

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和元年6月25日現在

機関番号：32644

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16H04583

研究課題名(和文) 超音速飛翔体上の非定常圧力変動を捉える革新的分子イメージング技術の開発

研究課題名(英文) Development of Molecular-Imaging Technique for Investigating Pressure-Field on the Surface of the Supersonic Projectiles

研究代表者

沼田 大樹 (Numata, Daiju)

東海大学・工学部・講師

研究者番号：20551534

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 13,200,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、超音速で飛翔する物体上の圧力場計測を実現する新技術として、超高速応答型複合感圧塗料の開発、並びに二分岐光学系の開発を行った。また、開発した超高速応答型複合感圧塗料を飛翔物体へ適用し、その発光を二分岐光学系を取り付けた高速度カメラで撮影するための光学系設計にも取り組み、パリスティックレンジ試験にてその実証を試みた。

試験では、圧力計測に必要な飛行体からの2波長の光を高速度カメラで同時取得することに成功した。また、それら2波長の光を用いることで、飛翔体圧力場を鮮明に再現することに成功した。これにより、超音速自由飛翔体上の可視化計測手法として、本研究の手法が有効であることが実証できた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究結果により、超音速で飛翔する物体上の圧力場計測について、その基礎計測技術を確立することが出来た。また、開発した技術を援用することにより、超音速以下における飛翔物体上の圧力場計測手法も確立することが出来た。これにより、従来までの空力試験では得るのが困難、もしくは不可能であった類の空力データが取得可能となった。これにより、従来までの航空機や飛行ドローン等の性能向上に資する空力データ取得が可能となり、かつ新たな概念に基づく空力デバイス等の開発の可能性を拓げること成功した。

研究成果の概要(英文)：In this study, as a new technology to realize pressure-field measurement on free-flight projectiles flying at supersonic speed, we developed the ultrafast-response bi-luminophore pressure-sensitive paint and developed a special two-wavelength splitter optical system. In addition, to conduct ballistic-range experiment using these developed techniques, we also worked on an optical system design for detecting the light emission with a high-speed camera equipped with a two-wavelength splitter optical system.

In experiment, we succeeded in simultaneously detecting two wavelength images of emission from free-flight projectiles required for pressure calculation with a high-speed camera. In addition, by analyzing these two wavelength images, we also succeeded in clearly reproducing the pressure field on the surface of free-flight supersonic projectiles.

研究分野：実験空気力学

キーワード：感圧塗料 パリスティックレンジ 超音速流れ 流体計測 分子イメージング 飛翔体

## 様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19、CK - 19 (共通)

### 1. 研究開始当初の背景

世界初の商業用超音速旅客機 (Supersonic Transport, SST) として 1976 年に定期的な商業運行を開始した Concorde は、高度約 60,000 ft を音速の 2 倍で飛行し、パリ-ニューヨーク間をわずか 3 時間半で飛行し、SST 時代の先鞭を担った。しかしながら、超音速飛行時に発生する衝撃波に起因するソニックブーム騒音、抵抗増加による燃費性能の悪化が問題となり、さらには搭乗定員が 100 名と少なかった点も当時の市場要求にそぐわず、結果としてわずか 20 機という製造機体数に留まり、2003 年に商業運行を終了した。その後 SST による定期旅客運行は行われていないが、近年の国際経済の急速なグローバル化に伴い航空旅客輸送量、特にビジネス用途での利用者は増加の一途を辿り、移動時間の短縮やそれに伴う快適性の向上をもたらす SST に対する関心が再び高まりつつある。次世代 SST を実現するためには、Concorde の運航上の問題点を低減もしくは改善する必要がある。SST に関する研究は世界各国で行われており、例えば米国では米航空宇宙局 (NASA) によってソニックブームのカットオフ現象を明らかにするための実機による実験が行われた。日本国内に着目すると、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) によって、環境適合性に優れた SST の設計技術の確立を目指した静粛超音速機技術の飛行実証実験が行われている。

