

令和 6 年 6 月 26 日現在

機関番号：82723

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2021～2023

課題番号：21K04495

研究課題名(和文) ライトフィールド光学系による遷音速三次元複葉翼の空間流れ場計測と空力特性の解明

研究課題名(英文) Measurement of Flow Fields and Aerodynamics of Transonic Three-Dimensional Biplane Using Light Field Optics

研究代表者

榎谷 賢士 (Kashitani, Masashi)

防衛大学校(総合教育学群、人文社会科学群、応用科学群、電気情報学群及びシステム工学群)・システム工学群・教授

研究者番号：80535279

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,200,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では新たな流れ場可視化手法としてライトフィールドカメラによる三次元可視化技術を検討し圧縮性流れへの適用の可能性を検討した。また、次世代超音速機の一つとして期待されるブーゼマン複葉翼において、遷音速から超音速への加速において問題となっている翼間閉塞による抵抗増大の回避方法として、フラップおよびスタグガーについてその有効性を光学的流れ場計測技術により明らかにした。実験には間欠式の遷音速風洞として衝撃波管を用いた。その結果、本研究で提案する計測手法が圧縮性流れの計測に有効であること、また、ブーゼマン複葉翼のフラップおよびスタグガー形態が翼間閉塞流れの緩和に有効であることが明らかになった。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究で提案するライトフィールドカメラを用いたフォーカシングシュリーレン光学系は、これまでの流れ場診断技術では困難であった任意断面の流れ場の奥行方向の可視化画像を定量的に得ることが可能であり、今後の風洞計測技術への適用が期待できる。また、ブーゼマン複葉翼へのスタグガーとフラップの適用は、同翼が遷音速から超音速に加速するとき生じる翼間閉塞による急激な抵抗増大を低減するために有効であることが実験的に明らかになり、同翼を用いた機体設計の基礎的データベースへの貢献が期待できる。

研究成果の概要(英文)：In this study, a new flow field visualization technique using a light field camera was investigated as a flow field visualization method, and the possibility of its application to compressible flow was examined. In addition, the effectiveness of flap and stagger was clarified by optical measurement technique as a method of avoiding increased drag due to flow choking between airfoil elements, which is a problem in the acceleration from transonic to supersonic speeds of a Busemann biplane, which is expected to be one of the next generation supersonic aircraft. The experiments were conducted using a shock tube as an intermittent transonic wind tunnel. The results show that the proposed measurement technique is effective in measuring compressible flow, and that the flap and stagger of the Busemann biplane are effective in mitigating flow choking between airfoil elements.

研究分野：空気力学

キーワード：可視化 遷音速 空力特性 風洞試験 超音速複葉翼

様式 C - 19、F - 19 - 1 (共通)

1. 研究開始当初の背景

ブーゼマン複葉翼はくさび翼を分割し上下反転させて配置した翼でソニックブームの低減効果が極めて高く、次世代の超音速機の主翼形態の一つとして超音速を中心に研究が行われている。しかし、実際の運用では低速から超音速まで幅広い速度域で翼流れの理解が必要である。中でも遷音速流中の翼間流れの閉塞や抵抗の増大は解決しなければならない問題である。この問題に対して上下の翼に食い違い(スタッガー)を付けた複葉翼や、低速での高揚力装置(フラップ)を遷音速で用いる案が提案されている。しかし、従来の研究は二次元流れに限定されており、これら抵抗低減技術を導入/設計した三次元複葉翼はもちろん二次元の翼特性についても詳細は分かっていない。

遷音速三次元複葉翼の流れ場を理解するためには、任意断面を可視化/計測できるフォーカシングシュリーレン法が一つの選択肢として上げられる。フォーカシングシュリーレン光学系は光源を多光源とすることで焦点深度の小さい任意断面の流れ場診断が可能である。しかし、この手法をはじめ従来の流れ場断面計測技術は、三次元的な空間を測定するために測定面を移動させて風洞実験を繰り返す必要がある。一方、計算機光学の発達により生み出されたライトフィールドカメラは、受光データのデジタル化によって可能となった技術で、奥行を含めた三次元データを情報の塊として取得でき、ポスト処理により断面の画像情報をコンピュータで切り出すことが可能である。よって、フォーカシングシュリーレン法と同カメラを融合させれば、焦点深度が小さく、一度の撮影で光軸方向の各焦点面の流れ場をポスト処理で再構築(同時刻の空間データの取得)可能な計測技術が期待できる。

