

モーションキャプチャー法 PSP/TSP を用いた
実飛行体の表面状態計測

石井 将人

電気通信大学大学院情報理工学研究科

博士（工学）の学位申請論文

2018年9月

モーションキャプチャー法 PSP/TSP を用いた
実飛行体の表面状態計測

博士論文審査委員会

主査	宮寄	武	教授
委員	前川	博	教授
委員	大川	富雄	教授
委員	千葉	一永	准教授
委員	Hans-Georg Matuttis		准教授

著作権所有者

石井 将人

2018年 月

Surface state measurements on a free-flight object by Motion-Capturing PSP/TSP

Abstract

Recently, a number of free flight tests are performed in order to obtain experimental results free from various constraints in wind tunnel tests.

Based on the background above, the aim of this paper is to prove the usefulness of the PSP/TSP technique for surface state measurements in a free flight test as an alternative measurement method with electric sensors such as pressure transducers or thermocouples.

Because of unsteadiness of a free-flight object, in order to obtain luminescent images in the free flight test, the fast response of PSP/TSP, Motion-Capturing PSP/TSP technique consisting of two-color PSP/TSP and color high-speed camera, combined with anodized-aluminum PSP/TSP (AA-PSP/AA-TSP) have been adopted in this research. In order to evaluate the measurement performance of PSP/TSP in free flight tests, PSP/TSP coated models have been launched at about 400 m/s in the atmosphere.

Luminescent images excited by a CW blue laser have been obtained with a short exposure time such as 5 - 10 μ s. However, the measurement results converted from the luminescent images were incorrect aerodynamically because of the following two reasons. The first reason was the non-uniformity of luminescent ratio distribution on the surface of a model, and the second was the noise presented around a model due to the dark current on the image sensor of high-speed camera.

To realize uniformity of luminescent ratio on a test model, dipping deposition was improved. In the newly developed method the dipping solution is stirred by rotating a test model itself in order to move luminophores fluid dynamically to the model surface more efficiently, compared with the original method of static dipping.

Also, the segmentation with mask image obtained from a luminescent image by using edge detection and morphology operations has accomplished to eliminate the noise around a model.

The PSP/TSP measurements combined with these two improved methods and the excitation by an excimer pulsed laser have provided clearer luminescent images and the both of pressure/temperature distributions are qualitatively correct aerodynamically. Also, the image acquired with 120 kHz time resolutions, which has not been achieved in past researches.

モーシヨソキヤプチャヤ法 PSP/TSP を用いた 実飛翔体の表面状態計測

概要

流体力学実験では風洞を使用することが一般的であるが、風洞実験と実現象の間には相違のあることが知られていることから、近年では計測模型を実際に飛翔させる実験を行う例が見られている。計測模型を飛翔させる飛翔実験では、計測系を模型に組み込むことが困難なため、電気式センサを用いた表面状態計測は不可能である。そこで、飛翔実験における計測手法の確立が求められている現状にある。

このような背景に基づき、飛翔実験における模型の表面状態計測法を確立するため、本研究では感圧塗料 (PSP) 及び感温塗料 (TSP) による計測法の性能評価を行うことを目的とした。これまでに実施されてきた PSP/TSP による計測では、電気式センサと比較して低い時間分解能での計測にとどまっていたことから、高い時間分解能での計測における性能評価を行うため、飛翔実験において高速移動する模型表面の状態計測を行った。

実験には、陽極酸化被膜をバインダーに使用する AA-PSP/AA-TSP を使用し、強度法の一つであるモーシヨソキヤプチャヤ法を採用した。モーシヨソキヤプチャヤ法 PSP/TSP に使用した発光色素は、シグナル色素として PSP にはバソフェニルテニウム、TSP にはローダミン B であり、リファレンス色素には PSP/TSP 共にフルオレセインを使用した。表面に陽極酸化被膜を形成した模型に対し、これらの発光色素をディッピング法によって定着させ、中心波長 455 nm の青色 CW レーザーによって励起した。実験には、直径 14.7 mm、長さ 25.5 mm のアルミニウム合金製鈍頭軸対称型模型を使用し、この模型を火薬により加速・射出することによって 400 m/s 程度の速度で飛翔させ、励起光の照射エリアを通過する際の発光情報を高速カメラで撮影することによって、飛翔中の模型表面の発光画像を取得した。

上記の実験設定により、モーシヨソキヤプチャヤ法 PSP/TSP による計測手法を飛翔実験に適用したところ、露光時間 5~10 μ s というこれまでの PSP/TSP 計測では行われることのなかった、発光情報取得に対する厳しい実験条件下においても、発光画像を記録することが可能であった。しかしながら、発光画像から求めた圧力分布及び温度分布は、いずれも定性的に流体力学的には妥当と考えられない分布であったことに加え、模型周辺に現れたノイズの影響により、模型の表面状態を示す物理量を適切に取り出すことができなかった。これらの理由として、模型表面における発光色素の空間分布に伴う発光比分布の不均一性と、高速カメラのイメージセンサー上に生じる暗電流に伴うノイズ成分に起因することが考えられたことから、モーシヨソキヤプチャヤ法 PSP/TSP を飛翔実験に適用するためには、これらの問題に対応する必要があることが明らかとなった。

模型表面における発光比分布の不均一性に対しては、ディッピング法を見直すこととした。従来法では静止溶液中に静止状態で模型を浸漬していた点に着目し、溶液を攪拌することによって溶液の状態を乱し、溶解した発光色素を模型表面に対して動的に接触させることによる手法を提案した。その結果、大気中における発光比分布について、空間的に求めた発光比の平均値と標準偏差により評価したところ、従来法に対して発光比分布の不均一性を改善することに成功した。

高速カメラのイメージセンサー上に生じる暗電流に伴うノイズ成分に対しては、イメージセンサーの仕様上、ノイズ成分自体を除去することが不可能であることから、取得した発光画像に対して画像処理法であるマスク処理を適用することによって、模型の発光情報が記録された領域を抽出する手法を提案した。画像処理に使用するマスク画像は発光画像から取得することとし、PSP/TSP計測における汎用性を考慮した結果、エッジ検出とモルフォロジー操作によってマスク画像を作成することとした。本研究では、エッジ検出法としてソーベル、ラプラシアン、キャニーの3種類の手法を比較し、エッジ検出とモルフォロジー操作に基づくマスク処理が有効な手法であることを示した。

これらの改善手法を適用すると共に、発光色素の吸収特性を考慮して中心波長 243 nm のエキシマレーザーを励起光として飛翔実験を行った。その結果、最大 120 kHz の高い時間分解能で明瞭な発光画像を取得することに成功し、得られた発光画像から求めた圧力分布及び温度分布は、いずれも定性的に妥当と考えられる結果であった。したがって、モーションキャプチャー法 PSP/TSP がこれまでに行われてこなかった高い時間分解能での計測に対して有効な手法であることが示された。しかしながら、数値流体力学 (CFD) に基づく計算結果と比較したところ、定量的には妥当と考えられる結果ではなかった。この点について、較正試験法に着目した考察を行ったところ、本研究で採用した a priori 法により取得した較正データと実験時の発光情報との間に不整合が存在することが示唆されたほか、数値計算で考慮されていない境界層の状態が計測結果に影響した可能性があることも示唆され、これらの点については、今後の課題とされた。

以上のとおり、飛翔実験における表面状態計測法として PSP/TSP 計測が有効であることを示した本研究の成果は、今後の流体力学分野の発展に対して大きく貢献するものである。

目 次

第1章 緒言	1
1. 1 研究の背景	1
1. 1. 1 流体力学実験における実験法の現状	
1. 1. 2 流体力学実験における表面状態計測の現状	
1. 1. 3 感圧塗料・感温塗料計測の現状	
1. 2 本論文の目的	11
1. 3 本論文の構成	12
第2章 モーションキャプチャー法 PSP/TSP の適用による 実飛翔体表面状態計測	14
2. 1 実験の目的	14
2. 2 PSP/TSP の計測原理	14
2. 2. 1 定常状態における従来型 PSP/TSP の計測原理	
2. 2. 2 非定常状態におけるモーションキャプチャー法 PSP/TSP の 計測原理	
2. 3 実験方法	19
2. 3. 1 計測模型の前処理	
2. 3. 2 実験装置及び実験方法	
2. 4 実験結果	23
2. 4. 1 モーションキャプチャー法 PSP による計測の結果	
2. 4. 2 モーションキャプチャー法 TSP による計測の結果	
2. 5 考察	25
2. 6 第2章のまとめ	29
第3章 試験体表面における発光比均一化に関する 発光色素定着手法の検討	31
3. 1 実験の目的	31
3. 2 実験方法	32
3. 2. 1 発光比不均一性の改善方針	
3. 2. 2 実験方法	
3. 3 実験結果	35
3. 4 考察	40
3. 5 第3章のまとめ	41
第4章 モーションキャプチャー法 PSP/TSP における 画像処理法	42
4. 1 画像処理の目的	42
4. 1. 1 画像処理の目的	

4. 1. 2	画像処理法の検討	
4. 2	実験方法	44
4. 2. 1	計測模型の前処理	
4. 2. 2	画像処理方法	
4. 3	実験結果	47
4. 3. 1	発光画像の取得と Image Correlation 法による 発光画像の移動ブレ除去	
4. 3. 2	発光画像における模型領域の抽出	
4. 4	考察	53
4. 5	第4章のまとめ	57
第5章 改良型モーションキャプチャー法 PSP/TSP による 非定常状態計測とその評価		
5. 1	実験及び数値計算の目的	59
5. 2	実験装置及び数値計算の装置及び方法	59
5. 2. 1	計測模型の前処理	
5. 2. 2	実験装置及び実験方法	
5. 2. 3	数値計算環境及び各種条件	
5. 3	実験結果	63
5. 3. 1	モーションキャプチャー法 PSP による計測の結果	
5. 3. 2	モーションキャプチャー法 TSP による計測の結果	
5. 4	数値計算結果	64
5. 5	考察	70
5. 5. 1	数値計算結果との比較による考察	
5. 5. 2	較正試験結果に基づく計測誤差に対する考察	
5. 5. 3	較正試験方法の比較による考察	
5. 6	第5章のまとめ	82
第6章 結言		
		85

参考文献

第1章 緒言

1. 1 研究の背景

1. 1. 1 流体力学実験における実験法の現状

流体力学の実験手法としては、風洞実験が古くから知られ、19世紀後半に発明されて以降、輸送機器周りの流れ場解析を中心に使用されている⁽¹⁾。さらに、近年では流れ場から発生する空力音の実験的評価⁽²⁾や建築物周辺の流れ場解析⁽³⁾など、多方面で風洞が活用されている。しかしながら、風洞実験により得られる結果は必ずしも物理的に実際の現象を再現しているとはいえない場合も数多く、その理由は、実験における流れ場と実際の環境における流れ場との間に生じる相違を打ち消すことが極めて困難であることに尽きるといっても過言ではない。

航空機や鉄道車両を対象とした風洞実験では、多くの場合、空間的な制約から、風洞に実物大の試験体を設置することが困難であるため、縮尺模型が実験に使用されることとなる。この場合、実物と縮尺模型との寸法差の影響を打ち消すため、流れ場を支配するレイノルズ数等の各種パラメータを調整することによって相似則を成立させ、得られた結果を評価することが一般的な手法である。しかしながら、実物と異なる寸法の試験体に対し、その試験体周りの流れ場のパラメータを調整することは、主流流速や粘性係数を調整するといったように、実際の条件とは異なる環境で実験を実施する必要が生じ、結果として、対象とする流れ場のパラメータによっては、物体周りの境界層の状態、圧縮性の出現の有無とそれに伴う温度環境といった点に大きな影響が現れる。他方、計測対象物と風洞実験に要する各種機材との干渉によっても、得られる実験結果は大きく異なる。例えば、風洞実験では試験体に作用する流体力を計測するため、天秤が用いられる。天秤による流体力計測は、試験体に作用する流体力を直接計測することができるため、計測された結果としての数値については信頼性に優れるが、その反面、試験体と天秤を接続する支持部材を流れ場に設置することから、支持部材による流れ場の乱れが生じ、このことが実際の使用環境と異なる流れ場における計測結果を与え、互いに相違を生じる原因となる。そのため、得られた計測結果が必ずしも試験体の飛行状態を正確に再現しているとはいえない。このような、天秤を用いた流体力計測における支持部材の影響を排除するため、近年では支持部材を有さない磁力支持天秤装置 (MSBS : Magnetic Suspension & Balance

System) による流体力計測が行われる例もあり、鈴木ら⁽⁴⁾は、クロスボウの矢に対する風洞実験において MSBS を使用することによって、矢の先端形状が境界層遷移に与える影響を解析している。しかしながら、MSBS では実験可能な気流特性並びに試験体の重量及び寸法に制限があることや、流体力の微小変化に対する性能が従来型の天秤に劣ることから、その適用にはこれらの環境条件を満足できる実験に限定される。

Bushnell⁽⁵⁾は、風洞実験の結果を実際の飛行状態に適用する際に行う補正やスケーリングを必要とする要因として、風洞の壁の影響、レイノルズ数、試験体の保持の影響、幾何学的忠実性等、表 1-1 に示す 13 の項目を列挙しており、剥離を伴わない亜音速域や低レイノルズ数における実験では良好な結果を得ることができるが、高レイノルズ数や遷音速域、剥離を伴う流れ場を対象とした実験では、実際の飛行状態に対する風洞実験の正確性は低下するとしている。

Tab. 1-1 Scaling concerns/issues–potential/actual differences, wind tunnel to flight, requiring “Correction”/”Scailing” (Refferenced from (5))

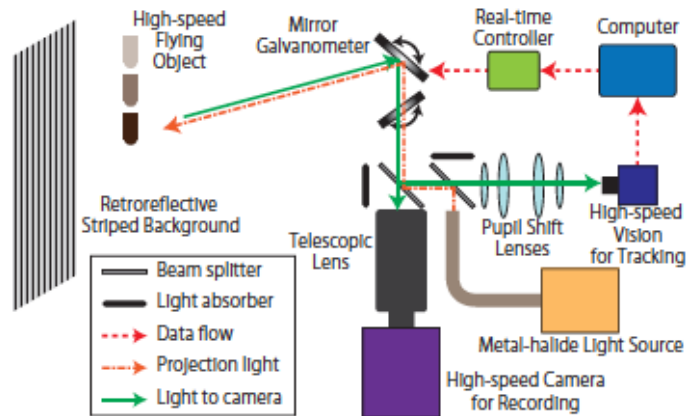
1.	Wind tunnels Walls
2.	Aeroelastic distortion differences
3.	“Sufficient” Reynolds number/Reynolds number scaling
4.	Stream disturbance fields
5.	Model mounting influences
6.	Stream gross unsteadiness, of special concern for buffet
7.	Installed propulsion influences, or lack thereof
8.	Geometric fidelity
9.	Stream mean distortion/inhomogeneities
10.	Leakage/spillage/efflux differences
11.	Wall-to-total temperature ratio, humidity
12.	Differences flight-to-ground in instrumentation details
13.	High energy/real gas effects for hypersonics

以上のとおり、風洞実験は実験方法として確立されてはいるものの、実験を経て開発された実機の使用環境に対する再現性という面では、必ずしも理想的な手法であるとはいえず、環境の許す限りにおいては、実物を用いた飛

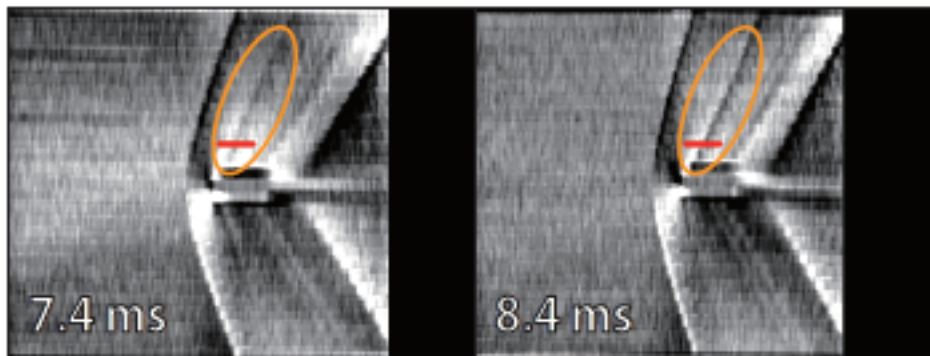
翔実験を行うことが最も正確な計測を行う手法といえる。

このような背景から、近年では試験体を実際に飛行させることによって、実験的に流体力学的評価を試みる例が見られる。Banks ら⁽⁶⁾は、平板上の圧力分布、局所的な流れ場の状態及び境界層遷移の様子を捉えるため、長さ約 2.0 m、高さ約 1.0 m のアルミニウム製平板試験体を NASA の試験用航空機 F-15B に取り付け、最大マッハ数 2.0 で飛行させることにより、IR カメラによる温度計測、プローブによる速度計測及び圧力センサによる圧力計測を行って飛行中のデータを取得、解析している。大久保ら⁽⁷⁾は、超音速機におけるソニックブーム低減を目的とし、複葉翼機の胴体先端形状の影響を CFD により評価した上で、その結果を検証するため、複葉翼機模型をバリスティックレンジによりマッハ数約 1.7 で飛行させ、シャドウグラフ法により模型周辺の衝撃波の様子を可視化している。大久保らの研究結果では、実験に使用した 2 種類の複葉機模型において迎え角が異なる結果となり、模型を加速する際に模型を覆っているサボの分離に課題が残されていると指摘しているが、バリスティックレンジにおける射出時の飛行姿勢安定化目的とし、Sasoh ら⁽⁸⁾はデルタ翼を有する模型に対してバリスティックレンジ試験の際に模型を保持するサボの形状を検討し、提案している。

