

機関番号：82723

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2009～2010

課題番号：21760144

研究課題名（和文）フォーカシングシュリーレン法による高速流れの密度場定量計測とその応用に関する研究

研究課題名（英文）Study of application and density measurements by focusing schlieren method in high speed flows

研究代表者 榎谷 賢士 (KASHITANI MASASHI)

防衛大学校・システム工学群・准教授

研究者番号：80535279

研究成果の概要（和文）：

三次元流れ場の密度こう配が可視化できるフォーカシングシュリーレン法による密度の定量計測に関する実験は未だほとんど行われておらず、実験パラメータなど詳細なデータの蓄積が重要である。本研究では、再現性が高く効率良く実験可能な無隔膜衝撃波管を用い、フォーカシングシュリーレンシステムによる定量解析に必要な実験パラメータの特性について検討した。その結果、実験パラメータ β と N を検討することで、入射衝撃波前後の密度比について、実験データによる解析結果は理論と良く一致することが明らかになった。さらに、遷音速流中における超音速複葉翼まわりの可視化に本手法を適用し、その流れ場を明らかにした。

研究成果の概要（英文）：

A large-field and a high-brightness focusing schlieren system was developed to visualize three-dimensional density gradients in flow fields. However, a quantitative experiment seems to be still few, and the accumulation of further data is necessary to verify the quantitative measurement technique. In the present study, a diaphragmless shock tube that is expected good stability and efficiency is used to produce basic flows. We discussed the characteristics of the quantitative parameter of the focusing schlieren system. The results are as follows, the density distributions across the incident shock wave almost correspond to the simple theory in the present study. And flow visualizations around the supersonic biplane airfoil were performed in the transonic shock tube flow by the focusing schlieren system.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2009年度	1,400,000	0	1,400,000
2010年度	1,000,000	0	1,000,000
総計	2,400,000	0	2,400,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体工学

キーワード：流体計測，圧縮性流れ，シュリーレン法，三次元流れ，衝撃波管，超音速複葉翼

1. 研究開始当初の背景

一般的に良く知られるように、高速気流の流れ場の可視化手法としてシュリーレン法が知られている。シュリーレン法は感度が高くこれまで多くの研究で用いられてきた。しかし、シュリーレン法は二次元流れ場の観察

に限定され、流れ場以外の室内の対流や測定部観測窓ガラスの傷など、可視化結果が全光路長に渡って生じる密度勾配に影響されるため、定量計測にむけた研究例はわずかに見られる程度である。

一方、より高精度に高速気流の任意断面の

流れ場の可視化や定量計測(密度や速度)を可能とする方法に、LIF法やPIV法などのレーザー光計測法が考えられる。しかし、これら計測手法は用いる計測機器が非常に高価であり、光学的な設定やシステムの較正、蛍光強度のモデル化などを必要とするため、現在でも高速気流の流れ場に関する研究では、その第一歩としてシュリーレン法による流れ場の定性的な観測が行なわれている。

一般にシュリーレン法は、凹面境間が焦点深度となり、通常は二次元流れを測定部で仮定しており、三次元的に複雑な流れ場への適用は困難である。一方、流れ方向に平行な方向、即ち光軸方向に垂直な任意の断面を比較的簡単に観察できるフォーカシングシュリーレン法が提案され、現在、高速風洞の可視化実験に利用されている。しかし、従来の研究の多くは可視化実験の範囲にとどまっており、定量計測に関する実験は、わずかにCookらの研究が一例として知られる程度である。しかし、この研究においても、理論について言及はなされているが、実験的に求められる密度についての検討など、その妥当性については十分検証されていない。一方、フォーカシングシュリーレン法による密度場の定量的な計測が可能となれば、比較的簡単に任意断面の密度を求めることができ、高速流れ場の計測手法の一つとして有効であると考えられる。

近年、超音速複葉翼を發展させ、低ブームの条件を満たし必要とする揚力を得ることができる超音速機に関する研究プロジェクトが進められている。従来のこのような研究の多くは、数値計算や低速風洞により進められているが、遷音速流中の翼型流れは翼間に衝撃波が発生し、その流れは複雑となり、より詳細な研究が必要であると思われる。そこで、フォーカシングシュリーレン法がこのような流れ場に適用できればより多くの流れ場の情報を得ることが可能であると考えられる。

2. 研究の目的

本研究では、フォーカシングシュリーレン法による高速気流の任意断面の密度場定量計測に関する理論の実験的評価と、その応用として本手法による超音速複葉翼まわりの流れ場の調査を目的とする。

はじめに、現有の衝撃波管で利用するフォーカシングシュリーレン装置を改良し、流れ場の可視化実験と、その画像解析により密度を求めることができるよう理論式の実験パラメータを考察する。

また、低ソニックブームの翼型として注目されている超音速複葉翼の流れ場観察に関する第一段階として、衝撃波管による翼型まわりの流れ場をフォーカシングシュリーレン法により可視化する。さらに、翼間衝撃波位置