SST の開発に向け、CFD により設計された機体模型の空力性能評価試験や伝播解析法に基づくソニックブーム推算に向けた近傍場圧力計測等が超音速風洞を用いて行われてきた。しかしながら、風洞実験では模型を風洞内に固定するためのスティング等の支持機構による支持干渉の問題や風洞壁から発達する境界層の影響を完全に排除した形での試験実施が困難であり、これらが計測結果の信頼性に少なからぬ影響を与えている。近年、この支持干渉の問題を解消し飛翔体の空力特性をより実飛行環境に近い形で推算する方法として、バリスティックレンジを用いた飛行体射出実験が注目されている。バリスティックレンジは試験模型を高圧ガスや火薬の燃焼ガスを用いて超音速まで加速して試験部内に射出する実験装置で、模型は試験部内で自由飛行するため固定のための支持機構が一切不要である。そのため、模型上及び模型周りに生じる流れ場は純粋に模型形状のみに起因したものとなり、風洞実験の場合と異なりより実際に近い条件下での空力特性評価が可能となる。しかしながら、バリスティックレンジ実験において自由飛翔体の空力特性の評価を試みた場合、その方法論は確立していない。これは、「模型が自由飛行する」というバリスティックレンジ実験の本質そのものに起因する。例えば模型上の圧力分布を取得したい場合、風洞試験模型では静圧孔や各種の圧力センサ等の利用によりそれが可能である。しかしながら、バリスティックレンジで同様のデータ取得を行う場合、センサやアンプ、ロガー等の計測系は飛翔体内に全て格納することが前提となり、一般的に比較的小型である飛翔体への搭載は極めて困難である。そのため、空力特性はシュリーレン法などのいわゆる「光学的可視化手法」や模型上に施したマーカーによる姿勢検出手法を用いた解析結果などから推定するほかなく、一般的には CFD の援用に大きく頼らざるを得ない。

そのような中、近年感圧塗料 (Pressure-Sensitive paint, PSP) 技術が本問題の解決策として注目されている。PSP は酸素消光作用を受ける蛍光色素を用いた圧力センサの一種である。色素は酸素透過性を有するバインダを用いて模型上に固定された後に励起光で励起され、その際の色素の発光強度が周囲の酸素濃度に応じて変化する特性を用いて PSP 塗布面の表面圧力を面で計測することが可能である。また、物体表面からの発光検出が計測の主体となるため従来法のように模型自体に複雑な細工や配線等を施す必要が無い場合、バリスティックレンジ実験に適用する際には原理的には親和性が高い。しかしながら、自由飛翔体上の圧力計測を目指した PSP 実験は未だ実用化には程遠い。これは PSP 計測時の原理的な問題に起因しており、模型の位置や姿勢が試験毎に異なるバリスティックレンジ試験においては解析時に利用可能な参照画像を取得するのが困難である点や、高速現象を正確に捉えるための時間応答特性を PSP が有する必要がある等の問題がある。

### 2. 研究の目的

本研究は、上述の課題点を解消し、超音速で飛翔する物体上の PSP による非定常圧力場計測を実用化するための基礎技術の確立を目指す。この達成のため、本研究では主に次の 3 つの課題に取り組んだ。

[1] 超音速飛翔体や超音速伝播する圧力波を定量的に捉える超高速応答型複合感圧塗料の開発  
90% 立ち上がり時間  $t_{90\%} = 0.81 \mu\text{s}$  という極めて高い時間応答性を有する“超高速応答型 PSP”について、圧力感度を持つ第 1 色素に加え、発光強度が圧力に依存しない第 2 色素 (基準色素) を導入し、超高速応答型 PSP の 2 色化 (複合感圧塗料化) を行う。圧力感度を持たない第 2 色素の発光を参照画像として用い第 1 色素の発光との比を取ることで、超音速飛翔体上の発光強度比分布画像を定量解析に耐えうる精度で得ることを目指す。

[2] 異なる二つの波長の発光を同一素子内に別々の像として結像する二分岐光学系の開発  
本研究では、レンズと高速度カメラの間に設置することで撮影対象を任意の二波長で捉えた上で、カメラの撮像素子にそれぞれを別々の像として結像可能な二分岐光学系を開発する。これにより、一つのイメージセンサ上に別々の波長で捉えた計測対象を別々の像として鮮明に結像させることを可能とする。この光学系により、超高速応答型複合感圧塗料からの 2 つの異なる

る波長の像を任意の高速度カメラで同時撮影可能とする事を目指す。

### [3] 超音速飛翔体上の非定常圧力分布の可視化計測

[1] と [2] で開発した超高速応答型複合感圧塗料と二分岐光学系を用い、超音速で射出された飛翔体上の非定常圧力分布を高速度カメラを用いて可視化し、自由飛行過程にある飛翔体の空力特性を明らかにする