また、Sueishi ら⁽⁹⁾は、BOS (Background Oriented Schlieren) 法にガルバノミラーで構成されるサッカードミラー装置を組み合わせることにより、遷音速域で飛行する飛行体周辺の流れ場を飛行距離 3.3 m にわたって可視化している。Sueishi らの研究で使用されたサッカードミラー装置は、1,000 fps で撮影する高速カメラ画像の情報に基づいてガルバノミラーに対しフィードバック制御を行う高速視線制御光学系であり、急激に方向を転換するような運動物体であっても常に画角の中心に捉え続けることが可能な応答性を有している。Sueishi らは、図 1-1(a)に示すとおり、サッカードミラー装置に記録用高速カメラと光源を組み合わせ、再帰性反射材の前方を遷音速域で通過する飛行体周りの可視化を実現した。その結果、図 1-1(b)に示すとおり、388.3 m/s で飛行する直径 9 mm、長さ 16 mm の飛行体表面に生じた衝撃波を捉えると共にその衝撃波が 500 Hz の振動数で振動する様子を捉えている。実飛行体の可視化の際には、固定された画角内を飛行体が通過する様子を撮影する手法が一般的であるが、高速視線制御光学系を組み合わせることで長時間撮影することを実現したことにより、飛行実験において衝撃波の自励振動現象



(a)



(b)

Fig. 1-1 Visualization of shock oscillation around a projectile by tracking BOS system (Referenced from (9))

(a) Schematic description of tracking BOS system;

(b) Visualization of shock oscillation around a projectile

を捉えることに成功したといえる。

以上のように、近年では、風洞実験によらず、実際に計測対象物を飛翔させることにより、実験的に流体力学的評価を試みる例が増えている現状にある。

1. 1. 2 流体力学実験における表面状態計測の現状

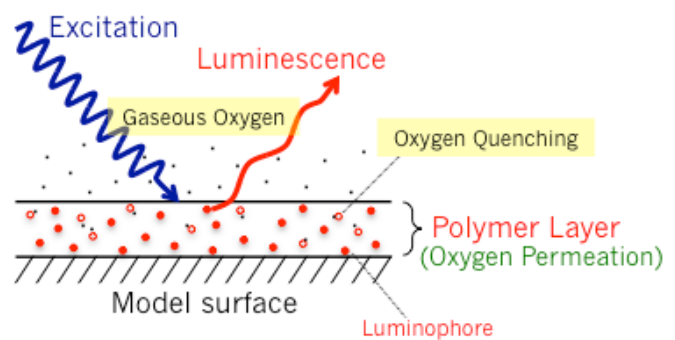
1. 1. 1 で述べたとおり、近年では、実際に計測対象物を飛翔させることにより実験的に流体力学的特性を評価する試みが増えている。一方で、飛

翔実験における流体力学的特性評価においては、実験データの取得が困難となる側面を有している。流体力学実験では、天秤を用いた流体力計測のほか、試験体表面の圧力や温度といった表面状態を計測することも多く、一般的には電気式の圧力センサや熱電対といったセンサ類が使用される。しかしながら、飛行実験においてこのようなセンサ類による計測を行うには、必要とするセンサ類及びそれに関連する補機類を試験体内部に設置する必要が生じるため、試験体の寸法が大きくなる傾向にあり、結果としてセンサ類を設置した模型を射出することに困難が生じる。また、得られる計測結果は試験体表面の点情報に限られ、計測できなかった箇所の物理量については、得られた結果に基づく内挿または外挿により推定する必要が生じる。しかしながら、特に流体力学的現象を検証する際は、センサ未設置の箇所で特異現象が発生していることも十分に予想されるため、内挿または外挿により推定された結果が必ずしも現象を正確に捉えているとは限らない。そのため、飛行実験に限らず、流体力学実験においては、計測箇所をどのように決定するかによって得られる結果の意味は大きく変わる可能性があり、このことが流体力学実験を難易度の高い実験とする一因となっている。さらに、計測の空間分解能を向上させるために計測点数を増加させることは、物理的な自由度から限界があることに加え、設置するセンサ数を増加させるために、結果として誤結線等による人為的エラーを生じさせる可能性もを高めることとなる。したがって、十分な空間分解能を有し、正確性を確保した計測を実現するため、電気式センサとは異なる手法による計測法の確立が求められている。

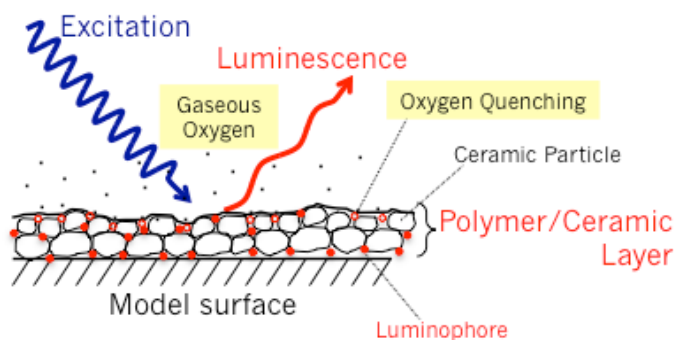
1. 1. 3 感圧塗料・感温塗料計測の現状

1. 1. 2で述べた背景から、近年、酸素濃度や温度状態によって発光量を変化させる発光物質の特性を利用した感圧塗料（Pressure-Sensitive Paint : PSP）や感温塗料（Temperature-Sensitive Paint : TSP）による計測手法が注目されている^{(10),(11)}。

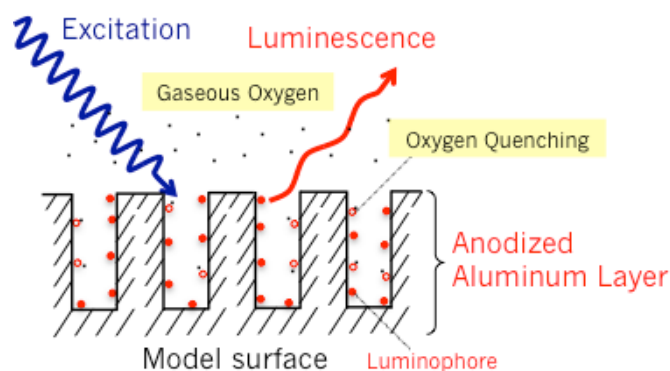
感圧塗料を例に挙げると、発光色素は外部からのエネルギーにより励起されることによって酸素三重項状態となり、励起状態から基底状態に遷移する際に放出するりん光は、酸素との接触によって励起エネルギーを喪失し、発光量を減少させる。この一連のプロセスは「酸素消光」と呼ばれ、この現象を利用し、発光色素に接触する箇所の酸素分子量をモニタすることによって



(a)



(b)



(c)

Fig. 1-2 Schematic description of PSP system

(a) Conventional; (b) Polymer/Ceramic PSP (PC-PSP);

(c) Anodized aluminum PSP (AA-PSP)

得られる酸素分圧から，色素の接触箇所における圧力を求める手法が感圧塗料による圧力計測法である．また，温度状態により発光量を変化させる物質を用いることによって，色素の接触箇所における温度を求める手法が感温塗料による温度計測手法である．これらの手法は，発光物質の発光量を記録し

た画像から試験体表面の圧力分布もしくは温度分布を求める画像計測法の一つであり、通常の電気式センサを用いる手法と比べ、物体表面の圧力分布を面情報として得られ、空間分解能に優れる点に特徴がある。

感圧塗料や感温塗料は、試験体表面に発光色素を定着させるためのバインダーとして、当初は図 1-2(a)に示すように、酸素透過性ポリマーが使用されていた。浅井⁽¹²⁾によれば、感圧塗料や感温塗料の応答性はバインダーの応答性に依存し、酸素透過性ポリマーをバインダーに用いると、バインダーの膜厚にもよるが、場合によっては $O(1s)$ 程度を示すとされている。そのため、試験体が流れ場で運動するような非定常状態での計測には向かないとされていた。しかしながら、これまでに、試験体表面に形成した多孔質体に発光色素を定着させる手法を採用することによる応答性の向上が図られている。Scroggin ら⁽¹³⁾は、図 1-2(b)に示すような、テープキャスト法により成形される薄いセラミックシートに発光色素を定着させた Polymer/Ceramic PSP (PC-PSP) を提案し、1 ms の応答性を実現した。PC-PSP はさらに改良が進んでおり、近年では試験体表面にスプレーによって吹き付けることで PSP コーティングが実現されている。また、Sakaue ら^{(14),(15)}は、試験体表面に形成した陽極酸化被膜を利用する Anodized Aluminum PSP/TSP (AA-PSP/AA-TSP) を提案し、膜厚 $4.3 \mu m$ で $34.8 \mu s$ の応答性を有することを示したほか、衝撃波管による応答性評価を行い、PC-PSP と比較しても AA-PSP の応答性が優れることを示した。Sakamura ら⁽¹⁶⁾は、薄層クロマトグラフィーに使用するシリカゲル製の薄層プレートの多孔質性を利用した Thin-Layer Chromatography PSP (TLC-PSP) の応答性を評価し、数 kHz の圧力変動に対し高い解像度で追従することが可能であることを示した。

このように、感圧塗料の応答性が改善された結果、Juliano ら⁽¹⁷⁾、Disotell ら⁽¹⁸⁾は、風洞の試験部に設置したヘリコプター模型のローターブレードを回転させることにより、飛行中を模擬したローターブレード表面の圧力分布を計測している。Gregory⁽¹⁹⁾は、100,000 rpm で回転するターボチャージャーの羽根車に対し、計測箇所と励起光源の位相を同期させる手法を用いて羽根車表面の圧力分布を計測している。Hird ら⁽²⁰⁾は、回転砲塔の縮尺模型を用いて、亜音速流中における砲塔模型の表面圧力状態を計測している。Gregory ら⁽²¹⁾は、感圧塗料の発光画像を記録するイメージセンサーのピクセルをマイクロホンと見立て、感圧塗料計測をマイクロホンアレイとして利用すること

を提案している。Nakakita は、2次元円柱⁽²²⁾や対称翼⁽²³⁾表面の圧力変動計測に対し、FFT を組み合わせることによって流体騒音の音源に相当する圧力変動計測への適応可能性を評価している。そのほかに、飛行実験と組み合わせた例として、Sakaue ら⁽²⁴⁾は、バリステックレンジ試験における飛行体表面の圧力・温度分布計測への適用を試みている。沼田ら⁽²⁵⁾は、速度約 440 m/s で射出した直径 15 mm, 長さ 35 mm のアルミニウム合金製シングルコーン型飛行体の表面圧力分布計測を試みており、二分岐光学系を介して取得した感圧塗料の発光情報から発光強度比を求めた結果、飛行体上の圧力分布を定性的に捉えたとしている。しかしながら、飛行実験により飛行体の表面状態を定量的に評価した研究は、これまでのところ報告されていない。

現在、非定常状態にある試験体に使用される感圧塗料・感温塗料計測手法は、寿命法が主流である。寿命法とは、図 1-3 に示すとおり、ゲートカメラとパルス光源を用い、励起中の発光色素の発光強度をリファレンス画像として記録し、励起後の発光色素の発光強度をシグナル画像として記録した後、それぞれの画像を用いて発光比を求めることにより圧力情報を取得する手法である。励起後の発光強度は指数関数的に減少していくが、その発光強度変化に、酸素消光による発光強度変化が重畳することによって、圧力情報に起因する発光強度変化が得られ、圧力情報を取得することができる。寿命法は、発光寿命と圧力の関係が励起光の強度に依存しないことから、励起光の照射分布や発光色素の濃度変化に影響されにくいという特徴があるほか、色素の発光の 1 サイクル間に参照画像と信号画像の取得が終了することから、変形

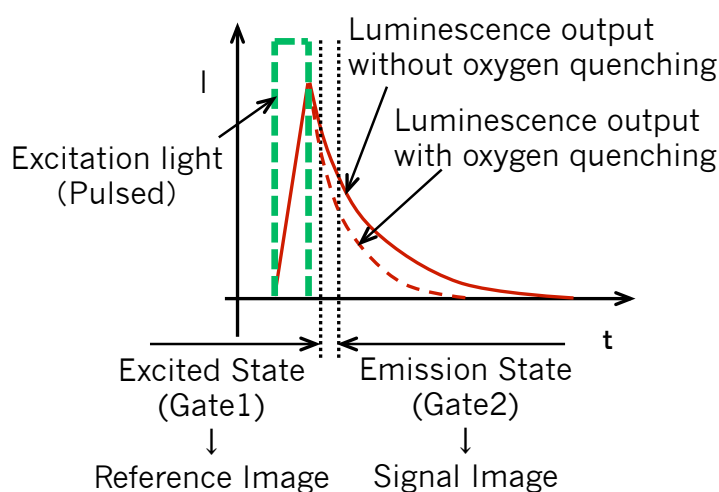


Fig. 1-3 Lifetime PSP data acquisition

や移動といった非定常状態にある計測対象物に対しても適用することが可能である。また、既に実用化されている PIV 計測の計測システムを利用することが可能であるといった側面も、最近の非定常計測に利用されることが多い理由といえる。しかしながら、例えば、流体騒音のうち固体壁からの放射音とみなすことのできる条件では、流体中における固体壁面に音源が存在すると取り扱うことが可能で、その場合、固体壁面上の圧力変動は発生音の周波数と同等の周波数を持ち、条件によっては数 kHz の圧力変動が計測される。このような現象に対する計測法として感圧塗料による計測法を適用することを考えた際、感圧塗料に利用される発光色素として代表的な PtTFPP の場合、 $11 \mu\text{s}$ と非定常計測には十分な発光寿命を有する一方、寿命法で発光画像取得に使用されるゲートカメラは圧力感度を優先させるために 14~16 bit のビット深度を有するカメラが選択されるが、撮影速度は数百 Hz と比較的低速なため、寿命法による計測では流体力学的に不十分と言わざるを得ない。高速カメラを用いたフレームストロドリングによる撮影法を寿命法に組み合わせる手法も考えられるが、2 枚の画像で 1 つの計測結果を得ることから、時間分解能は撮影速度の半分となる。また、寿命法ではリファレンス画像とシグナル画像の取得に時間差が生じるため、感温塗料計測に発光寿命の短い蛍光を発する色素を用いることはできず、温度感度を有するりん光発光色素を使用する必要がある。しかしながら、りん光発光色素は酸素消光に伴う圧力感度を有するため、感温塗料計測であっても圧力変化に伴う発光量変化を補正する必要がある。

寿命法に対し、連続光により励起した発光色素の発光量変化を利用した計測法として強度法が提案されている。図 1-4 に示すとおり、強度法では、流れの存在する場 (Wind-On) で連続光により励起した発光色素の発光量変化を直接記録した画像をシグナル画像とし、流れの存在しない場 (Wind-Off) で記録した画像をリファレンス画像とした後、それぞれの画像から発光比画像を求めた上で圧力情報を得る手法で、計測原理が寿命法と比較して単純であるほか、発光色素の発光寿命に対して柔軟であるため、蛍光発光を利用した感温塗料計測に適用することが可能である。さらに、連続光により励起された色素の発光画像を取得することから、計測の時間分解能は撮影するカメラの時間分解能に依存する。そのため、高速カメラを用いた場合、その時間分解能はカメラの撮影速度に等しくなり、寿命法と比較して高い時間分解能

での計測が可能となる。しかしながら、流れの存在する場と存在しない場でそれぞれシグナル画像とリファレンス画像を取得する必要があるため、試験体の変形や運動を伴う非定常状態に対する計測には不向きである。