2. 研究の目的

そこで、本研究ではフォーカシングシュリーレン法にライトフィールドカメラを用いた光学系を構築する。この手法により従来の手法では不可能であった同時刻の空間計測の可能性を検討する。さらに、ブーゼマン複葉翼の遷音速から超音速への加速段階において問題となる、翼間流れの閉塞にともなう抵抗増大問題を解決するため、未だ実験的研究がなされていないブーゼマン複葉翼のフラップおよびスタッガーによる抵抗低減技術を検討するため、その流れ場および空力特性を明らかにすることを目的とする。

3. 研究の方法

研究では光学系の構築と可視化特性の検討、無隔膜衝撃波管による各形態のブーゼマン複葉翼の風洞実験を実施した。

(1) 無隔膜衝撃波管 本実験には間欠式の遷音速風洞として無隔膜衝撃波管を用いた。本無隔膜衝撃波管は高圧室(長さ 3000 mm, 内径 150 mm の円形管)と低圧室(長さ 8000 mm, 幅 60 mm, 高さ 150 mm の長方形断面)からなり、その間に急速開口弁部を有する。測定部は、高さ 150 mm, 幅 60 mm の長方形断面である。無隔膜衝撃波管は、衝撃波管の破膜部がピストン形式の急速開口弁で構成されている。装置の駆動は急速開口弁のピストンが急速に移動し、高圧室の気体が低圧室へ急激に流れ込むことで、入射衝撃波を発生させる。実験ではこの入射衝撃波背後の熱気流を試験気体として用いる。

(2) 供試模型 図 1(a)には実験で使用した複葉翼のスタッガー形態を示す。上下翼それぞれの寸法は、翼弦長 $c = 60$ mm, 翼厚 $t = 3$ mm ($t/c = 0.05$) である。また、基本形態における模型配置は、設計マッハ数 1.7 となる翼間距離 $G = 30$ mm ($G/c = 0.5$) である。模型のスパン長さは $b = 60$ mm で、アスペクト比は 1.0 である。なお、スタッガー形態の実験は上翼を前方に配置した。実験ではスタッガーによる上翼と下翼の食い違い距離 St/c を、 $St/c = 0.25, 0.5, 0.75$ とした。

次にフラップ形態を図 1(b) に示す。基本形態はスタッガー形態と同じである。なお、フラップ形態では(後縁, 前縁, 前後縁フラップ), フラップ曲げ変位量をパラメータとして扱う。フラップ長さは翼後縁から $0.3c$ である。フラップ変位量は、 $0.01c, 0.03c, 0.05c, 0.07c$ とした。このとき、水平に対するフラップ曲げ角度は $1.915^\circ, 5.728^\circ, 9.591^\circ, 13.497^\circ$ である。

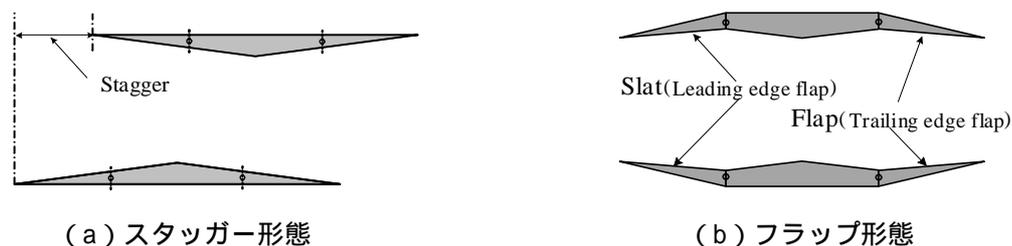


図 1 供試模型。

(3) ライトフィールドカメラを用いた光学系

フォーカシングシュリーレン装置に Raytrix 社製のライトフィールドカメラを用いた。同社製カメラはレンズの脱着が可能なタイプで、Full HD, 30FPS, センサーは2/3型である。ライトフィールドカメラは、一つのマイクロレンズには複数の画素が割り当てられており、被写体のある1点から放たれた光は、ある1つのマイクロレンズを通過したのち、割り当てられた複数の画素に入射する。本研究ではライトフィールドカメラを用いた光学系を流れの三次元性の確認に用いる。

(4) 実験方法

ライトフィールドカメラを用いた光学系 光学系の検討では測定部を結像レンズから 300 mm の位置とし、この点を 0mm としてダストスプレーのノズルを 2 つ配置し、左側の Nozzle を 0 mm に固定し、右側の Nozzle を光源側へ移動させることで、ノズル距離 d を変化させ、それぞれのカメラで撮影を行った。このとき、焦点面は、Nozzle に合わせた場合と、Nozzle に合わせることで実験を行った。ノズル内径は 0.8 mm, 作動気体は DME である。