## 3. 研究の方法

本研究では、上述した研究課題について、それぞれ以下のように実施した。

[1] 超音速飛翔体や超音速伝播する圧力波を定量的に捉える超高速応答型複合感圧塗料の開発  
基礎技術として、超高速応答型感圧塗料の特性に及ぼす種々の影響の調査を行い、特に時間応答特性と発光強度の向上を目指した。また、計測に適切な第 2 色素の選定を進め、作成時の溶媒やディッピング条件等の最適化も行った。

[2] 異なる二つの波長の発光を同一素子内に別々の像として結像する二分岐光学系の開発

本研究では、先に述べたコンセプトに則った二分岐光学系を開発した。任意波長帯の選択的利用が可能となるよう、市販の光学フィルタの利用が容易となるような構造を目指し、かつ特殊な光学系を内部に搭載することで結像イメージの鮮明化を目指した。

[3] 超音速飛翔体上の非定常圧力分布の可視化計測

開発した PSP と光学系を用いた実証試験を目指し、主にバリスティックレンジ試験で適用可能な試験系の構築や可視化手順の構築、解析ソフトウェアの開発などを目指した。

## 4. 研究成果

本研究では、Fig. 1 に示す二分岐光学系を開発に成功した。本光学系の仕様として、任意の 1 インチフィルタを 2 枚用いることで、異なる波長帯の像をカメラの撮像素子に同時検出可能としている。また、内部光学系を工夫することで色収差を最小限に抑えている。本光学系で撮影した複合感圧塗料の参考画像を Fig. 2 に示す。左は圧力感度のない色素の発光であり、右は圧力感度を有する色素の発光である。それぞれの色素について最適な波長帯をフィルタで選択している。図より、エアダスターをサンプル上に照射し疑似的に圧力変化状態を模擬した場合、圧力感度を有する色素の発光画像（右画像）には発光変化が観察されたが、左画像には発光変化が検出されなかった。つまり、計測に必要なイメージを適切に取得できていることが分かる。

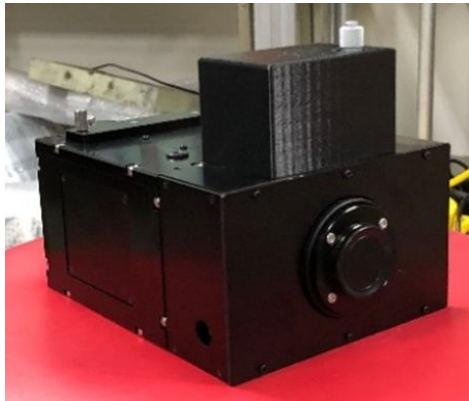


Fig.1 Two-wavelength splitter optical system

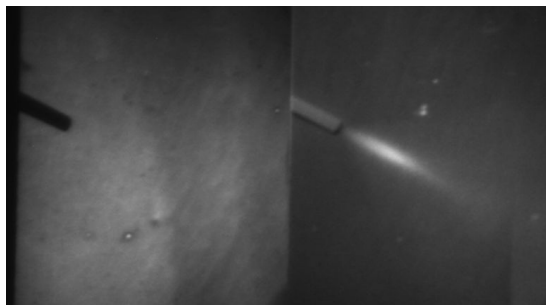


Fig.2 複合 PSP の可視化結果 (左: 参照画像, 右: PSP)

Fig. 3 に、本研究で作成した複合 PSP の一つについて、そのスペクトル特性を示す。図の縦軸は発光強度であり、横軸は波長である。また、図中の各線は各試験部内圧力における各波

長での発光強度を示しており、本研究で取得したデータの中で、代表的な試験圧力のもののみを選択して示している。なお、ここで示した例は、参照色素としてフルオレセインを、感圧色素としてバソフェニルテニウムを用いた場合の複合感圧塗料の特性である。これら色素を超高速応答型複合感圧塗料の皮膜に吸着し、その特性を評価した。

図より、本研究で作成した複合 PSP は、波長 550 nm より短い波長帯においては圧力の変化に対して発光強度がほとんど変化していないことがわかる。一方、550 nm よりも長い波長においては、各波長帯における発光強度が、圧力の低下に伴い増加しているのがわかる。つまり、作成した PSP は 550 nm 以下の波長帯では圧力感度を持たず、550 nm 以上の波長帯では圧力感度を有することがわかる。

Fig. 4 に、140 kPa までの圧力範囲における、Fig. 3 における各波長帯の発光強度の積分値を示す。縦軸は各波長帯における発光強度の積分値を示しており、横軸は試験圧力である。また、図中の実線 (Reference 波長帯) は各試験圧力における 500 nm から 550 nm の波長帯の発光強度を積分した値を結んだものであり、破線 (Signal 波長帯) は 600 nm から 650 nm までの波長帯において発光強度を積分し、その値を結んだものである。