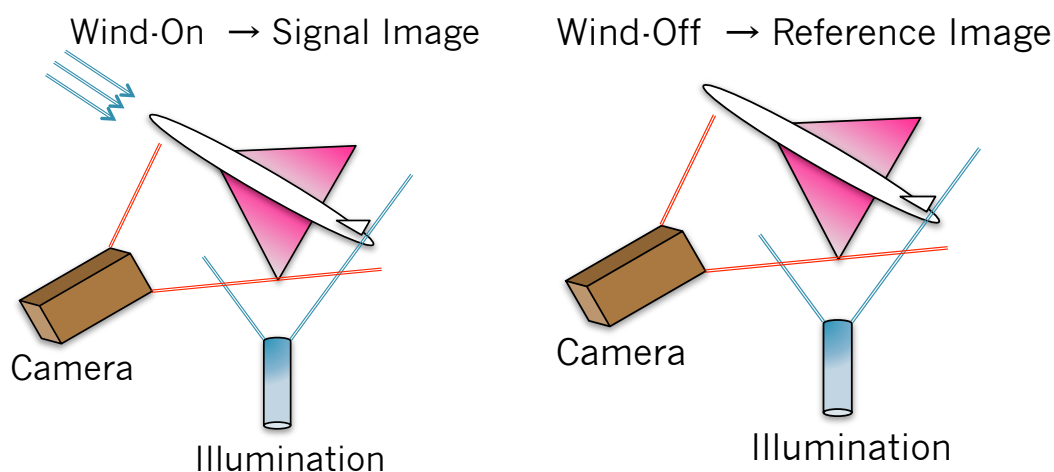


Fig. 1-4 Intensity PSP data acquisition

(a) Wind-On condition for signal image

(b) Wind-Off condition for reference image

Sakaue ら⁽²⁶⁾は、圧力感度と発光波長がそれぞれ異なる発光色素を連続光により同時に励起し、出力されるそれぞれの発光情報を同時に記録するモーションキャプチャー法 PSP を提案した。モーションキャプチャー法 PSP は、発光波長の異なる 2 種類の発光色素からの発光情報をカラーカメラによって同時に取得することにより、シグナル画像とリファレンス画像を同時に取得する手法である。モーションキャプチャー法では、モノクロカメラに比べて感度の低いカラーカメラを使用する必要があるため、解析に十分な発光強度を取得するための実験設定を必要とするが、試験体の変形や運動を伴う非定常状態に対する計測に不向きであるという強度法の弱点を改善したといえる。Okabe ら⁽²⁷⁾は、モーションキャプチャー法 PSP をフラッター現象に適用して翼の表面圧力計測を行い、13.7 Hz で振動する翼型模型に生じる 100 Hz の表面圧力変動を計測しており、その結果は電気式圧力センサと定量的に合致する計測結果を得ている。しかしながら、Okabe らによるモーションキャプチャー法を用いた非定常状態計測についても、その時間分解能は 450 Hz にとどまっているのが現状であり、流体力学的に非定常な現象を捉えるためには十

分とは言えない。そのため、PSP/TSP 計測における時間分解能については、さらなる向上を図り、その実証が不可欠な現状にある。

1. 2 本研究の目的

前項に概観のとおり、感圧塗料・感温塗料を用いた試験体の運動による非定常状態の計測は一定の進展を見せているといえる。しかしながら、これまでの研究成果はいずれも風洞実験により得られた結果であり、風洞実験が実際の使用環境と異なる条件の実験であることは既に述べたとおりである。

そこで、本研究では、感圧塗料・感温塗料を適用した試験体を用いた飛翔実験を行い、飛翔状態にある試験体表面の圧力・温度分布計測を試みることにより、実際の使用環境における計測を実現すると共に、kHz オーダーの時間分解能を有する感圧塗料・感温塗料計測を実現することを目的とする。

感圧塗料の感度は電気式センサと比較すると低いことから、計測に十分な全圧を得る必要がある。本研究で実施する飛翔実験では、室温大気中に試験体を射出するため、静圧はほぼ一定である。そこで、計測に十分な全圧を得るためには、射出速度を高くすることによって高い動圧を得る必要がある。このような背景から、本研究では、直径 15 mm、長さ 25 mm の鈍頭軸対称型の試験体に対し、火薬の燃焼により加速させることが可能な射出装置を使用することとし、最大速度 400 m/s 程度で飛翔体を射出した上で飛翔状態にある試験体表面の発光色素を励起し、高速カメラにより発光画像を取得する。

計測手法は寿命法と強度法に大別されるが、寿命法の時間分解能は強度法と比較して低下する。一方、従来型の強度法は、飛翔状態と静止状態でそれぞれの発光画像を取得する必要があることから、高速で移動する試験体を取り扱う本研究で採用することは適当ではない。そこで、本研究では、寿命法よりも高い時間分解能での計測が期待できる強度法の特徴と運動を伴う試験体への適用が容易であるモーションキャプチャー法を適用する。一方、高速で飛翔する試験体の発光画像を記録する際には、撮影対象物の移動に伴うブレ（モーションブラー）を低減するため、撮影時の露光時間を短くする必要があり、それに伴って記録される画像も暗くなる。特に、これまでにこのような条件でモーションキャプチャー法を適用した例はないため、本研究においては、計測手法の達成度を以下の 3 段階に分割して評価する。

(1) 遷音速域で大気中を飛翔する試験体の表面に塗布した感圧塗料・感温

塗料の発光情報を記録することができるか。

(2) 記録した発光画像から圧力情報・温度情報を得ることができるか。

(3) 得られた圧力情報・温度情報は物理的に妥当か。

以上の前提に基づき、本研究では陽極酸化被膜型感圧塗料・感温塗料 (AA-PSP/AA-TSP) を適用し、強度法の一つであるモーションキャプチャー法を採用する。この設定により kHz オーダーの時間分解能を有する非定常計測を行い、感圧塗料・感温塗料による熱流体画像計測法の適用範囲を拡大することを目的とする。

1. 3 本論文の構成

本論文は、発光色素を用いた物体表面の圧力・温度計測における非定常計測手法の確立を目的としたもので、全 6 章から成る。

第 1 章では、本研究における背景及び目的を述べる。第 2 章では、本研究で利用するモーションキャプチャー法 PSP/TSP を実飛行体に適用し、高速移動物体表面の状態計測における問題設定を述べる。

第 3 章では、飛行体模型表面における発光比分布の不均一性を改善する手法について述べる。第 2 章で行った実験では、表面に陽極酸化被膜を生成した模型に対し、発光色素を溶解した静止状態の溶液中に模型を浸漬する静止法により発光色素を定着させたが、溶液を運動させることによって溶液中の発光色素をランダムに模型表面に到達させるため、加熱によって溶液に対流を生じさせる対流法及び模型自体の回転によって溶液の攪拌を促す回転法を用いて発光比分布の均一性を比較する。高速度カメラにより撮影された発光画像から求めた発光比分布を評価した結果、静止法と比較して対流法及び回転法で発光比分布の均一性が改善され、標準偏差を比較すると、回転法が最も良好な均一性を有することを示す。

第 4 章では、模型周辺に生じる多数のノイズを除去することを主な目的とした画像処理法について述べる。撮影した発光画像から目視では確認できないイメージセンサー上のノイズを除去するため、エッジ検出による解析対象領域の特定を行い、模型周辺に生じるノイズを除去する。エッジ検出には、ソーベル法、ラプラシアン法及びキャニー法を用いて PSP/TSP 計測に対して最適な画像処理アルゴリズムを提案する。

第 5 章では、これまでの検討結果に基づいて改善したモーションキャプチ

ャー法 PSP/TSP を適用し，実飛翔体における表面状態計測の結果を示す．得られた計測結果は，CFD により得られた数値計算の結果と比較することにより，その物理的妥当性を検証する．

第 6 章は，本論文のまとめであり，モーションキャプチャー法 PSP/TSP による非定常計測についてのまとめと今後の展望について述べる．

第2章 モーションキャプチャー法 PSP/TSP の適用による実飛行体表面状態計測

2. 1 実験の目的

これまでに PSP/TSP を用いて行われた非定常計測では、第1章で述べたとおり、数百 Hz 程度における圧力変動を計測したに過ぎない。しかしながら、例えば、圧力変動に起因する流体力学的不安定性の解析を目的とした際、数百 Hz 程度の圧力変動は必ずしも現象に対して支配的であるとは限らず、さらに高周波数での計測が不可欠となることが予想される。また、固体壁の存在する環境における流体音は、固体壁表面の圧力変動から推定することが可能とされているが、百数十～千 Hz 程度の流体音解析のためには、ナイキストの定理を考慮すると、対象とする周波数の10倍程度の情報が必要とされることから、一～十キロ Hz 程度の時間分解能を有する圧力計測が要求される。これらの要求に応えるためには、これまでに PSP を用いて行われた計測対象に比べて1～2桁高速での計測手法を確立することが不可欠である。そこで、これまでの計測システムを数十 kHz 程度での計測に適用できるか否かを評価することを本章の目的とし、音速程度の速度で飛行する飛行体に対し、非定常計測法として確立されているモーションキャプチャー法を適用することによって、実験的に検証することとした。

2. 2 PSP/TSP の計測原理

2. 2. 1 定常状態における従来型 PSP/TSP の計測原理

発光量 I_S と圧力 P の関係式は Stern-Volmer の式により記述される^{(28),(29)}。この式から、圧力 P は PSP からの発光量 I_S の逆数として関係づけられる。

$$\frac{I_{Sref}}{I_S} = A_S + B_S P \quad (1)$$

係数 A_S , B_S は較正試験により実験的に求めることが可能である。添え字の *ref* は基準となる圧力を表している。これらは温度依存性があるため試験体表面に温度分布が生じる場合においては感温塗料や赤外線カメラを用いて同時に計測する必要がある。

PSP の発光分布を計測する上で発光は圧力や酸素のみではなく、光学的設定による、励起光源-試験体間距離 C_{illu} , 試験体-光検出器間距離 C_{loc} によって

も変化する。これらの距離が短ければ PSP から得られる発光強度は大きく、長くなれば発光強度は小さくなる。PSP 計測は PSP を塗装した試験体を風洞の中に置き、その試験体にキセノンランプなどの励起光を当て PSP を励起させる。励起された PSP は風洞内の流れにより圧力分布が形成され、それにより発光強度が変化する。この発光分布画像を、CCD カメラなどを用いて計測する。この時の圧力分布を伴う発光分布画像をシグナルとする。カメラ内のイメージセンサーは $m \times n$ (m, n は自然数) のピクセルから構成されており、その各ピクセルが光検出器の役割を果たす。その中で任意のピクセル (ij 成分) での発光強度 $V_{S,ij}$ は以下のように表せる。

$$V_{S,ij} = g(C_{illum,ij}, C_{loc,ij}) \cdot I_S \quad (2)$$

g は $C_{illum,ij}$, $C_{loc,ij}$ による関数を表し、これらが影響することにより、PSP 自体の発光強度 I_S は実際の値よりも増加または減少する。関数 g をキャンセルするために風洞内で流れを起さない圧力一定の条件を用いる。この時の発光分布画像をリファレンスとする。PSP 自体の発光強度は I_{Sref} であるが、 ij 成分での発光強度 $V_{Sref,ij}$ は関数 g により

$$V_{Sref,ij} = g(C_{illum,ij}(t_{nref}), C_{loc,ij}(t_{nref})) \cdot I_{Sref} \quad (3)$$

となる。定常計測では $C_{illum,ij}$, $C_{loc,ij}$ は一定である。式 (2), (3) より

$$\frac{V_{Sref,ij}}{V_{S,ij}} = \frac{I_{Sref}}{I_S} = A_S + B_S P \quad (4)$$

と表せ、式 (1) と同一の関係が得られる。それ以外の要因 ($C_{illum,ij}$, $C_{loc,ij}$) はキャンセルされる。これは任意の ij 成分で圧力依存性のみの発光比が得られることを示す。図 2-1 に、定常状態における従来型 PSP/TSP による計測イメージを示す。

ここで、シグナル画像からの発光強度 I_S 、リファレンス画像からの発光強度 I_{Sref} とする。式 (2) と同様に任意の時間 t における CCD 素子 ij 成分で計測される発光強度 $V_{S,ij}$ は、

$$V_{S,ij} = g(C_{illum,ij}(t_n), C_{loc,ij}(t_n)) \cdot I_{S,ij} \quad (5)$$

と表せる。同様にリファレンス画像での $V_{Sref,ij}$ は、

$$V_{Sref,ij} = g(C_{illum,ij}(t_{nref}), C_{loc,ij}(t_{nref})) \cdot I_{Sref,ij} \quad (6)$$

となる。式(5), (6)の比は,

$$\frac{V_{Sref,ij}}{V_{S,ij}} = \frac{g(C_{illum,ij}(t_{nref}), C_{loc,ij}(t_{nref})) \cdot I_{Sref,ij}}{g(C_{illum,ij}(t_n), C_{loc,tref}(t_n)) \cdot I_{S,ij}} \neq A_S + B_S P \quad (7)$$

となり, 時間依存の関数 g はキャンセルされず, PSP の発光強度を圧力のみ
の関数としてとらえることができない。

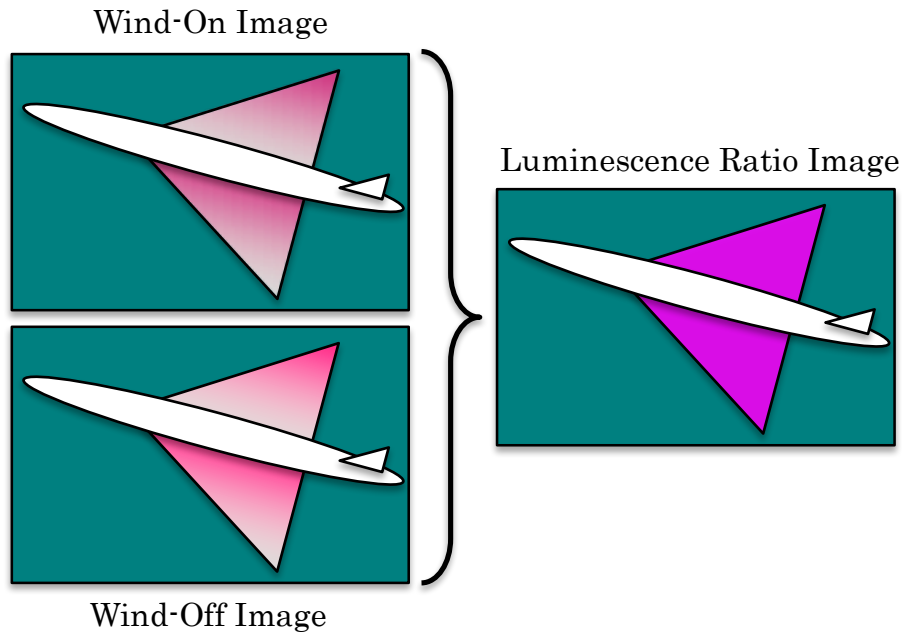


Fig. 2-1 Schematic description of a conventional PSP/TSP system

2. 2. 2 非定常状態におけるモーションキャプチャー法 PSP/TSP の計測原理

時間により計測対象が変化する場合は C_{illu} , C_{loc} が時間変動する。これらをキャンセルすることが出来なければ非定常現象における試験体表面の圧力を計測することができない。

仮に圧力依存しない発光を有する塗料があるとする。その発光は以下のように表せる。

$$\frac{I_{Rref}}{I_R} = 1 \quad (8)$$

図 2-2 に示すように, シグナル画像, リファレンス画像が同時計測できれば, C_{illu} , C_{loc} は同じ値を示す。これらの画像を用いて比をとることにより, C_{illu} , C_{loc} がキャンセルされ, 非定常現象における圧力面計測を行うことが可

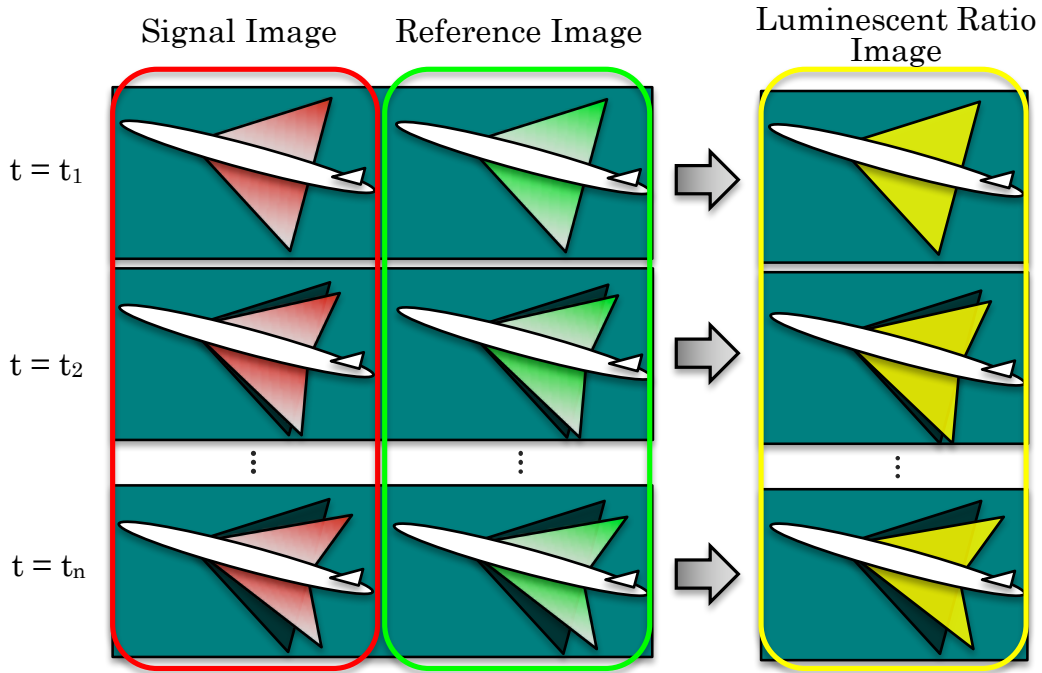


Fig. 2-2 Schematic description of a Motion-Capturing PSP/TSP system

能となる．ここで，シグナル画像の発光強度を V_S ，リファレンス画像の発光強度を V_R とすると，CCD 素子 ij 成分でのそれぞれの発光強度は，

$$V_{S,ij} = g \left(C_{illum,ij}(t_n), C_{loc,ij}(t_n) \right) \cdot I_{S,ij} = g(t_n) \cdot I_S \quad (9)$$

$$V_{R,ij} = g \left(C_{illum,ij}(t_n), C_{loc,ij}(t_n) \right) \cdot I_{R,ij} = g(t_n) \cdot I_R \quad (10)$$