衝撃波管による翼型実験 実験では測定部に模型を設置した後、衝撃波管の高圧室と低圧室を所望の圧力に設定する。次に、急速開口弁を駆動するためのリーク部の小型の隔膜を破膜することで、急速開口弁の内圧は急減に減圧しピストンが駆動する。その後、高圧室の気体が低圧室に流れ込み、入射衝撃波背後の熱気流を試験気流として用いる。

なお衝撃波管による実験では流れ場の可視化と密度の定量計測が可能な点回折干渉計（以下、PDI と記述）を用いた。PDI は、光源からの光が密度変化を伴う場を通過し、光路上にあるピンホールプレートの微小なピンホールから発生する回折光を参照光として干渉させることで干渉縞を発生させる共通光路型干渉計である。PDI はシュリーレン光学系が利用でき比較的簡易に流れ場の可視化と定量計測が可能である。高速度カメラによる PDI 画像の撮影条件はサイズ 640 × 640 pixels, 撮影速度 30000 fps, 露光時間 1/4.8 μ s である。

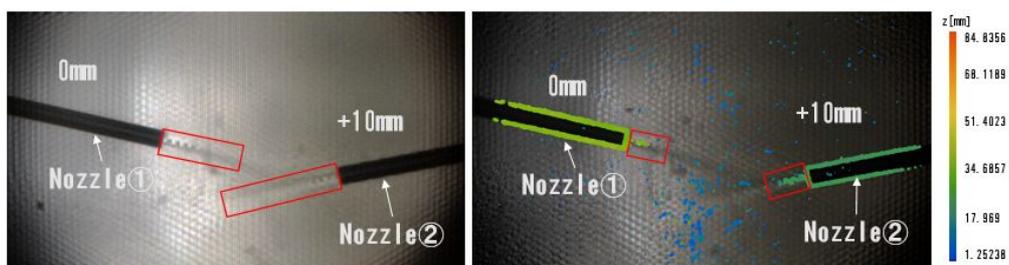
ブーゼマン複葉翼のフラップとスタッガー形態に対し、熱気流マッハ数 $M_2 = 0.6 \sim 0.8$, 迎え角 $\alpha = 0^\circ$ とし、レイノルズ数は $Re = 2.85 \times 10^5$ の範囲で実験を行った。本実験では風洞側壁境界層の補正前のデータで検討を進めることとした。実験は 4 回実施し、目標とするマッハ数とレイノルズ数は誤差 0.6 % 以下とした。

4. 研究成果

(1) ライトフィールドカメラを用いた光学系の検討

図 2 には Nozzle と の距離 $d = 10$ mm の結果を示す。図 2 (a) は可視化結果、図 2 (b) は画像解析結果である。図 2 (a) より Nozzle および から の噴流が可視化されている。これは光学系の焦点深度内にノズルが設置されたためである。一方、図 2 (b) の解析結果を見ると、Nozzle と Nozzle の紙面奥行の距離の違いによる画像色の違いが観察できる。これはライトフィールドカメラが任意断面の流れ場の可視化が可能であることを示している。さらにライトフィールドカメラにより一回の撮影データを再構築することで、任意断面の流れ場を抽出できる。

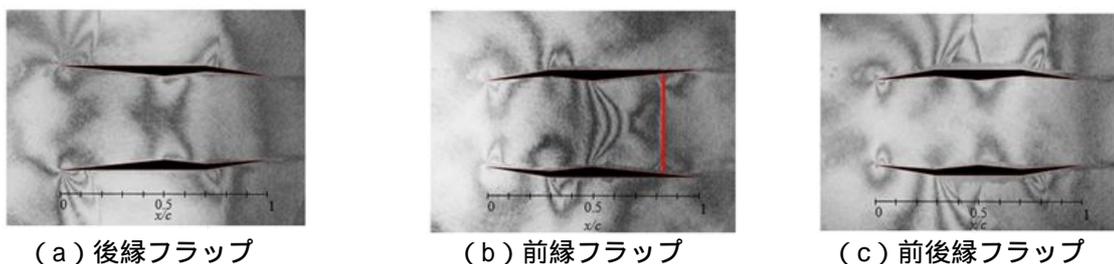
このように、ライトフィールドカメラは三次元流れ場のデータを情報の塊として取得できる。また、ポスト処理により同時刻の断面の画像情報を得ることが期待できる。