など流れ場における実験結果と数値計算結果の比較検討を行い、その流れ場を明らかにする。

3. 研究の方法

フォーカシングシュリーレン法による任意断面の流れ場における密度など定量解析にむけた理論と実験の比較では、現有の衝撃波管を利用した。なお、本研究で用いる衝撃波管は気流の再現性が良い無隔膜型である。

実験に用いた無隔膜衝撃波管は、長さ3000 mm、内径150 mmの高圧室と、長さ8000 mm、60 mm(幅)×150 mm(高さ)の長方形断面の低压室からなり、その間に急速開口弁部が挿入された構造である。測定部の断面は、低压管の断面と同様(長さ500 mm、幅60 mm、高さ150 mm)の長方形断面である。また、直径150 mmの測定部観測窓が測定部に取り付けられている。さらに、可視化可能な範囲で壁面圧力の計測ができるよう、測定部には圧力ポートが取り付けられている。実験では、衝撃波管の高圧室と低压室の圧力を設定し、実験を行う。

また、フォーカシングシュリーレンシステムは、拡散光源から出た光束が集光用フレネルレンズを通過後、ソースグリッドで多光源となり測定部を通過し、結像レンズに集光する光学系である。結像レンズに集光した光束は、カットオフグリッドにより光束の一部を遮断し、リレーレンズによってデジタルカメラに像を結ぶ。得られた画像はコンピュータに転送され、ファイル情報の確認や保存等の処理が行われる。また、本実験では一般的なデジタル一眼レフカメラを利用し、入射光強度と画像輝度値が比例関係になるようガンマ値の補正を行う。

上記の無隔膜衝撃波管およびフォーカシングシュリーレン光学系を用いて定量計測にむけた実験として実験パラメータの評価を行う。入射衝撃波の可視化より得られた画像は、現有の画像解析ソフトを用いて無風画像と通風画像の比およびノイズ処理等を行なう。次に、衝撃波前後の密度について、衝撃波管単純理論より求められる値と、実験より求められる値との比較検討を行い実験パラメータの検討を行う。

また、フォーカシングシュリーレン法の実際の翼型流れへの適用として、超音速複葉翼の遷音速流れにおける流れ場を可視化し、数値計算との比較検討から、翼間流れの解明を試みる。このとき、実験では入射衝撃波背後の熱気流を利用する。供試模型はマッハ数1.7で衝撃波が相殺するように翼間を調整し設置した。

4. 研究成果

研究課題について、上述の目的および実験方法によって得た成果をまとめると以下の通

りである。

(1) フォーカシングシュリーレン法による密度の定量計測を行うため実験的なパラメータについて、衝撃波管内を伝ばする入射衝撃波を基準流れとして用いた。はじめに、一般的なデジタル一眼レフカメラが流れ場の定量解析に利用できるように、カメラのガンマ特性の補正を行った。従来の光学的計測では、ガンマ値が $\gamma=1$ で、熱雑音が低減された高価な計測用カメラが用いられてきた。一方、本実験で示したように、実験に通常のデジタル一眼レフカメラのガンマ特性を補正することで、これまでより、より低価格で実験が可能になると考えられる。実験の結果、本実験に用いた通常のデジタル一眼レフカメラは、入射光を横軸、出力される256階調(8bit)の出力値を縦軸としてまとめると、そのこう配は、入射光が増加するにしたがい単調に小さくなる傾向にあることが明らかになった。本実験で得られた結果に基づいて、輝度のガンマ補正を行い、入射衝撃波前後の密度分布を定量的に求めるためパラメータを検討する。

上述の実験結果から通常のデジタル一眼レフカメラを用いて、フォーカシングシュリーレン法による流れ場の定量解析にむけパラメータの検討を行った。撮影した入射衝撃波は、衝撃波管の高圧室と低圧室の圧力比 50、衝撃波マッハ数1.8である。空間分解能は1 mmあたり16.5 pixel (1pixelは0.06 mm×0.06 mm)とし、8bitグレースケールで、解析ソフトを用いてノイズ処理を行った後、輝度分布を測定した。測定範囲は長さ150 pixel count、(9 mm)である。上記で得られた画像情報を、密度を求めるための理論式(Cookらにより提案)に代入し積分操作により得られる密度について、実験パラメータ β および N を変化させ求めた。定性的に衝撃波と考えられる前後で、密度が急激に増加していることが本解析で明らかになった。また、 N が増加すると密度比は小さくなる傾向にあることが明らかになった。このように、 β と N を検討することで密度比が単純理論にほぼ一致する値を実験的に求めた。このとき、実験的に求めたパラメータから誤差4%程度で任意断面における入射衝撃波前後の密度が求められる。

(2) 次にフォーカシングシュリーレン法による超音速複葉翼まわりの流れ場を可視化するため、第一歩として、基本的な翼型における衝撃波管流れの可視化を行った。実験では間欠式の遷音速風洞として衝撃波管を利用し、モデルにはNACA0012翼型を基準翼型モデルとして用いた。そして、得られた実験結果と数値計算結果との比較から検討を行った。次に、フォーカシングシュリーレン法による平面で構成された三次元模型まわりの可視化を実施し、流れ場の定量的な評価にむけた準備を行った。その結果、① フォーカシングシュリーレン法