となる．ここで， $V_{S,ij}$ ， $V_{R,ij}$ は時間 t_n における発光強度である．式(9)，(10) の比より，

$$\left(\frac{V_{R,ij}}{V_{S,ij}} \right) = \frac{I_R}{I_S} = \frac{I_{Rref}}{I_{Sref}} \cdot (A_S + B_S P) = \alpha \cdot (A_S + B_S P) \quad (11)$$

となる．以上の結果から， $V_{R,ij}/V_{S,ij}$ は Stern-Volmer の式に定数 $\alpha (=I_{Rref}/I_{Sref})$ を掛けた値に等しい．

実際の画像計測で式 (11) の関係を用いるには，参照画像と信号画像を同時に取得する必要がある．図 2-3 にモーションキャプチャー法 PSP/TSP の計測原理として，2 色発光 PSP の発光スペクトル変化と高速度カラーカメラの分光感度特性を示す．図 2-3 に示す発光スペクトルは，高速度カラーカメラ (Vision Research 製 Phantom V711) を使用し，中心波長 455nm の青色レ

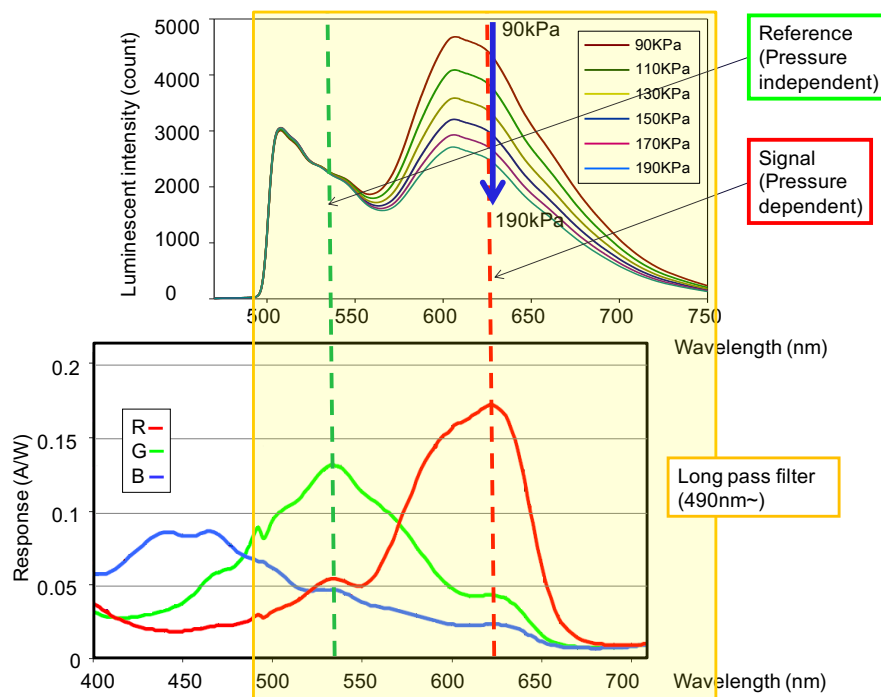


Fig. 2-3 Measurement principle of Motion-Capturing PSP/TSP based on comparison with luminescence spectrum of two-color PSP and spectral sensitivity of high-speed color camera.

ーザーを用いて圧力感度を持たない色素としてのフルオレセインと圧力感度を有する色素としてのバソフェニルテニムから構成される2色発光PSPを励起し、圧力チャンバー内で圧力を変化させた際の発光スペクトルである。高速度カラーカメラの分光感度特性は、530nm付近に緑のピークが存在し、630nm付近に赤のピークが存在する。これに対し、2色発光PSPの発光スペクトルは570nm以降の長波長側で圧力変化に伴う発光量変化が見られることから、高速度カラーカメラで取得されたカラー画像を構成するRGB成分のうち、圧力変化に起因するPSPの発光量変化は赤成分の輝度値変化として記録され、較正データを適用することによって圧力値を取得することができる。

モーションキャプチャー法では、圧力感度特性の異なる2種類の色素を試験体に塗布することにより、試験体表面における参照画像と信号画像を同時に取得して圧力・温度情報を得ている。

以上の計測原理を有するモーションキャプチャー法PSP/TSPを用いて遷音速程度の速度で飛翔する模型表面の状態計測を試みる。

2. 3 実験方法

2. 3. 1 計測模型の前処理

実験には、図 2-4 に示す鈍頭型模型（以下「模型」という。）を使用した。モーショントラッキング法を適用するため、模型はアルミニウム合金（A5052）の切削加工により成形し、製作した。事前の実験により、模型の質量が飛行時の姿勢と飛行速度の再現性に影響することから、模型後端から内部にドリルによる穴あけ加工を行い、穴あけにより形成した空間にホワイトメタル（JIS 6種）を充填した。モーショントラッキング法における発光色素には、シグナル色素として PSP に対してはバソフェニルテニウム、TSP に対してはローダミン B を使用し、リファレンス色素としてフルオレセインを使用した。発光色素の定着に際しては、これらの発光色素を溶解するため、ジクロロメタンを溶媒とする溶液を作製し、ディッピング法により発光色素を定着させた。

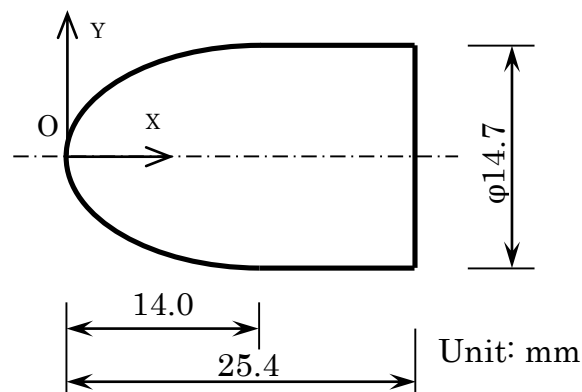


Fig. 2-4 Shape of a blunt nose axisymmetric model.

図 2-5 に実験に用いる模型の前処理の流れを示す。高速応答型 PSP/TSP の発光色素を定着させるため、模型表面には陽極酸化処理を施した。陽極酸化処理は、室温中で十分な時間保持した濃度 2% の水酸化ナトリウム水溶液中に 5 分浸漬することを 3 回繰り返すことによって表面の不純物を除去し、温度 3°C に保持した濃度 1 mM の希硫酸をスターラーで攪拌しながら、希硫酸中に静止させた模型に 12 V, 0.1 A の電流を印加した状態で 90 分間保持し、陽極酸化被膜を生成した。その後、温度 30 °C, 濃度 3% のリン酸水溶液中で 20 分間洗浄した。なお、各工程で模型を蒸留水により洗浄し、室温に設定した

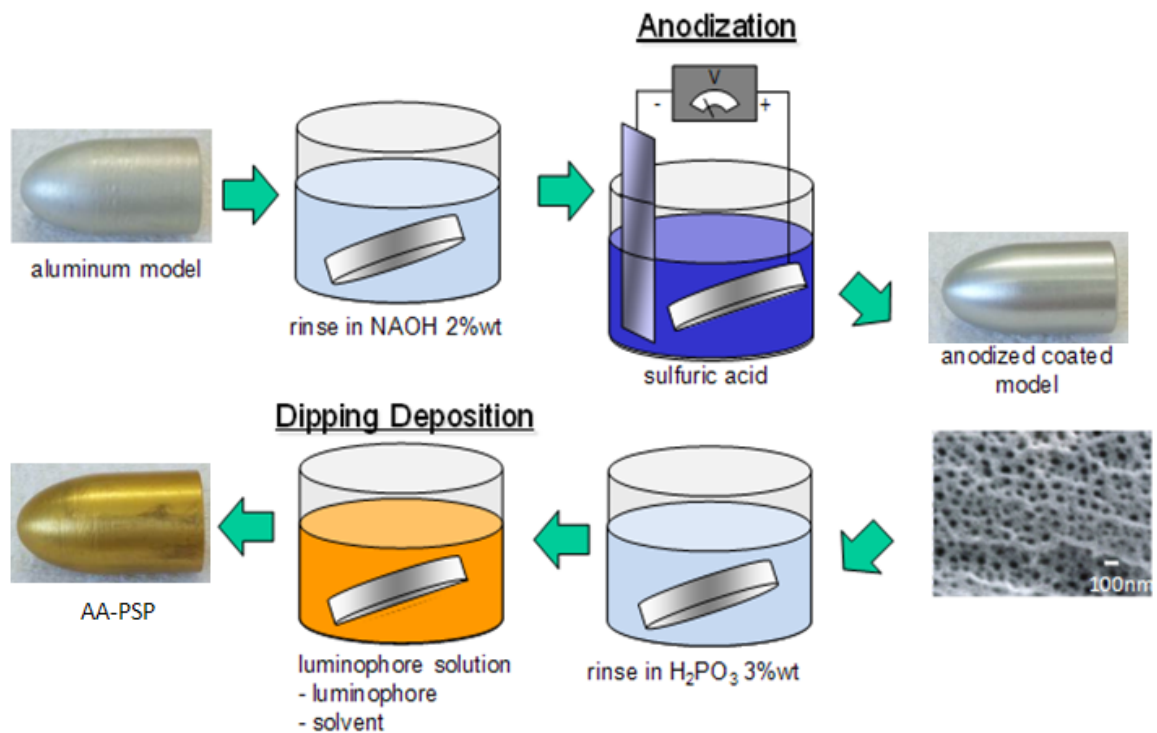


Fig.2-5 Schematic description of the test model preparation.

真空乾燥機中で乾燥させた。

陽極酸化処理を施した模型に対し、ディッピング法を用いて発光色素を定着させた。発光色素の定着に際しては、PSP に使用するバソフェニウムがりん光発光であることに対し、TSP に使用するローダミン B は蛍光発光であることや、発光量に差異があるなど、それぞれの発光特性が異なるため、PSP と TSP でそれぞれの発光特性に合わせ、フルオレセインの発光量との関係を考慮して溶液濃度を設定した。PSP には、シグナル色素であるバソフェニウムをジクロロメタンに対し濃度 0.1 mM, リファレンス色素であるフルオレセインを濃度 0.01 mM とし、1:1 で混合した溶液を使用した。TSP には、シグナル色素であるローダミン B をジクロロメタンに対し濃度 0.005 mM, リファレンス色素であるフルオレセインを濃度 0.2 mM とし、1:1 で混合した溶液を使用した。これらの溶液に対し、模型を浸漬することによって、模型表面に生成された陽極酸化被膜の孔に発光色素を定着させた。

模型の表面粗さが流れ場に与える影響を検討するため、ディッピング後に模型表面の粗さを計測した。計測には全周三次元計測装置（三鷹光器（株）

製 MLP-3) を使用し、模型表面で 20 点計測した結果、算術平均粗さ R_a の平均値は $1.74 \mu\text{m}$ で、その標準偏差は 0.69 であった。Sugioka ら⁽³⁰⁾は、翼弦長 0.2 m の翼型模型に対して 4 種類の PC-PSP をすることによって、その表面粗さの影響を評価し、表面粗さが衝撃波の発生位置及び模型表面の圧力変動に影響することを指摘している。そこで、本研究で使用する模型について、本研究で行う実験条件として飛行速度 400 m/s、動粘性係数 $1.8 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$ とし、Sugioka らが行った手法と同様の手法を用いて高さ粗さを評価したところ、許容粗さ $k^+_{\text{adm}} = 5$ に対し、高さ粗さ $k = 0.028$ となった。Sugioka らが行った手法は、平板上における粗さ評価の手法であり、本研究で使用する軸対称物とは形状が異なることに加え、本研究で使用する模型が一般的に流体力学実験で使用される模型に比べて小さいためにレイノルズ数が小さくなった結果も影響したと考えられるが、Sugioka らが使用した翼型模型の算術平均粗さが $R_a = 1.15 \mu\text{m}$ であったことを考慮すると、本研究で使用する模型においても、陽極酸化処理に伴う表面性状が流れ場に与える影響は無視できるといえる。

本研究で使用する鈍頭型軸対称模型では、寸法上の制約から、圧力センサや熱電対といったセンサによる計測が不可能であるため、較正試験方法として試験中のデータに基づく *in-situ* 法を適用することはできない。そのため、本試験である飛行実験に先立ち、計測模型を較正チャンバー内に設置した上でチャンバー内の条件を変化させながら発光画像を取得し、得られた画像から較正データを取得する *a priori* 法を用いて較正データを取得した。

2. 3. 2 実験装置及び実験方法

以上の手順により作製した模型を自由飛行させ、飛行中の発光情報を取得する実験を行った。実験に使用した模型と射出時に使用したサボの外観を図 2-6 に示す。図 2-6(b), (c) にそれぞれ示すとおり、模型はサボ内部に収められた状態で発射筒内を加速し、射出直後にサボを自動的に分離して模型のみが飛行する。射出時の分離性を高めるため、サボにはスリットが設けられているが、予備実験の段階で発射筒内の加速時にスリットから火薬の燃焼ガスが接触する様子が見受けられた。そこで、スリットに適当な大きさに切断したペーパータオルを詰め、模型と燃焼ガスが直接接触することを避けた。サボは樹脂製であるため、模型と燃焼ガスが加速時に直接接触することによる予

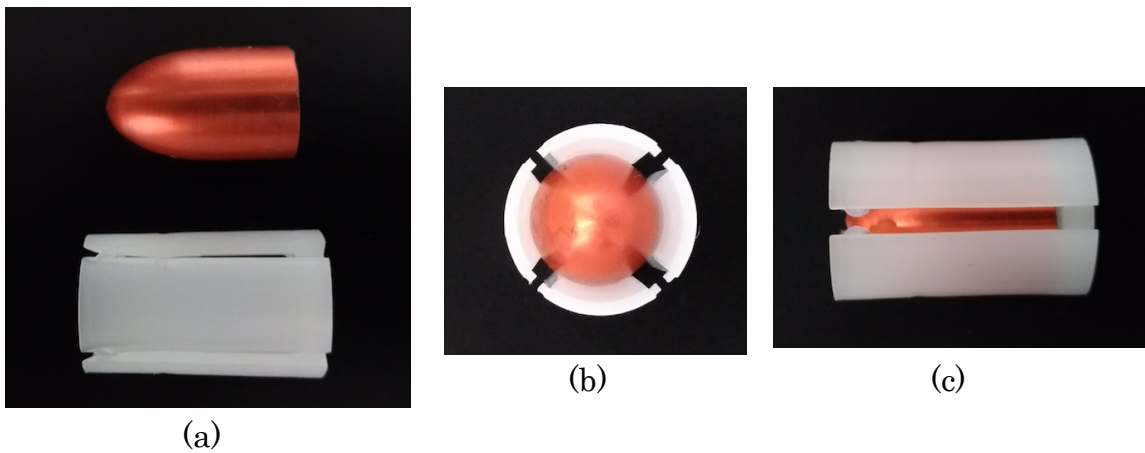


Fig. 2-6 Configuration of a test model and a sabot.

(a) Configuration of a TSP-coated model (upper) and a sabot (lower).

(b) Top view of a test model installed in a sabot.

(c) Side view of a test model installed in a sabot.

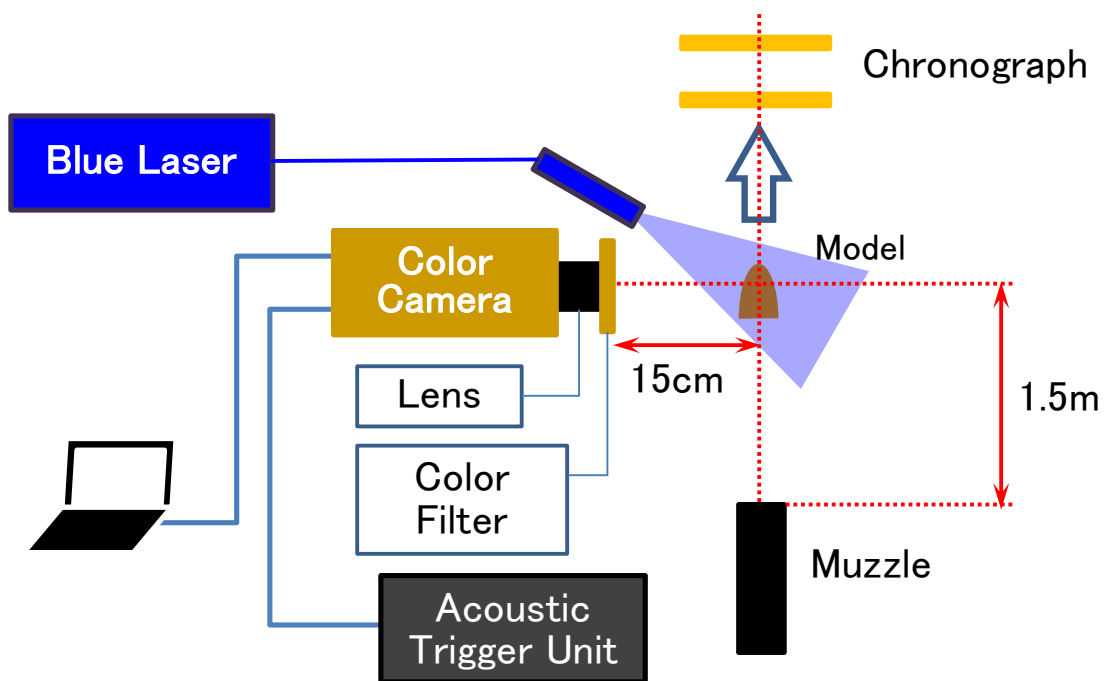


Fig.2-7 Sketch of the experimental setup.