(a) 可視化結果

(b) 解析結果

図 2 ライトフィールドカメラによる可視化および解析結果。



(a) 後縁フラップ

(b) 前縁フラップ

(c) 前後縁フラップ

図 3 フラップ形態の流れ場。

(2) 衝撃波管による翼型実験 (フラップ形態)

熱気流マッハ数 $M_2 = 0.70$, レイノルズ数 $Re = 2.85 \times 10^5$, フラップ変位量 $0.05c$ の後縁, 前縁, 前後縁フラップを有する複葉翼まわりの PDI の結果を図 3 (a), (b), (c) に示す. 図より翼間流れにおいて, 後縁フラップと前後縁フラップは同様の効果を示し, フラップ変位量 $0.05c$ 以上で垂直衝撃波が抑制されることが分かった. 一方, 前縁フラップは, いずれのフラップ変位量でも垂直衝撃波の抑制はみられず, 変位を大きくすると前縁翼間に閉塞が生じ, 複数の斜め衝撃波からなる複雑な流れ場がみられた. この現象は, 同じ変位量の前後縁フラップではみられないため, 後縁フラップの効果が翼間流れ全域に対して支配的であることが明らかになった. さらに, 複葉翼外側の翼面に凸面形状の干渉縞が生じ, その位置を中心に膨張による密度低下がみられた. この密度低下はフラップの変位量が大きいほど顕著になり, 前後縁フラップでは密度変化とその範囲が大きい傾向にあることが分かった.

(3) 衝撃波管による翼型実験 (スタグガー形態)

図 4 (a), (b), (c) には熱気流マッハ数 $M_2 = 0.7$ の複葉翼スタグガー形態まわりの PDI の結果を示す. 図 4 (a) の $0.25c$ -Stagger より翼間に衝撃波が発生するものの, 基本形態と比べると干渉縞の数は少なく, 翼間流れ場の密度変化は小さくなった. 一方, 図 4 (b) と (c) の $0.5c$ および $0.75c$ -Stagger はよく似た傾向を示すが, $0.75c$ -Stagger は上下翼を結ぶ干渉縞は現れない. このことから, 食い違い距離の拡大により内部流れとしてのふるまいが弱まっていることが確認できる. また, 翼頂点まわりの干渉縞は, 形状はよく似ているが干渉縞がみられる領域はやや小さくなる. 以上より, スタグガー形態は食い違い距離が $St/c = 0.25, 0.5, 0.75$ と大きくなると複葉翼の翼間閉塞流れが次第に緩和され, 特に $St/c = 0.5, 0.75$ では翼間衝撃波の発生が抑制されることが実験的に明らかになった.

図 5 (a), (b) には熱気流マッハ数 $M_2 = 0.7$ のスタグガー形態上下翼の表面圧力係数 C_p を数値計算の結果とともに示す. 図 5 (a) より, いずれの形態でも上翼の前縁から翼中心付近まで C_p が減少し, 翼中心付近にある C_p の最小値は食い違い距離 St/c が大きくなっても, 大きな差はなかった. 一方, 図 5 (b) より $0.25c$ -Stagger は, 下翼前縁から翼中心位置まで C_p が線形的に減少し, 翼中心付近に C_p の最小値を示す. また, 食い違い距離が大きくなると C_p は, 翼中心付近で急に減少する. これは PDI の可視化結果で示したように翼間の閉塞流れが緩和されることによる.

以上より, 遷音速におけるブーゼマン複葉翼に対してスタグガー形態が翼間閉塞の緩和に有効であること, またそのときの流れ場の詳細が実験的に明らかになった. このような成果は, ブーゼマン複葉翼の基礎的データベースに寄与できるものと期待できる.

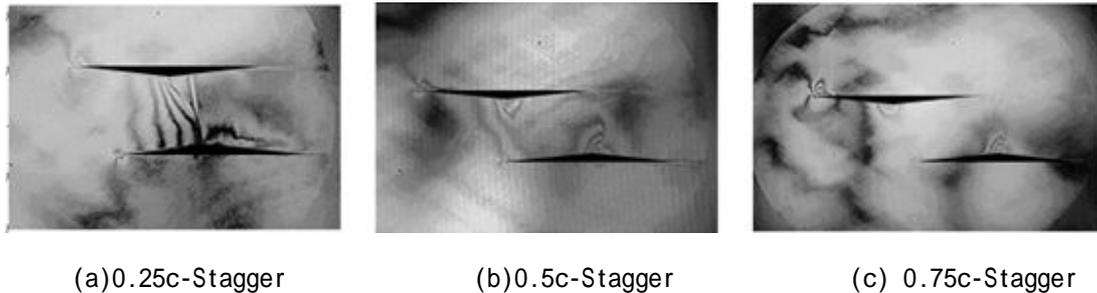


図 4 スタグガー形態の流れ場 .