図より、Reference 波長帯においては、圧力値の変化に対して発光強度の積分値に変化はほとんど見られなかった。図示した範囲における Reference 波長帯における発光強度変化は高々 0.009 % / kPa 程度である。一方、Signal 波長帯においては、圧力値の上昇に伴い発光強度の積分値が減少しており、発光強度の積分値には明確な圧力依存性が認められた。これにより、本 PSP は上述の波長帯を用いることで、複合 PSP として用いることが可能であることがわかる。

本研究では参考例の複合感圧塗料と同様に多数の色素の組み合わせによる複合感圧塗料の開発に成功した。実証試験では、その中でも特に最適な特性を示したものをを用いた。

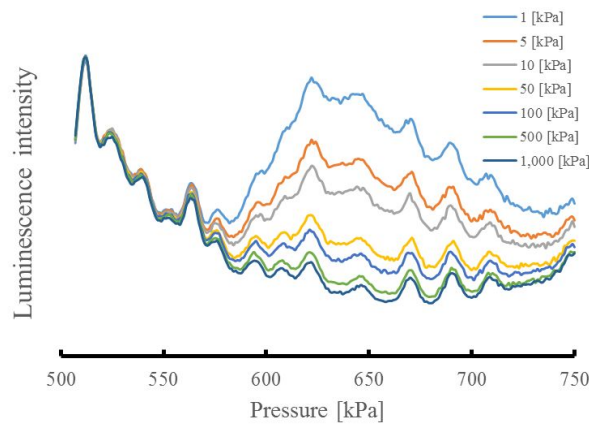


Fig. 3 本研究で作成した代表的な複合感圧塗料のスペクトル特性

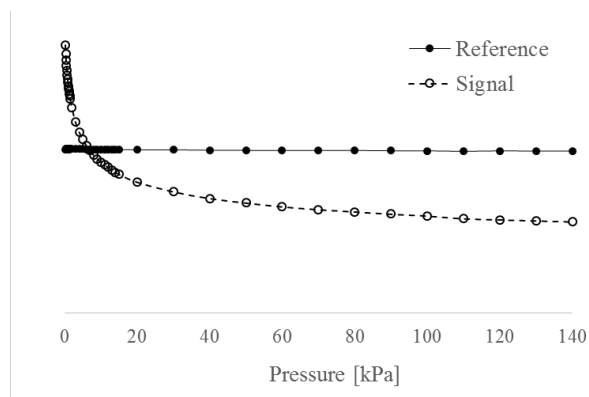


Fig. 4 各圧力における参照発光と感圧発光のスペクトル積分値

開発した二分岐光学系と超高速応答型複合感圧塗料を用いて、実証試験を行った。実証試験は実際のバリスティックレンジ施設 (東北大学 流体科学研究所) で行い、Fig. 5 に見られるような 35 球状飛行体をマッハ数 1.9 の条件下で射出した。本実証試験では、感圧色素としてバソフェニルテニウムを、参照色素としてフルオレセインを用いた超高速応答型複合感圧塗料を作製して用いた。本感圧塗料は時間応答はマイクロ秒オーダーを確保しており、超音速飛行体の可視化に十分な時間応答性を有している。なお、射出環境圧力は大気圧下であり、高速カメラを用いて飛行体からの発光の連続取得を試みた。この際、露光時間は 2 マイクロ秒である。

Fig. 6 に、実証試験の一例を示す。本画像は上述の二分岐光学系で取得された画像を画像処

理し、圧力分布へと変換したものとなる。また、飛行体の飛行方向は図の左から右である。

図より、球表面には上流側から高圧領域が形成されていることが分かる。また、下流側のある時点で圧力は急降下しており、その後球の下流部に向かうにつれて圧力は減少する傾向にあった。これは、球表面での流体はく離等の現象に起因する圧力変化を捉えたものであり、本研究で開発した二分岐光学系及び超高速応答型複合感圧塗料を用いることで、超音速で飛行する球の圧力場を計測することに成功したことを意味する。



Fig. 5 試験飛行体 ( 35 球。サボ格納時)