熱は避けられている。実験装置の設定を図 2-7 に示す。模型を音速程度の速度で飛行させるため、射出装置を使用した。この射出装置は、内径 18.5 mm の射出腔内部における火薬の燃焼を利用したもので、プラスチック製サボの内部に収納された模型を音速程度の速度まで加速することが可能な装置である。

射出口から 1.5 m の位置に飛翔軸上から 150 mm 離れた位置にレンズの先端が位置するよう、カラー高速度カメラ (Vision Research 製 Phantom V711) を設置し、模型表面に定着させた色素の飛翔中における発光の状況を画像として取得した。発光画像は 12 bit で記録したのち、16 bit TIF 形式で保存し、画像処理に用いた。高速度カメラのトリガ信号は、IR ビーム & 音響トリガ装置 ((株)ノビテック製 IR Beam & Acoustic Trigger NB-IRAC-01) を使用して射出音により出力した信号を使用して高速度カメラにトリガ信号を入力した。PSP/TSP に使用する発光色素の励起には、青色レーザー装置 (住友電気工業(株)製 BLM7000) を使用し、高速度カメラ前方の飛翔軸上で直径 50 mm の範囲を照射するようにファイバコリメートレンズを設置した。この青色レーザー装置は、455 nm の連続光を最大出力 7W で照射することが可能な装置である。高速度カメラのイメージセンサーのうち、緑及び赤に対応するピクセルも青色に対する感度を有することから、強力な青色の励起光が高速度カメラのイメージセンサーに入力されると、発光色素の出力に励起光が重畳されることとなり、発光色素の発光量変化を記録することができなくなる。そこで、励起光がイメージセンサーに影響を及ぼすことを避けるため、高速度カメラのレンズ前方には、カットオン波長を 490 nm とするハイパスフィルターを設置した。模型の飛翔速度は、射出口から 2.5 m の位置に設置した通過検知スクリーン (Oehler 製 Skyscreen) と計測部 (Oehler 製 M35P) で構成された検速器により計測した。通過検知スクリーンは 0.5m 間隔で 2 枚が設置され、1 枚目と 2 枚目のスクリーンの通過時間差から飛翔速度を計測するシステムである。なお、実験時の室内環境は温度 23.4 °C、湿度 42 % であった。

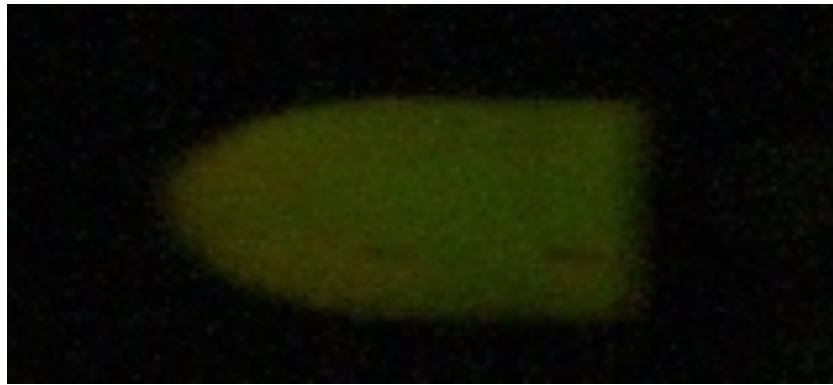
2. 4 実験結果

2. 4. 1 モーションキャプチャー法 PSP による計測の結果

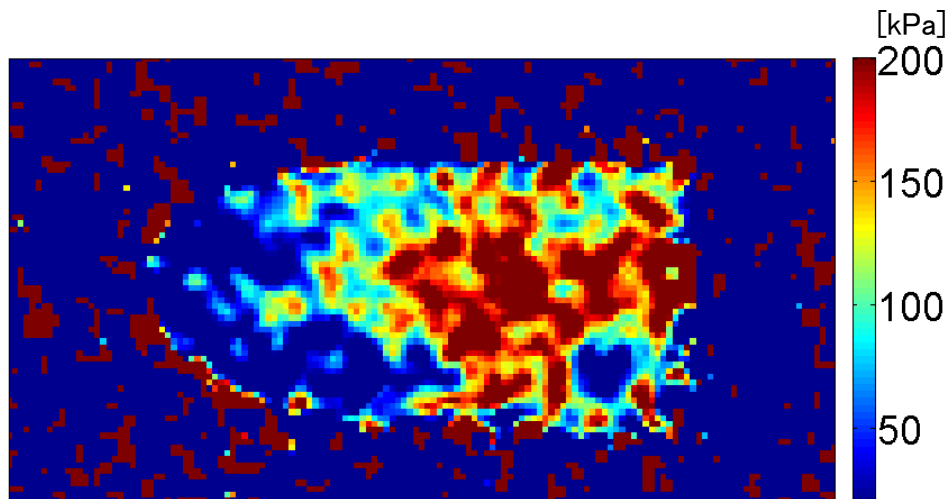
図 2-8 に、モーションキャプチャー法 PSP を適用し、励起光に青色 CW レーザーを用いて行った飛翔実験により取得した発光画像、発光画像中の模型周辺を拡大した画像及び発光画像から求めた圧力分布の様子を示す。模型は図 2-8 中を右から左に向かって飛翔している。画像取得の各条件は、高速度撮影の撮影速度を 49,026 fps、露光時間を 10 μ s、解像度を 640×264 pixel、カメラレンズの絞り値を f1.4 とした。模型の飛翔速度は検速器のエラーによ



(a)



(b)



(c)

Fig. 2-8 Surface pressure measurement of a blunt axisymmetric model with Motion-Capturing PSP.

- (a) Luminescence image acquired by high-speed color camera.
- (b) Extracted image of luminescence image shown in (a)
- (c) Pressure map obtained by luminescence image shown in (b)

り計測できなかったが、取得した発光画像から画像計測により模型の飛行速度を算出したところ、飛行速度は 285 m/s であった。

図 2-8(a)及び(b)に示すとおり、青色 CW レーザーにより励起された PSP の発光の様子が捉えられているが、図 2-8(c)に示す圧力分布は、模型頭部で圧力の低い様子が見られ、中央付近から底部にかけて圧力の高い結果であった。また、模型周辺にノイズ成分が多数認められ、圧力分布図中で模型の輪廓を認識することは困難であった。

2. 4. 2 モーションキャプチャー法 TSP による計測の結果

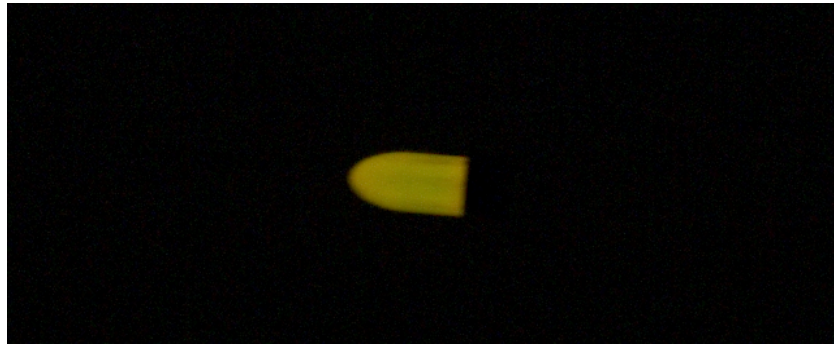
図 2-9 に、モーションキャプチャー法 TSP を適用し、励起光に青色 CW レーザーを用いて行った飛行実験により取得した発光画像、発光画像中の模型周辺を拡大した画像及び発光画像から求めた圧力分布の様子を示す。画像取得の各条件は、高速度撮影の撮影速度を 40,548 fps、露光時間を 5 μ s、解像度を 640×264 pixel、カメラレンズの絞り値を f1.4 とし、模型の飛行速度は 377.6 m/s であった。

図 2-9(a)及び(b)に示すとおり、青色 CW レーザーにより励起された TSP の発光の様子が捉えられているが、図 2-9(c)に示す温度分布は、模型頭部で温度の高い様子が見られ、中央付近に向けて温度が低下する様子が見られたが、底部付近で温度が上昇していたほか、図 2-9(c)中の模型上部でも温度が高い結果であった。

2. 5 考察

図 2-8(a)及び図 2-9(a)に示した発光画像の様子から、通常の高速度撮影と同等の 5~10 μ s という短い露光時間においても、青色 CW レーザーにより励起された PSP/TSP の発光の様子を捉えることは可能であった。しかしながら、図 2-8(c)に示した圧力分布の結果は、模型頭部で圧力が低い様子が捉えられており、飛行方向を考慮すると、流体力学的に妥当な結果が得られたとは言えない。また、図 2-9(c)に示した温度分布の結果は、模型頭部で温度の高い様子が捉えられたものの、底部付近でも頭部付近と同等の高温状態を示していたことから、こちらについても流体力学的に妥当な結果が得られたとは言えない。

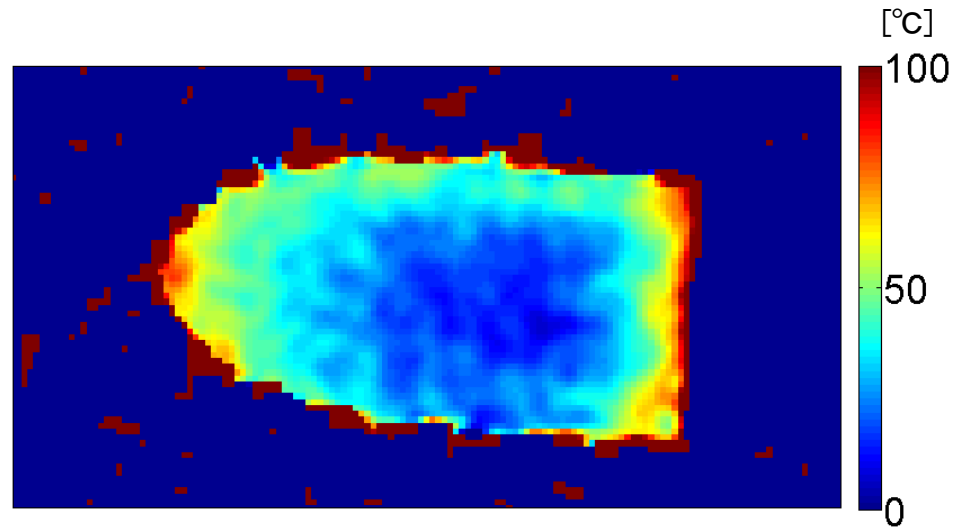
図 2-8 及び図 2-9 に示したモーションキャプチャー法 PSP/TSP を用いて発



(a)



(b)



(c)

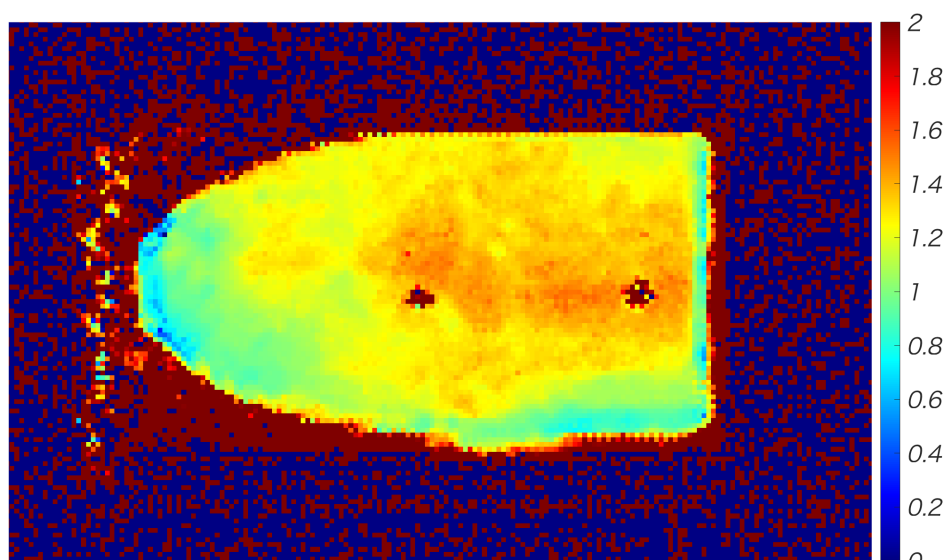
Fig. 2-9 Surface temperature measurement of a blunt axisymmetric model with Motion-Capturing TSP.

(a) Luminescence image acquired by high-speed color camera.

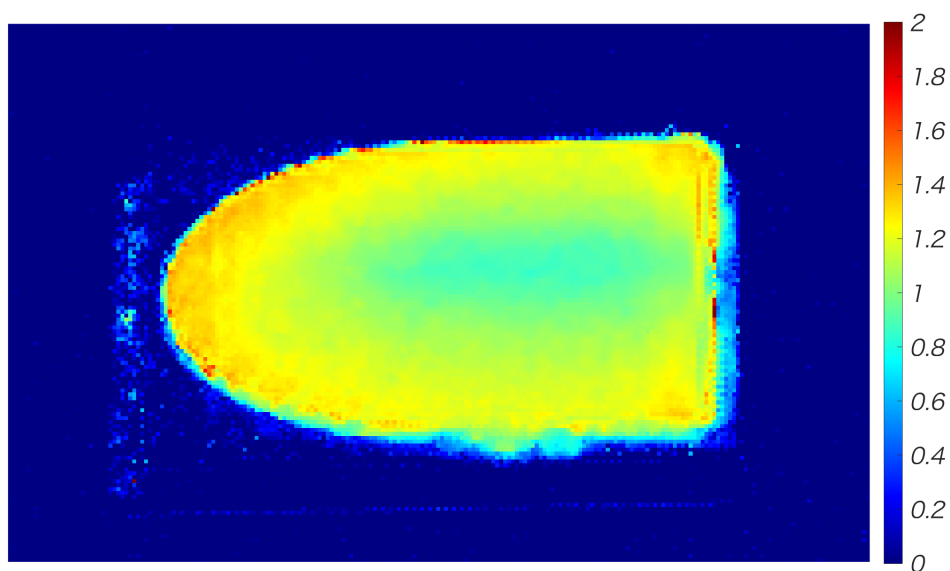
(b) Extracted image of luminescence image shown in (a)

(c) Temperature map obtained by luminescence image shown in (b)

光画像の取得に使用した模型に対し、飛行実験前に実施した較正試験の際に取得した発光画像から求めた発光比分布の様子を、図 2-10 にそれぞれ示す。図 2-10(a)に示す発光比分布は、較正チャンバー内に模型を設置し、チャンバー内圧力を 160 kPa に設定した状況で取得した画像であり、図 2-10(b)に示す発光比分布は、較正チャンバー内に模型を設置し、チャンバー内温度を 60 °C



(a)



(b)

Fig. 2-10 Evaluation of luminescence ratio distribution.

- (a) Luminescence ratio distribution obtained by luminescence image acquired in calibration test for PSP at 160 kPa.
- (b) Luminescence ratio distribution obtained by luminescence image acquired in calibration test for TSP at 60 degC.

