on discrete frequency noise from a symmetrical airfoil in a uniform flow, 5th JSME-KSME Fluids Engineering Conference, Nagoya (2002), Pa.OS6-2-4