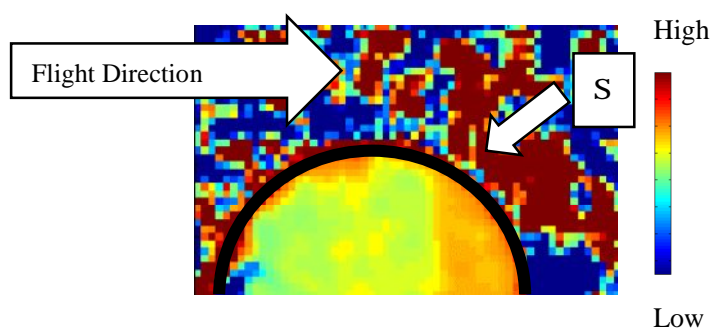


Fig. 6 超音速飛行体上の圧力分布の可視化 ( 35 球、 $M_s = 1.9$ )

これら結果より、超音速で飛行する物体上の圧力場を可視化するための計測装置及び計測手法 (超高速応答型複合感圧塗料) の開発に成功し、実証試験でそれを実証することが出来た。

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 0 件)

〔学会発表〕(計 15 件)

沼田大樹、「非定常感圧塗料による超音速現象の可視化」、平成 30 年度 衝撃波シンポジウム (2019)

若山綾那、沼田大樹、「遷音速風洞試験のための非定常 2 色発光 PSP の開発」、平成 30 年度衝撃波シンポジウム (2019)

川添颯一郎、沼田大樹、「高速流れの可視化を想定した陽極酸化チタン型感圧塗料の開発」、平成 30 年度 衝撃波シンポジウム (2019)

作田瞬、和田光司、沼田大樹、「バリスティックレンジを用いた飛行体衝撃波によって形成される非定常圧力場の可視化計測」、平成 30 年度 宇宙科学に関する室内実験シンポジウム (2019)

沼田大樹、「改良型超高速応答型感圧塗料を用いた二色 PSP 計測」、日本機械学会 第 96 期 流体工学部門 講演会 (2018)

Daiju Numata, Kiyonobu Ohtani, "Molecular Imaging Technology for Surface Pressure Measurement on Projectiles", Fifteenth International Conference on Flow Dynamics (ICFD2018) (2018)

Hiroto Taniguchi, Daiju Numata, "Evaluation of PSP Characteristics under High-Pressure Environment", Fifteenth International Conference on Flow Dynamics (ICFD2018) (2018)

沼田大樹、「衝撃波背後の熱気流を用いた空力実験法の検討」、第 50 回流体力学講演会 / 第 36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (2018)

Daiju Numata, Kiyonobu Ohtani, "Surface Pressure Measurement on Supersonic Free-Flight Projectiles Using Unsteady PSP Techniques", AIAA Aviation Forum 2018 (2018)

沼田大樹、大谷清伸、浅井圭介、「分子イメージング技術を用いた自由飛行体上の圧力・温

度分布計測」、平成 29 年度 衝撃波シンポジウム (2018)  
沼田大樹、「超音速飛翔体上の圧力場計測に適用可能な非定常 PSP の開発」、平成 29 年度  
航空宇宙空力シンポジウム (2018)  
沼田大樹、大谷清伸、浅井圭介、「超音速飛翔体上の非定常圧力場計測を目指した分子イメ  
ージング技術の開発」、高速度イメージングとフォトニクスに関する総合シンポジウム  
2017 (2017)  
Daiju Numata, Kiyonobu Ohtani, “Development of Molecular Imaging Technology for  
Investigation of Projectile Aerodynamics”, Fourteenth International Symposium on  
Flow Dynamics (ICFD2017), (2017)  
沼田大樹、「超高速応答型感圧塗料を用いた非定常衝撃波現象の解明」、第 12 回学際領域に  
おける分子イメージングフォーラム (2016)  
菅原康司、野々村拓、浅井圭介、沼田大樹、「色素吸着型感圧コーティングの基礎特性評価」、  
第 12 回学際領域における分子イメージングフォーラム (2016)

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

出願状況 (計 0 件)

取得状況 (計 0 件)

〔その他〕

特に無し

## 6. 研究組織

### (1) 研究分担者

研究分担者氏名：浅井圭介

ローマ字氏名：ASAI, Keisuke

所属研究機関名：東北大学

部局名：工学研究科

職名：教授

研究者番号 (8 桁)：40358669

研究分担者氏名：大谷清伸

ローマ字氏名：OHTANI, Kiyonobu

所属研究機関名：東北大学

部局名：流体科学研究所

職名：准教授

研究者番号 (8 桁)：80536748

### (2) 研究協力者

該当なし

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。