に設定した状況で取得した画像である。図 2-10(a)及び(b)にそれぞれ示すとおり、較正チャンバー内に設置した模型表面において発光比は均一でない分布を有しており、模型表面において異なる較正值を有していることがわかる。通常の PSP/TSP 計測においては、励起光源との位置関係や励起光の強度分布に起因して発光ムラが生じることがあるため、単純な発光強度がこのような分布を有することはある。しかしながら、図 2-10 に示した画像は、モーションキャプチャー法 PSP/TSP を適用した模型から取得した発光画像を用いて得た発光比分布であり、前述のような発光ムラの影響を排除することを可能とし、発光比を一定にすることを可能とする点が、モーションキャプチャー法 PSP/TSP の特徴であるにも関わらず、発光比が一定ではない結果を示している。また、図 2-8(c)及び図 2-9(c)に示した圧力分布及び温度分布の計算に際し、適用した較正データは模型表面のある領域の発光情報から求めた 1 セットの較正データのみを用いている。そのため、適用する較正データが正確ではなかったことが、モーションキャプチャー法 PSP/TSP により得られた飛翔する模型表面の圧力分布及び温度分布を流体力学的に妥当とは言えない結果を示す要因であったと考えられた。

図 2-10 に示した発光比分布は、較正チャンバー内で一定の条件下で得られた発光画像に基づいて得られたものであるため、発光比は分布を有することなく、均一な値を示すことが理想的である。しかしながら、そのような結果が得られていない点は、本研究での PSP/TSP 計測において改善を要する点であることが明らかとなった。

さらに、図 2-8(c)及び図 2-9(c)ではいずれも模型周辺の箇所にも多数のノイズが見られ、模型の輪郭を明確に捉えることはできていない。これらのノイズは、ランダムに生じている様子が見られたことに加え、計測レンジを超える大きな値を示している点に特徴がある。図 2-8(b)及び図 2-9(b)にこれらのノイズに関連すると考えられるノイズの要素は認められず、図 2-8(c)及び図 2-9(c)中でノイズが認められる領域において、特段の発光情報は記録されていないことがわかる。したがって、これらのノイズは発光画像中で発光情報よりも小さな輝度値情報に起因して生じているものであるといえる。輝度値情報が発光情報と比較して小さいにも関わらず、発光比を得ることによってノイズが生じるということから、模型周囲に見られるノイズは発光比を取得する際の参照画像と信号画像の間で行う除算に原因があると考えられた。

本章で使用した高速度カメラのイメージセンサーである CMOS センサ上には、入力される発光情報に基づいて輝度値情報が出力されるが、発光情報の存在しないピクセル上においても、暗電流の揺らぎにより 0 以外の輝度値情報が出力されることがある。通常、カラーカメラの CMOS センサ上には 1 ピクセル当たり RGB に対応した 4 つのセンサが配置され、これらのセンサの出力に基づいて RGB 画像がそれぞれ構築されるが、4 つのセンサからの出力はそれぞれ独立しているため、発光情報が入力されていないタイミングにおいても、CMOS センサ上の暗電流の作用により、画像上の 1 ピクセルに対応する RGB センサの出力にもバラつきが生じる。その結果、同一のピクセルであっても、RGB 成分のうち、ある成分では 0 の輝度値を出力し、別の成分では 0 以外の輝度値を出力することがある。その結果、そのようなピクセルにおいて除算を行うと、0 で除算を行う必要が生じ、その結果は無限大を示すこととなるため、発光比分布及びそれに較正データを適用することによって得られる計測結果分布に値の大きなノイズ成分が現れる結果となる。

流体力学実験においては、模型の輪郭部に位置する境界部分での情報を要求されることも多いことから、模型の輪郭を明確に捉えた上で計測結果が評価できる手法を確立することも、本研究での PSP/TSP 計測において改善を要する点であることが明らかとなった。

以上の考察から、本章で設定した実験条件では、飛翔する模型の表面状態計測に対してモーションキャプチャー法 PSP/TSP をそのまま適用することは適切でなく、較正チャンバー内における較正試験時に模型表面の発光比を均一とすること、及び飛翔実験に際して模型の輪郭部における計測結果を適切に得るための手法を確立することが必要であることが明らかとなった。

2. 6 第 2 章のまとめ

青色 CW レーザーを励起光源とした PSP/TSP 計測システムを遷音速域で自由飛翔する物体に対する計測に直接適用した結果、発光画像を取得することは可能であったが、圧力情報・温度情報といった物理量を得ることはできなかった。したがって、これまでに構築されてきたモーションキャプチャー法 PSP/TSP を飛翔実験に直接適用することは適当でないことが明らかとなった。その理由としては、(1)計測対象物全体におけるシグナル色素とリファレンス色素の発光強度から求めた発光比の不均一性、(2)CMOS センサ上のノ

イズに起因する発光比画像上のノイズの存在といった要素が考えられたことから、次章以降、これらの点に対する改善を行い、計測システムを確立することとする。

第3章 試験体表面における発光比均一化に関する発光色素定着手法の検討

3.1 実験の目的

第2章の結果から、これまでに構築されていた青色 CW レーザーを励起光源とするモーションキャプチャー法 PSP/TSP 計測システムを遷音速域で自由飛翔する物体に対する計測に直接適用することは適当でないことが明らかとなった。そこで、本章では、第2章の考察から得られた実飛翔体に対するモーションキャプチャー法 PSP/TSP 計測システムによる表面圧力・表面温度の非定常計測における改善点のうち、模型表面における発光比分布の均一化について述べる。

モーションキャプチャー法では、発光波長の異なる 2 種類の発光色素を用いて参照画像と信号画像を同時に取得することにより、計測対象物と励起光源との距離の変化に伴う計測対象物上における発光強度の変化に対するロバスト性を有しており、このロバスト性によって非定常状態における計測を可能としている。しかしながら、このロバスト性は、計測対象物表面の非計測時における発光色素の空間分布に基づく発光強度の変化に対するロバスト性を有することを意味しているわけではなく、モーションキャプチャー法において使用する 2 種類の発光色素の空間分布に対しては、何らかの対策を行う必要があることが、前章の結果から明らかとなった。

対策手法の一つとして、Huang ら⁽³¹⁾により提案されている **Pixel-by-Pixel Calibration Method** が挙げられる。この手法は、各ピクセルにおけるキャリブレーションデータをシグナル画像の各ピクセルに対して適用する手法であり、発光色素の空間分布に依存することなく、圧力・温度分布を計測することが可能な手法である。しかしながら、**Pixel-by-Pixel Calibration Method** では、計測対象物の計測領域をピクセル毎に定義する必要があることに加え、移動物体においてシグナル画像とリファレンス画像における各ピクセルを対応させるためには、アフィン変換を用いた計測対象物の変形や、各ピクセル間に対するデータの内挿又は外挿を行う必要が生じることがあるため、画像処理手法の複雑化に伴う計測結果の信頼性確保が困難となることが予想される。また、類似した手法として、Yamada ら⁽³²⁾により **Sectional Calibration Method** が提案されている。この手法は、ピクセル毎ではなく、画像中の計測対象領域を任意の領域に分割し、当該領域毎にそれぞれのキャリブレーションデータを適用することによって、発光色素の空間分布依存性を低減させる

手法である。この手法は、Pixel-by-Pixel Calibration Method と比較して画像処理に伴う負荷は小さく実用性が高いと考えられるが、計測対象物と背景の境界を含む領域に対しては、本来考慮すべき計測対象物表面における発光画像情報と、考慮すべきではない背景における発光画像情報が混在した状態でキャリブレーションデータを求める必要が生じることから、当該領域における計測結果の信頼性は他の領域に比べて低下すると言わざるを得ない。境界部分の情報は計測結果として最も着目すべき領域となることが多いことを考慮すると、Sectional Calibration Method も最適な手法であると言い切ることはできない。

上記の画像処理法による対策は、いずれも模型表面上の発光量に空間分布があることを前提とした手法であるが、別の対策手法として、計測対象物表面における発光比の空間分布の均一化が挙げられる。モーションキャプチャー法で採用されている二色発光 PSP/TSP 法では、発光比に対してキャリブレーションデータを適用することから、例えシグナル色素及びリファレンス色素自体の空間分布に起因して色素からの発光強度が空間分布を有していたとしても、両者から求める発光比が空間分布を有していなければ、実用上必要十分であると言える。しかしながら、文献調査の結果、2色発光の原理を PSP 計測に適用することに対しては、特に PSP の温度較正を目的とした研究が Iijima ら⁽³³⁾、Khalil ら⁽³⁴⁾、Zeelaw ら⁽³⁵⁾により行われているが、模型表面における感度の均一性については、その必要性を Mitsuo ら⁽³⁶⁾がわずかに指摘しているのみであり、これまでの PSP/TSP に関連した研究で、発光比分布の均一化に着目された研究は見受けられなかった。

そこで、本章では、これまでの計測システムを直接適用することのできない理由として考えられた要素のうち、「計測対象物全体におけるシグナル色素とリファレンス色素の発光強度から求めた発光比の不均一性」について改善を図ることを目的とする。

3. 2 実験方法

3. 2. 1 発光比不均一性の改善方針

計測対象物全体における発光比の不均一性を改善するため、図 2-5 に示した模型の前処理のプロセスを検討すると、陽極酸化の工程と発光色素を定着させるディッピングの工程が、発光比の不均一性に関わるプロセスであると

いえる。すなわち、模型表面において、陽極酸化被膜が不均一であるか、発光色素の定着量が不均一であるために、発光比が不均一になったといえることができる。陽極酸化の工程については、電解液と接触する模型表面における電流密度を一定とすることが必要となり、陽極酸化の工程を複雑にするため、再現性を求めて多数の模型を準備する際には、前処理に要する時間を要することとなり、実験の効率性に影響が生じる。一方、ディッピングの工程については、第2章で模型の前処理として行ったディッピングの際、模型底面を下向きにして静止したディッピング溶液中に浸漬することによって、陽極酸化被膜に発光色素を定着させた。この手法では、溶解した発光色素の分布は溶液中で成り行きとなり、定着量を制御することはできない。そこで、ディッピング中に溶液を攪拌することで、溶液中の発光色素をランダムに運動させ、ディッピング溶液中のシグナル色素とリファレンス色素が模型表面に接触の機会をランダムにすることによって、発光比を一定にする効果が期待された。この手法であれば、陽極酸化の工程を見直すことと比較すると、実験の効率性に対する影響は小さい。そこで、本章では、発光色素定着のために行うディッピング法について、実際の発光比分布を評価することによって検討し、発光比の空間分布を改善することとした。

3. 2. 2 実験方法

前項の方針に基づき、実験では、溶液の攪拌効果による発光色素の定着量を評価するため、3種類のディッピング法を試行し、それぞれの発光比分布を比較した。図3-1にディッピング法の模式図を示す。1つ目は、第2章の実験で採用した静止状態の溶液中にディッピングする方法（以下「静止法」という。）であり、陽極酸化処理を行った模型を室温状態の溶液中に5分間浸漬した。2つ目は、溶液を沸騰しない程度にホットプレートで加熱することによって、溶液中对流を生じさせることで、溶解している発光色素を運動させる方法（以下「対流法」という。）であり、35℃に保持した溶液中に陽極酸化処理を行った模型を5分間浸漬した。3つ目は、模型自体を回転させることにより溶液を攪拌させることによって、溶解している発光色素を運動させる方法（以下「回転法」という。）であり、陽極酸化処理を行った上で室温状態の溶液中に保持した模型を870 rpmで回転させ、3分間浸漬した。図3-2に回転法の際の模型保持の状況を示す。静止法及び対流法の際には、模型底部を

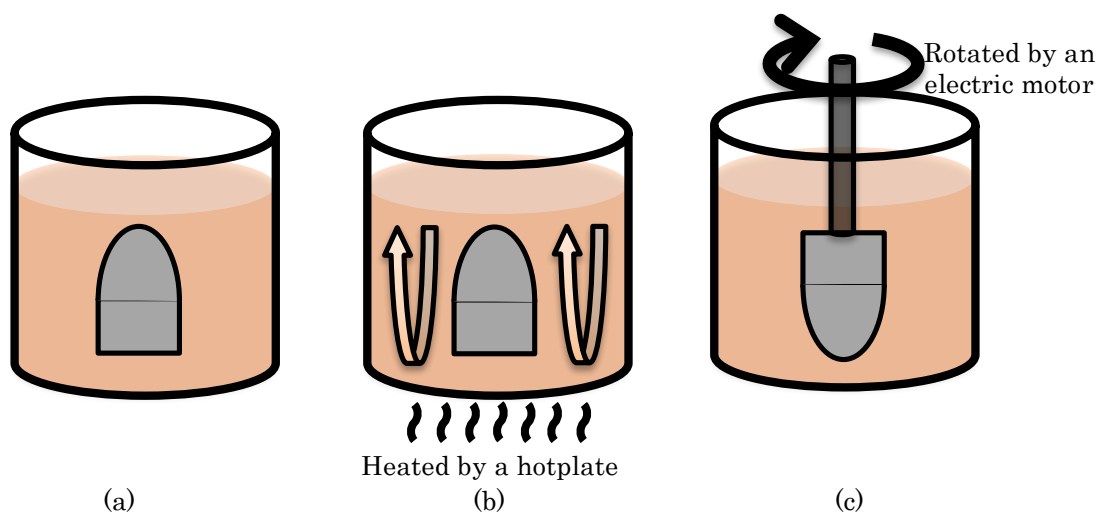


Fig.3-1 Schematic depictions of dipping methods.
 (a) Static dipping; (b) Convectational dipping; (c) Rotational dipping.

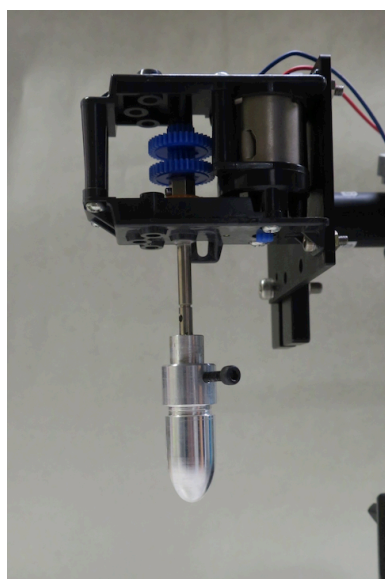


Fig.3-2 Rotational mechanism for rotational dipping.

下にした状態で溶液の入ったビーカー中に浸漬させたが、回転法に際しては、模型頭部を下に向け、溶液中に保持した。ディッピングに使用した溶液は、第3章の実験で使用した TSP 用の溶液で、フルオレセインをリファレンス色素、ローダミン B をシグナル色素とし、溶媒であるジクロロメタンに対してそれぞれ濃度 0.2 mM, 0.005 mM とした溶液を 1:1 で混合したものを使用した。また、陽極酸化処理も第3章の実験と同様の条件で行った。

以上の条件で作製した模型について、発光画像を取得した。発光画像は、

高速度カメラ (Vision Research 製 Phantom Miro M4) を使用して撮影した。本章の実験に際しては、移動ブレを考慮する必要がないなど、飛翔実験と比較して画像取得の露出条件に余裕があったことに加え、第 3 章で使用した青色レーザー装置では出力が強すぎるために発光色素の光劣化が著しく、実験が困難であったことから、405 nm の連続光を最大出力 1.2W で照射可能な紫色レーザー装置 (Omicron-Laserage Laserprodukte GmbH 製 Brix-X 405-1200) を使用して発光色素を励起した。励起光がイメージセンサーに影響を及ぼすことを避けるため、高速度カメラのレンズ前方には、カットオン波長を 422 nm とするハイパスフィルターを設置した。図 3-3 に上記の実験設定で取得された発光スペクトルを示す。図 3-3 に示す発光スペクトルにおいて、500 nm 付近に認められるピークはフルオレセインによるものであり、580 nm 付近に認められるピークはローダミン B によるものである。

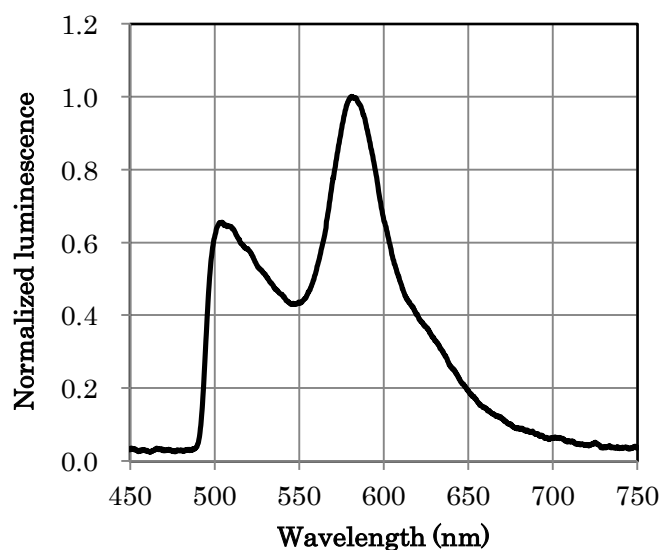


Fig.3-3 Emission spectra of two-color TSP consists of rhodamine B and fluorescein excited by a 405 nm laser.