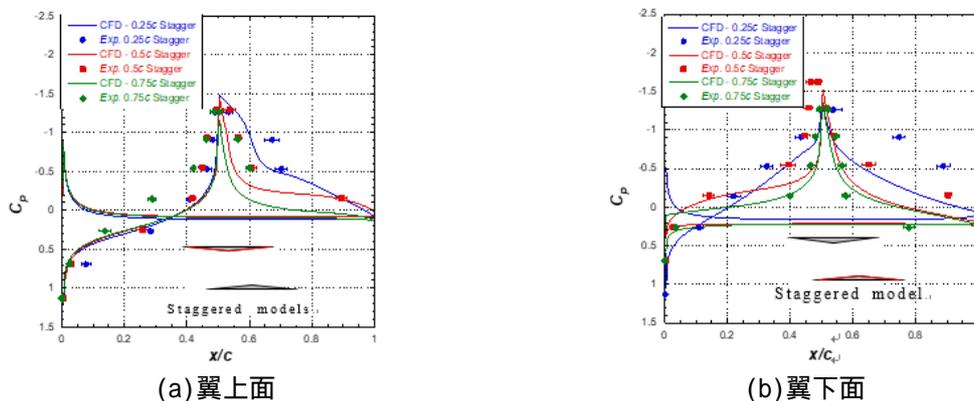


図 5 スタグガー形態の翼面圧力係数 .

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計4件（うち査読付論文 4件／うち国際共著 0件／うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 T. D. Nguyen, M. Taguchi, K. Tsuji, M. Kashitani, H. Tanno, K. Kusunose	4. 巻 131
2. 論文標題 Analysis of stagger effects on Busemann supersonic biplane airfoil in shock tube tests by point diffraction interferometer method	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Aerospace Science and Technology	6. 最初と最後の頁 pp. 1-14
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1016/j.ast.2022.107957	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計11件（うち招待講演 0件／うち国際学会 5件）

1. 発表者名 M. Kashitani, M. Taguchi, K. Tuji, S. Nakao, Y. Miyazato
2. 発表標題 Preliminary Study for Flow Field Diagnostics Using a Light Field Camera
3. 学会等名 9th AJWTFs 2022（国際学会）
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 辻康平, 田口正人, 榎谷賢士, 仲尾晋一郎, 宮里義昭
2. 発表標題 風洞実験に向けたライトフィールドカメラを用いた流れ場の可視化に関する基礎研究
3. 学会等名 流体力学講演会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 榎谷賢士, 田口正人, 辻康平, グエンタイズオン, 楠瀬一洋
2. 発表標題 ブーゼマン複葉翼の遷音速衝撃波管流れ場に関する光学計測
3. 学会等名 第60回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 田口正人, グエンタイズオン, 辻康平, 樫谷賢士
2. 発表標題 遷音速流れのブーゼマン複葉翼間に発生する衝撃波について
3. 学会等名 2022年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 グエン タイ ズオン, 辻康平, 田口正人, 樫谷賢, 楠瀬一洋
2. 発表標題 PDI法によるブーゼマン複葉翼の翼間流れに関する研究
3. 学会等名 2021衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 辻康平, 田口正人, 樫谷賢士, 仲尾晋一郎, 宮里義昭
2. 発表標題 ライトフィールド光学系による流れ場の可視化に関する基礎研究
3. 学会等名 2021衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Thai Duong Nguyen, Masato Taguchi, Masashi Kashitani
2. 発表標題 An Experimental Investigation of Busemann Biplane in Transonic Flow by Focusing Schlieren Technique
3. 学会等名 AIAA Paper 2022 0769 (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 榎谷賢士, 田口正人, 辻康平
2. 発表標題 点回折干渉計法によるフラップを有するBusemann複葉翼まわりの遷音速流れの可視化
3. 学会等名 2023衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2024年

1. 発表者名 Masato Taguchi, Masashi Kashitani, Kohei Tsuji
2. 発表標題 Visualization of Transonic Flow around Flapped Busemann Biplane Airfoil by Point Diffraction Interferometer
3. 学会等名 20th International Symposium on Flow Visualization (国際学会)
4. 発表年 2023年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
---------	---------------------------	-----------------------	----

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------