により得られた異なるアスペクト比(1より大きい場合と小さい場合)のNACA0012翼型まわりの流れは、マッハ数とレイノルズ数がほぼ同じ条件でも、翼面上の衝撃波位置はアスペクト比が大きいと、若干下流に発生することが明らかになった。これは風洞測定部壁面に発達する境界層の影響であると考えられ、遷音速衝撃波管翼型流れの実験に係る基礎資料を得た。②これら実験結果と数値計算結果との比較検討から、二次元流れ場ではアスペクト比が小さい場合、実験結果と計算結果は定性的定量的にほぼ一致することが明らかになった。③ フォーカシングシュリーレン法による三次元流れ場の可視化より、模型表面に取り付けたトリップストリップおよびボルテックスジェネレータの形状と、模型幅方向の各可視化断面における衝撃波位置の関係を明らかにした。

(3) 上記の結果を参考に、衝撃波管による超音速複葉翼の空力実験にむけた第一歩として、二次元流れの数値計算結果とフォーカシングシュリーレン法による可視化結果より得られる翼間に発生する衝撃波の位置についての比較から、測定部側壁境界層の影響について検討した。その結果、① 補正されたマッハ数による計算結果と実験により得られた翼間衝撃波位置は、定性的によく一致する。② 補正マッハ数が大きくなると、実験結果との誤差が大きくなる。これは、本計算が非粘性の条件で行われているためと考えられる。このように今後さらなる実験を進める上で重要な基礎資料を得た。

(4) 本手法を用いた定量計測のさらなる精度向上にむけ、従来の単純理論との比較だけでなく流れ場全体の計測結果や数値計算結果との比較検討が必要になると考えられる。そこで、本研究では、本手法の定量計測結果の精度向上にむけた検討を行うため、衝撃波管翼型流れまわりを新規な干涉計である点回折干涉計により可視化し二次元流れではあるが基本的な翼型であるNACA0012翼型を供試模型として、密度分布に影響する比熱比の影響を数値計算との比較から明らかにした。これら結果は、フォーカシングシュリーレン法の実験結果との検討にむけた比較データとして用いることが可能である。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計5件)

- ① 樫谷賢土, 山口裕, 沖元海, 点回折干涉計による衝撃波管翼型流れの試験気体の影響に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, 59, 2011, pp. 34 - 41. 査読有
- ② M. Kashitani, Y. Yamaguchi, H. Kitano,

Preliminary Study for Quantitative Measurement of Flow Fields by Focusing Schlieren Method, AIAA Paper 2011-0983, 2011. 査読有

- ③ 樫谷賢士, 山口裕, 北野秀樹, フォーカシングシュリーレン画像による密度計測に関する基礎実験, 可視化情報学会誌, Vol. 30, Suppl. No.2, 2010, pp. 115 - 116. 査読有
- ④ M. Kashitani, Y. Yamaguchi, G. Oki, Visualizations around the 3-D Diamond Model with Trip Strips in Transonic Shock Tube Flows by Focusing Schlieren Method, Proceedings of the 9th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, No. 5C-1, 2010. 査読有
- ⑤ M. Kashitani, Effects of Aspect Ratio in a Transonic Shock Tube Airfoil Testing, Proceedings of the 9th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, No. 4C-3, 2010. 査読有

[学会発表] (計 7 件)

- ① M. Kashitani, Y. Yamaguchi, H. Kitano, Preliminary Study for Quantitative Measurement of Flow Fields by Focusing Schlieren Method, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Jan 5, 2011, Orlando.
- ② 山口 裕, 沖 元海, 宮崎大, 樫谷賢士, 江刺悟, 高亜音速衝撃波管翼型流れの可視化, 第48回飛行機シンポジウム, 2010年12月2日, 静岡.
- ③ 樫谷賢士, 山口裕, 北野秀樹, フォーカシングシュリーレン画像による密度計測に関する基礎実験, 可視化情報学会全国講演会, 2010年10月7日, 鹿児島.
- ④ 樫谷賢士, 山口裕, 沖元海, 江刺悟, 楠瀬一洋, 衝撃波管を用いた超音速複葉翼型流れに関する基礎研究, 日本航空宇宙学会第41期年会講演会, 2010年4月16日, 東京.
- ⑤ 江刺悟, 山口裕, 樫谷賢士, 沖元海, OpenFOAMを用いた3次元模型周りの流れ場の診断, 平成21年度衝撃波シンポジウム, 2010年3月17日, 埼玉.
- ⑥ M. Kashitani, Y. Yamaguchi, G. Oki, Visualizations around the 3-D Diamond Model with Trip Strips in Transonic Shock Tube Flows by Focusing Schlieren Method, 9th ISAIF, Sep 11, 2009, Gyeongju.
- ⑦ M. Kashitani, Effects of Aspect Ratio in a Transonic Shock Tube Airfoil Testing, 9th ISAIF, Sep 11, 2009, Gyeongju.

6. 研究組織

(1)研究代表者

樫谷 賢士 (KASHITANI MASASHI)

防衛大学校・システム工学群・准教授
研究者番号：80535279

(2)研究分担者

なし

(3)連携研究者

なし