高速度カメラによって取得された発光画像は、それぞれ赤、緑、青の成分で記録されるため、赤成分を緑成分で除算することによって発光比分布を求めた。取得画像に対する処理は、全て MATLAB 2015b (Mathworks inc.製) を用いて行った。

3. 3 実験結果

図 3-4 には発光画像の赤成分及び緑成分を用いて取得した発光比分布を示す。図 3-4 から、静止法では模型頭部における発光比が最大値を示し、底部に向かって発光比が減少している様子が認められた。また、対流法では、模型底部付近に発光比の高い領域が認められた。一方で、回転法では、ほぼ全面で発光比が均一な値を有していることが認められた。

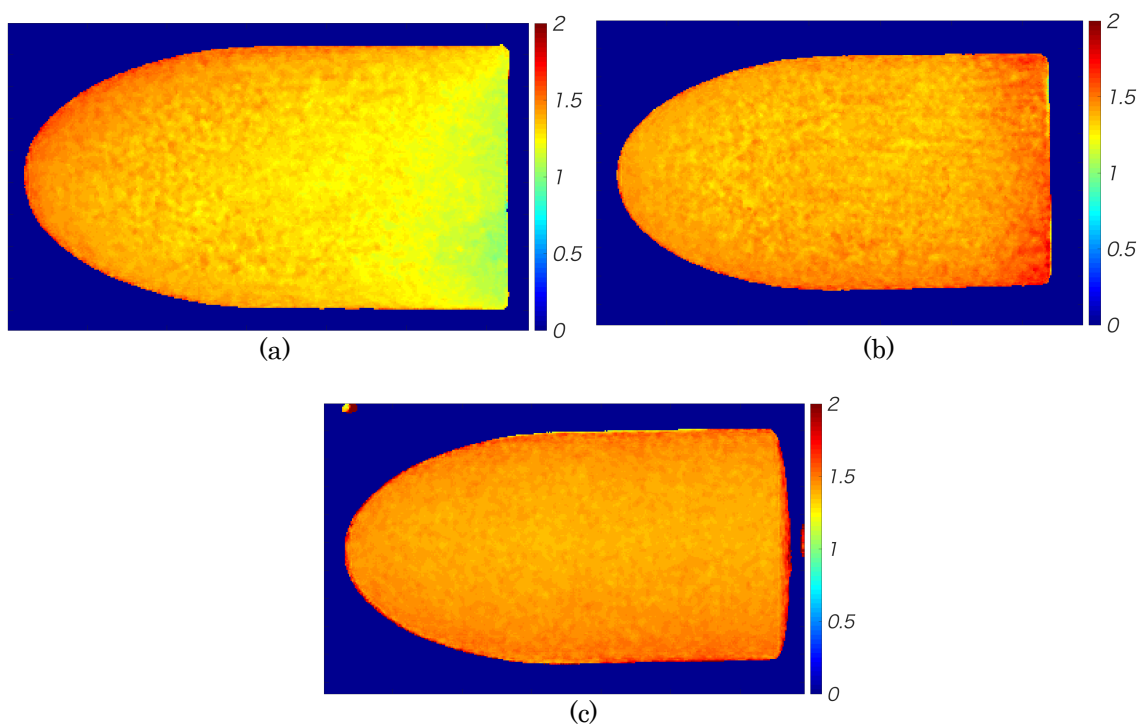


Fig.3-4 Luminescence ratio distributions on the test models. (a) Static dipping; (b) Convectonal dipping; (c) Rotational dipping.

図 3-4 から、模型表面における発光比分布を均一に保つためには、回転法によるディッピング手法が良好である可能性が示唆された。そこで、発光比分布の均一性について、模型表面上の代表点に基づいて詳細に考察することとした。考察の対象とした領域は、模型頭部先端を原点として、長手方向に X 軸、円周方向に Y 軸を設け、X 軸に沿って Y= -6, -3, 0, 3, 6 の 5 点及び Y 軸に沿って X= 5, 10, 15, 20 の 4 点とした。図 3-5 に考察の対象とした領域を示す。図 3-5 示す領域のうち、X 軸方向に発光比分布を抜き取ってプロットした様子を図 3-6 に示す。図 3-6 に示すとおり、静止法により得られた発光比分布は、模型頭部で最大値を示したのち、模型底部に向かって減少している様子が認められた。また、対流法では、模型表面でほぼ均一な発光比出会った

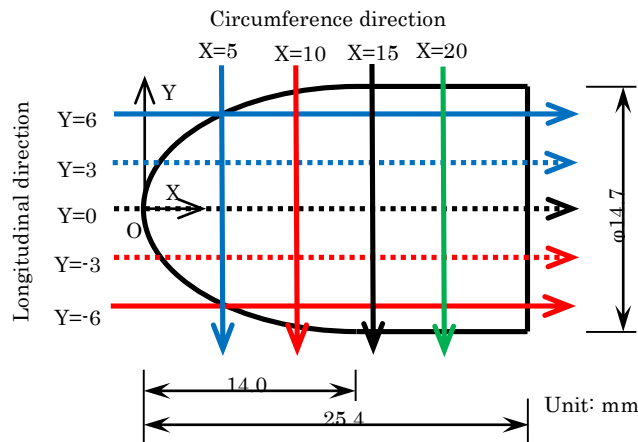


Fig.3-5 Position of the luminescence ratio profile extraction.

が、模型底部付近で発光比が増大した。一方で、回転法では、模型表面全体でほぼ均一な発光比分布を示している様子が認められた。次に、模型全体における発光比分布の均一性を評価するため、Y 軸に沿って求めた平均値及び標準偏差を X 軸方向にプロットした様子を図 3-7 に示す。発光比の平均値は、図 3-7 から、静止法では模型頭部で 1.46 であったが、底部では 1.17 まで減少し、対流法では模型頭部で 1.38 であったが、底部付近では 1.51 に上昇していた。その一方で、回転法では、平均値が 1.42~1.45 の範囲に収まっており、回転法による結果が最も均一である結果を示していた。なお、発光比の標準偏差は、いずれの方法においても大きな差は見られなかった。

図 3-5 に示す領域のうち、Y 軸方向に発光比分布を抜き取ってプロットした様子を図 3-8 に示す。図 3-8 に示すとおり、静止法により得られた発光比分布は、X が増大するにしたがって、すなわち模型頭部から底部に向かうにしたがって、発光比が減少していく様子が見られた。一方で、対流法及び回転法により得られた発光比は、いずれもほぼ均一な分布を示した。Y 軸に沿って求めた平均値及び標準偏差を X 軸方向にプロットした様子を示し、図 3-9 に X 軸に沿って求めた平均値及び標準偏差を Y 軸方向にプロットした様子を示す。図 3-9 に示すとおり、発光比の平均値は対流法で 1.38~1.48、回転法で 1.39~1.49 とほぼ同一の数値を示したが、静止法では 1.29~1.37 と対流法、回転法と比較して低い値を示した。また、模型の形状が軸対称物であることに起因すると考えられたが、対流法及び回転法では Y=0 に対称な分布を示し

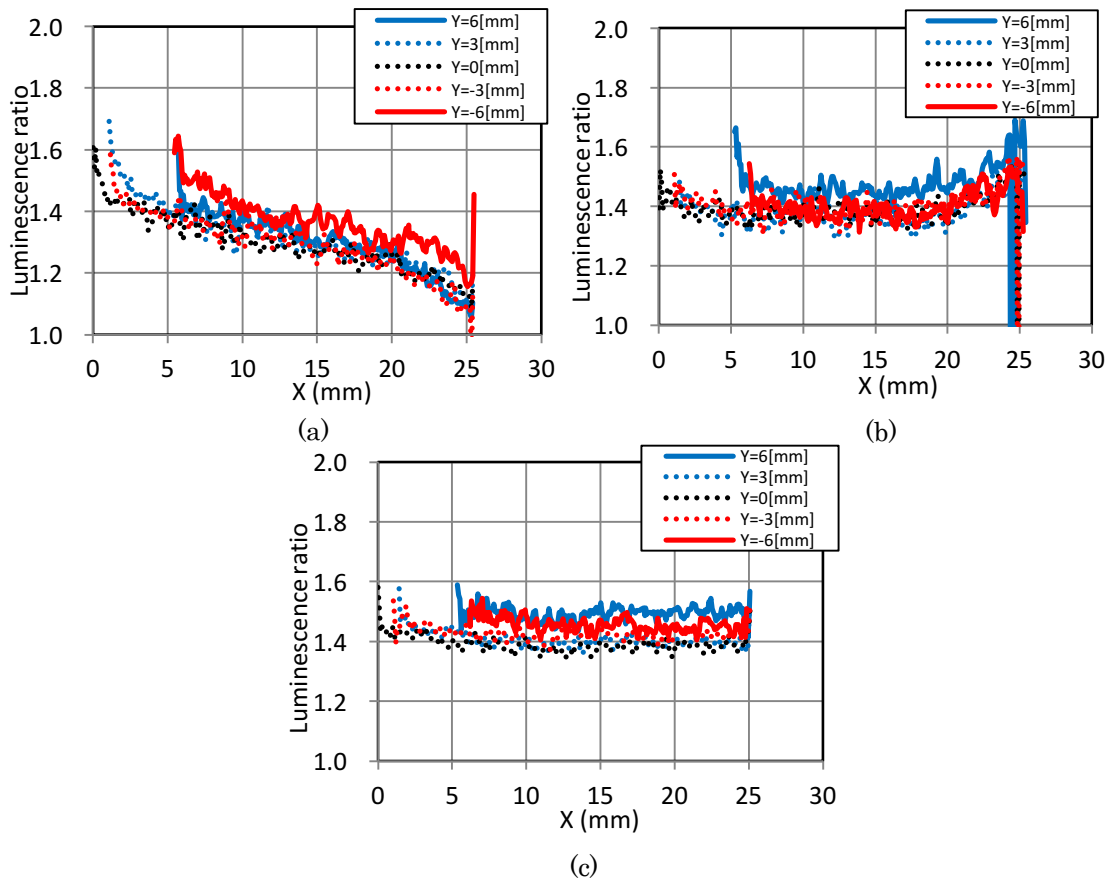


Fig.3-6 Luminescence ratios along the X-axis (longitudinal direction).
 (a) Static dipping; (b) Convective dipping; (c) Rotational dipping.

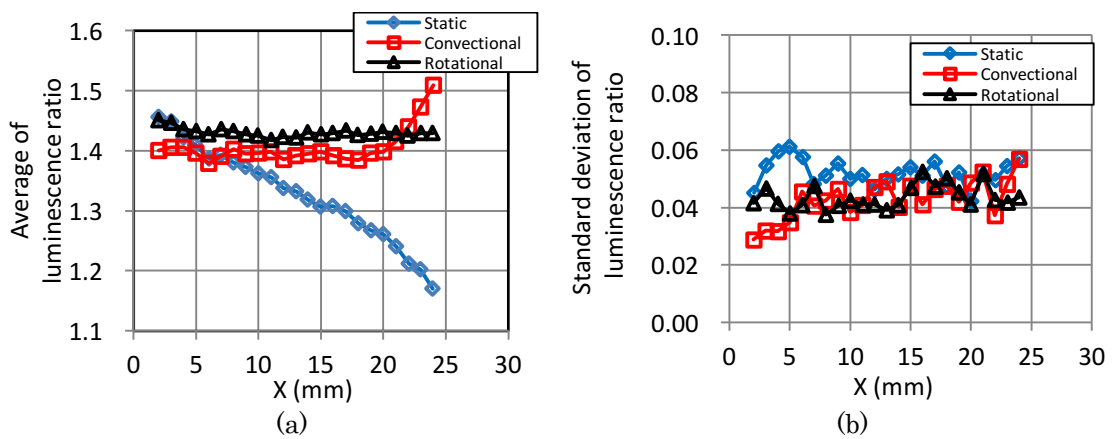


Fig.3-7 Statistical plots of luminescence ratios along the X-axis.
 (a) Average; (b) Standard deviation.

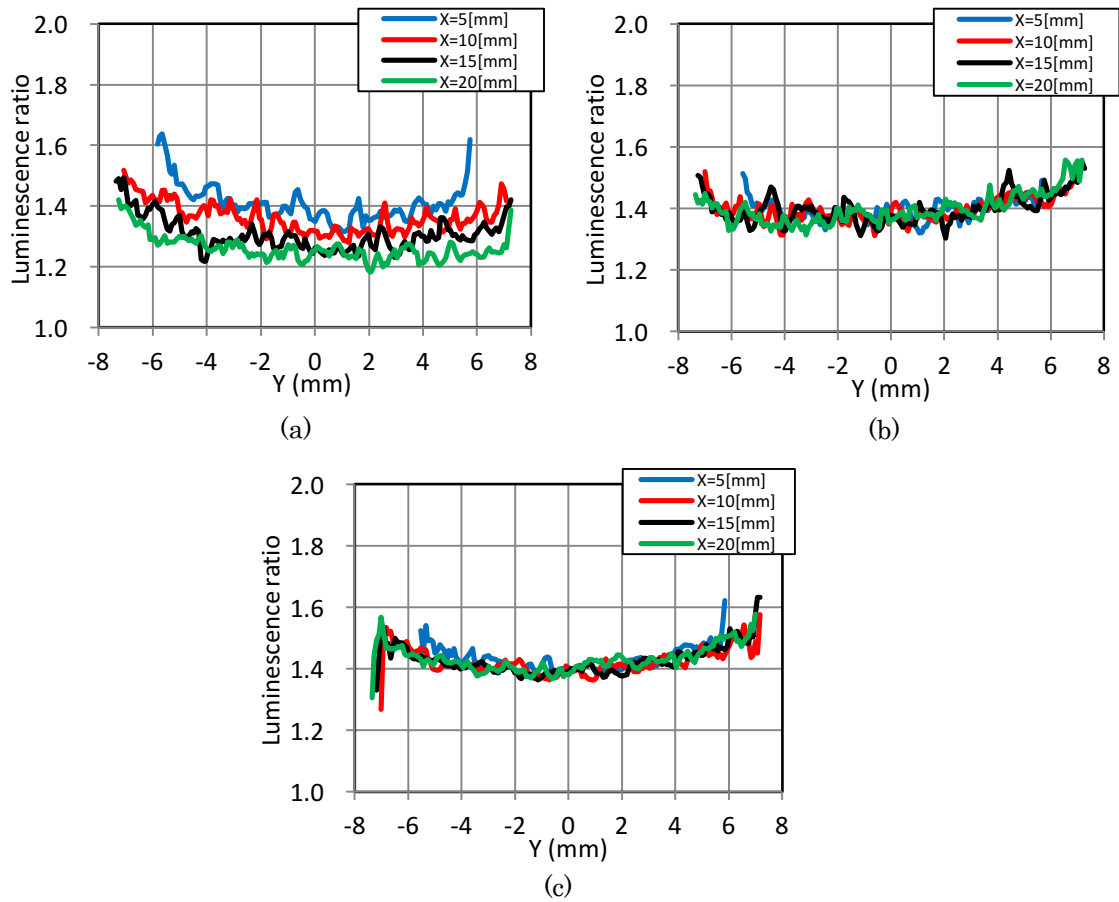


Fig.3-8 Luminescence ratio plots along the Y-axis (circumference direction). (a) Static dipping; (b) Convective dipping; (c) Rotational dipping.

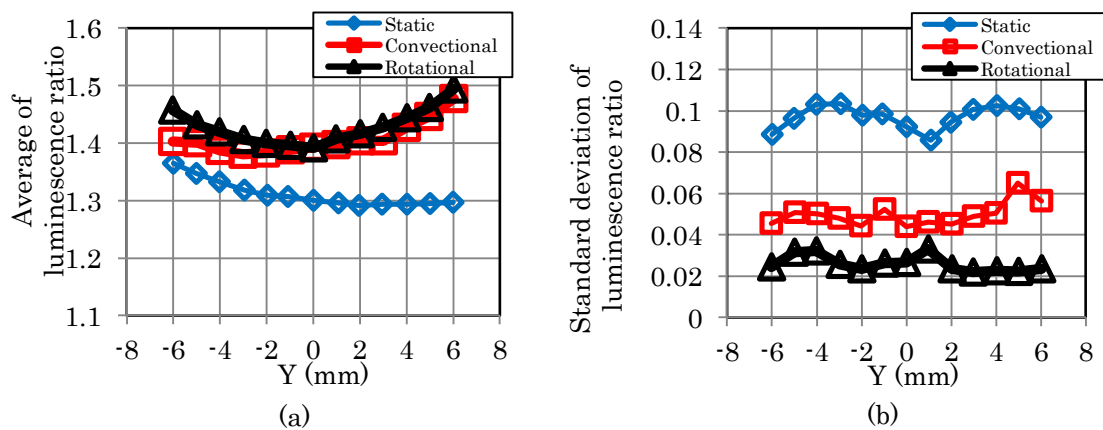


Fig.3-9 Statistical plots of luminescence ratios along the Y-axis. (a) Average; (b) Standard deviation dipping.

たものの、静置法では形状に由来すると考えられる発光比分布の傾向は見られなかった。図 3-9 に示す結果から、その値は静置法で 0.086~0.104, 対流法で 0.044~0.065, 回転法で 0.022~0.033 と、発光比分布の標準偏差は回転法の結果が最も均一である結果を示した。

3. 4 考察

以上の実験結果から、発光色素定着手法であるディッピング法について、静置法、対流法及び回転法を比較したところ、本研究で使用する軸対称物体である鈍頭型模型に対しては、第 3 章の実験で採用した静置法ではなく、対流法または回転法を採用することによって、模型表面における発光比の均一化を図ることができた。このメカニズムについて、溶液の状態に着目すると、静置法に対し、対流法及び回転法においては、いずれも溶液が運動している点が異なるといえる。対流法においては、溶液を加熱することによって生じる自然対流により溶液が運動し、回転法においては、模型を回転させることによって生じる強制対流により溶液が運動する。これらの対流により生じる溶液の運動が発光色素を溶液中で攪拌する効果を生み、模型表面に到達する発光色素の分布を均一にする作用があると考えられた。さらに、対流法と回転法を比較すると、発光比の平均値はいずれも同等の値であったが、標準偏差の値は回転法による結果の方が小さかったことから、回転法がより望ましい手法であるといえる。対流法と回転法で発光比分布に異なる結果が生じた理由としては、溶液の運動に伴う攪拌効果に差が生じたことが考えられた。すなわち、対流法では、底部をビーカーの底に位置した状態で模型の長手方向に対する対流のみが生じたことに対し、回転法では、溶液の攪拌効果に伴う模型の長手方向に対する対流に加え、模型の回転に伴う円周方向の運動が溶液と模型の間に生じたと考えられる。その結果、模型表面に対する溶液の運動が複雑なものとなり、発光色素と模型表面の接触がランダムになったことによって、発光比分布の均一化が図られた。

以上の結果及び考察から、本研究で使用する軸対称物体の鈍頭型模型に対しては、模型自体を回転させながら発光色素を溶解した溶液にディッピングする回転ディッピング法を採用することによって、模型表面における発光比の均一化を図ることができることが示された。さらに、回転ディッピング法は、本研究で使用する模型と類似した形状である軸対称物に対し、例えば、

ロケットのフェアリングにおける PSP/TSP 計測に対しても、有効であることが期待される。

3. 5 第3章のまとめ

本章では、本研究で計測対象としている鈍頭型軸対称模型に対し、較正チャンバー内に設置した模型から得られる発光画像に基づいて得られる発光比分布を模型表面全体で均一とすることを目的として、模型表面に発光色素を定着させる際のディッピング手法に着目し、発光比分布に基づいて評価した。その結果、従来手法として採用していた静止溶液中に静止状態でディッピングする静止法では、模型表面で発光比が一定の分布を示したことに対し、溶液の加熱により溶液中に対流を生じさせた対流法及び溶液中で模型を回転させることによって溶液を攪拌させると同時に模型と溶液の間で相対的な運動を生じさせる回転法では、いずれも模型表面の発光比分布の均一性に改善が見られ、特に回転法でその効果は顕著であった。この結果は、本研究で実施している鈍頭型軸対称模型による飛翔実験において有効であるのみならず、同様の軸対称型模型を使用した PSP/TSP 計測に対しても適用可能であるといえる。

第4章 モーションキャプチャー法 PSP/TSP における画像処理法

4.1 画像処理の目的

4.1.1 画像処理の目的

第2章の結果から、これまでに構築されていた青色 CW レーザーを励起光源とするモーションキャプチャー法 PSP/TSP 計測システムを遷音速域で自由飛翔する物体に対する計測に直接適用することは適当でないことが明らかとなり、第3章ではその原因の一つと考えられる模型表面における発光比分布の均一化について検討し、その改善を図った。そこで、本章では、第2章の考察から得られた実飛翔体に対するモーションキャプチャー法 PSP/TSP 計測システムによる表面圧力・表面温度の非定常計測における改善点のうち、CMOS センサ上のノイズに起因する発光比画像上のノイズの除去法について述べる。

第2章で実施したモーションキャプチャー法 PSP/TSP 計測システムでは、撮影した発光画像の RGB 成分のうち、リファレンス色素とシグナル色素の発光波長に対応した赤及び緑の画像成分から発光比分布を得た後、較正データを適用することによって計測対象物の表面圧力/表面温度分布を取得する。しかしながら、図 2-8(a)及び図 2-9(a)に示した発光画像に基づいて得た圧力分布及び温度分布においては、図 2-8(c)及び図 2-9(c)に示したとおり、計測対象物周辺に多数のノイズが現れ、特に流体力学的に重要な模型と背景の境界部分の情報が曖昧で、計測結果を評価することはできないことが明らかとなった。

発光画像の取得に際しては、励起光以外の光源により発光色素が励起される可能性を排除するため、屋外からの光線の影響のない実験室内において、照明を消灯した環境で飛翔実験を行うことにより発光画像を取得していることから、発光画像内の模型以外の箇所には何らかの入力が生じることは考えられない。事実、図 2-8(a)及び図 2-9(a)に示す発光画像を見る限りでは、図 2-8(c)及び図 2-9(c)に現れるノイズ源となり得る要因は発見できないことから、実験環境による影響が模型周辺のノイズとして現れているとは考えられなかった。しかしながら、Nakakita⁽²³⁾によれば、PSP 計測の際に取得した画像には、イメージセンサー上に生じるバックグラウンドノイズが重畳して記録されることから、そのノイズ分を差し引く必要がある、とされている。このことから、図 2-8(a)及び図 2-9(a)に示す発光画像の模型周辺において目視では輝度情

報が確認できない領域においても、バックグラウンドノイズが存在することを示していると考えられた。さらに、図 2-8(c)及び図 2-9(c)に示す圧力分布及び温度分布を見ると、模型周辺のノイズに相当する箇所には、無限大を示している箇所も多数認められたことから、発光比分布を求める際のリファレンス画像とシグナル画像の間で行う除算に模型周辺のノイズの原因があると考えられた。

そこで、本章では、PSP/TSP 計測に際して生ずる模型周辺のノイズを除去することによって、PSP/TSP 計測に有効な画像処理アルゴリズムを提案することを目的とした。

4. 1. 2 画像処理法の検討

本研究で取り扱う発光画像は、(1) 励起状態にある発光色素からの発光情報と(2) 背景情報の 2 つの要素から構成されており、模型周辺のノイズは背景情報の領域に含まれている。また、解析に必要な情報は発光色素からの発光情報のみであるため、ノイズの有無にかかわらず、背景情報を除去することが可能である。このような画像に対し、必要な領域のみを抽出する手法は、画像処理の分野で「領域抽出 (Segmentation)」と呼ばれており、基本的な手法だけでもいくつかの手法が紹介されている。村上⁽³⁷⁾によれば、本研究で対象とする発光画像では、解析対象とする形状があらかじめわかっていることから、パターンマッチングに代表されるマスク処理を行う手法が適切と言える。しかしながら、流体力学実験における汎用性を考慮すると、空力弾性の影響を評価する際などには、実験中における模型の形状が実験前後と異なるため、解析対象とする形状をあらかじめ把握することが困難である。そこで、マスク処理に使用するマスクをあらかじめ取得しておくのではなく、発光画像中からマスクを取得する手法が適切といえる。前述のとおり、本研究で取り扱う発光画像は、発光情報と背景情報に分類することが可能であることから、このような画像情報は、2 値化して扱うことが可能である。そこで、本章においても、発光画像に対する 2 値化処理を行うことによって発光情報の領域を抽出することによって、背景情報を除去し、背景情報の領域に現れる模型周辺のノイズを除去する手法について検討することとした。

田村⁽³⁸⁾によれば、2 値画像の取得は、解析対象となる濃淡画像における濃度の変化点を抽出することによるといえ、濃度ヒストグラムに対する閾値設

定法とエッジ検出法がその代表的な手法として挙げられる。濃度ヒストグラムに対する閾値設定法として基本的な手法としては、濃度ヒストグラムに明確な谷が存在する場合に利用するモード法や判別分析法が提案されているが、明確な谷が生じない場合や背景と図形の面積が大きく異なる場合などにおいて適当でない閾値を与える場合がある。そこで、本研究では、発光画像における模型の形状を抽出するため、エッジ検出による発光画像の2値化手法を採用することとして、発光画像中に含まれる模型の形状情報に基づくマスク画像の取得を行った。

ところで、第2章で取得・解析した発光画像には、飛翔速度と露光時間の関係による移動ブレが含まれていることも明らかとなり、これらの点を改善する必要があることが明らかとなっている。移動ブレの除去手法としては、Juliano ら⁽¹⁷⁾、Disotel ら⁽¹⁸⁾により **Image Correlation** 法が提案されている。**Image Correlation** 法は、画像処理におけるブレ除去法として一般的なウィナーフィルタを用いたデコンボリューションに基づく手法であり、Juliano ら、Disotel らは、回転するローター表面の圧力分布計測に適用した寿命法による PSP に対し、計測対象物の各所における移動量を数学的に明らかにすることによって点像拡大関数を定義し、デコンボリューションを実施している。しかしながら、本研究において計測対象としている鈍頭型軸対称模型における計測では、飛翔方向への移動量が移動ブレの支配的な成分であると考えることが可能であることから、単純な移動量に基づいて移動ブレの影響を除去することが可能であると考えられた。そこで、本章でも Juliano ら及び Disotel らの採用した **Image Correlation** 法を適用することによって、移動ブレの除去を試みる。

以上の背景に基づき、本章では、モーションキャプチャー法 PSP/TSP に対して適用する画像処理アルゴリズムを開発することを目的として、(1)エッジ検出による発光画像中の計測対象物検出法の検証、(2)**Image Correlation** 法による移動ブレ除去の効果と適用可能性の検証についてまとめることを目的とした。

4. 2 実験方法

4. 2. 1 計測模型の前処理

画像処理法の検討に際し、鈍頭型軸対称模型の飛翔実験を行って検討用の発光画像を取得した。発光画像の取得に際しては、シグナル色素とリファレンス色素の発光比分布の不均一性が画像処理に影響することを避けるため、第4章で得られた結果に基づいて模型頭部を下向きに保持した状態でディッピング溶液に浸漬し、870 rpm で模型を回転させながら3分間保持する回転ディッピング法を採用し、第3章で使用した鈍頭型軸対称模型と寸法、材質、加工法、陽極酸化処理条件及びディッピング溶液の仕様を同一とした上で、模型の前処理を行った。

飛翔実験の実験装置の概要を図4-1に示す。実験装置の配置は第3章に示した実験の際と大きな変更はないが、カラー高速カメラを高速、高感度であるVision Research製Phantom V1610に変更し、発光情報を記録した。また、模型の飛翔速度は、射出口から1mの位置に設置した赤外線スクリーン(Oehler製Model57)と計測部(Oehler製System85)で構成された検速器により計測した。赤外線スクリーンは0.25m間隔で3枚が設置され、1枚目と3枚目のスクリーンの通過時間差から飛翔速度を計測し、2枚目と3枚目の通過時間差から求めた飛翔速度と比較してエラーの度合いを判定するシス

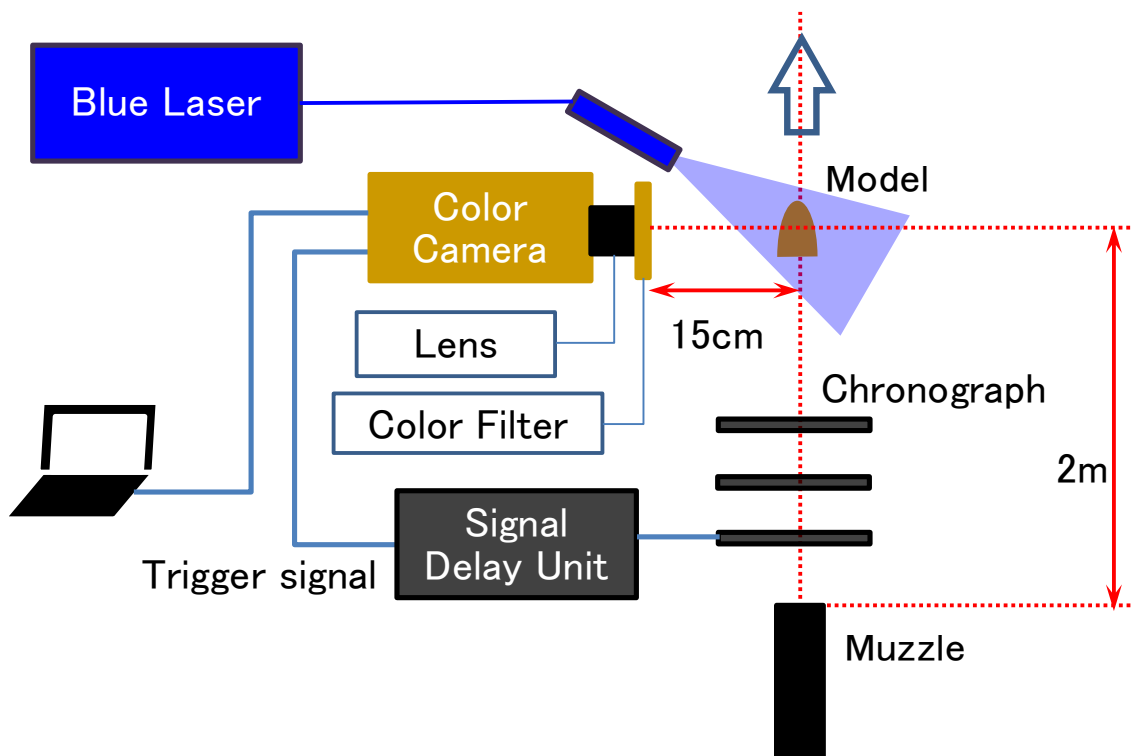


Fig.4-1 Sketch of the experimental setup.

テムである。このスクリーンからの出力は、計測部への接続ケーブルを分岐することによって、高速度カメラのトリガ信号出力にも使用した。ただし、検速器の赤外線スクリーンからの出力信号は、パルス幅が高速度カメラのトリガ入力としては不十分であったことから、信号ディレイ装置（Berkeley Nucleonics Corporation 製 Pulse/Delay Generator Model 505）を介してパルス幅を調整した上で高速度カメラのトリガ信号として入力した。高速度カメラへのトリガ信号出力に際して、検速器からのシグナル入力に対するディレイ時間は $0 \mu\text{s}$ に設定した。

4. 2. 2 画像処理方法

上記の実験装置を用いて取得した発光画像に対する一連の画像処理には、MATLAB 2015b (Mathworks 製) を用いた。処理のフローを図 4-2 に示す。検証対象の発光画像に対し、まず、移動ブレの影響を除去するためにウィナーフィルタを用いたデコンボリューションを実施した。デコンボリューションを行った後、エッジ検出により計測対象のモデルの輪郭を抽出した上で、膨張・収縮のモルフォロジー操作⁽³⁹⁾を行うことによって解析対象画像中におけるモデルの位置を特定した発光情報の領域を抽出した。求めた発光画像の領域を用いて解析対象画像にマスク処理を行うことによって、解析対象画像中のモデル周辺のノイズ成分を背景情報と共に除去した。

エッジ検出に際しては、その効果を比較するため、ソーベル法、ラプラシ

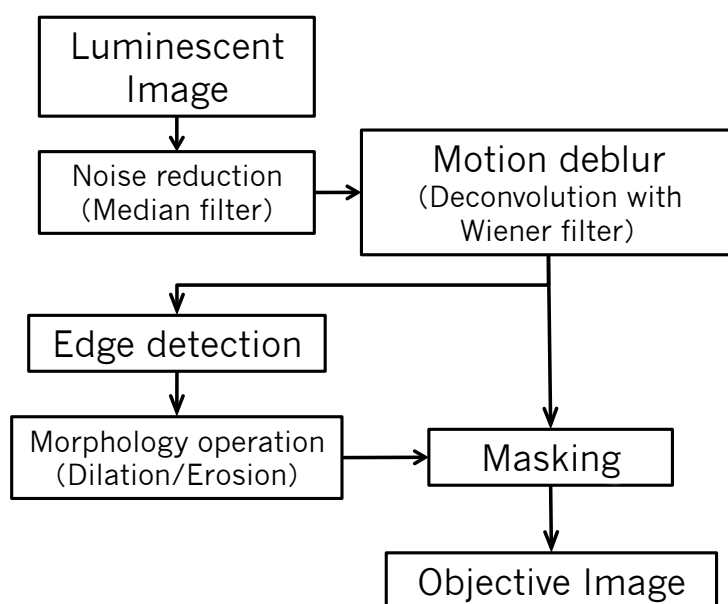


Fig.4-2 Image processing flow for Motion-Capturing PSP/TSP.

アン法及びキャニー法を使用した。キャニー法においては、その閾値を 0.1 及び 0.5 とした。モルフォロジー操作では、各エッジ検出法により抽出した模型の輪郭に対して、その内部を塗りつぶすために十分な回数 of 操作を繰り返す必要があることから、1 回あたり 5 ピクセル分の膨張及び収縮を 50 回ずつ繰り返した。エッジ検出以降、一連の操作の後に得られる画像はバイナリ画像であることから、各ピクセルは 0 又は 1 の情報となる。そのため、模型の位置を抽出した画像と発光画像の積を求めることによって、模型の発光情報以外の輝度値情報を 0 に置き換えることが可能となり、模型周辺のノイズ成分を除去することが可能となる。

なお、エッジ検出及びモルフォロジー操作による画像処理は、解析に使用した MATLAB の仕様上、取得されたカラー画像のうち RGB のいずれかの画像情報に対してのみ処理が可能であった。本研究で取得する RGB 画像のうち、R 画像には流体现象に基づく信号情報及び G 画像には流体现象に関係しない参照情報が記録され、カメラレンズに取り付けたロングパスフィルターの作用により B 画像にはイメージセンサー上に生じるノイズ以外に有効な輝度情報は記録されない。そこで、本章における画像処理法の検証に際しては、輝度値が十分に大きく、かつ理想的には流体现象に応じて輝度値が変化しない G 画像に対して処理を行い、検出された模型位置を RGB 画像に適用することによって、発光画像中における模型の位置情報を反映させることとした。

4. 3 実験結果

4. 3. 1 発光画像の取得と Image Correlation 法による発光画像の移動ブレ除去

図 4-3 に、本章における画像処理の検証を目的として行った飛翔実験により取得した発光画像を示す。図 4-3(a)はモーションキャプチャー法 PSP を適用した模型による発光情報であり、画像取得時の各条件は、飛翔速度が 394.9 m/s、高速度撮影の撮影速度が 33,009 fps、露光時間が 20 μ s であった。図 4-3(b)及び(c)はいずれもモーションキャプチャー法 TSP を適用した模型による発光情報であり、画像取得時の各条件は、飛翔速度が 382.0m/s 及び 348.7 m/s、高速度撮影の撮影速度及び露光時間がいずれも 33,009 fps 及び 5 μ s であった。

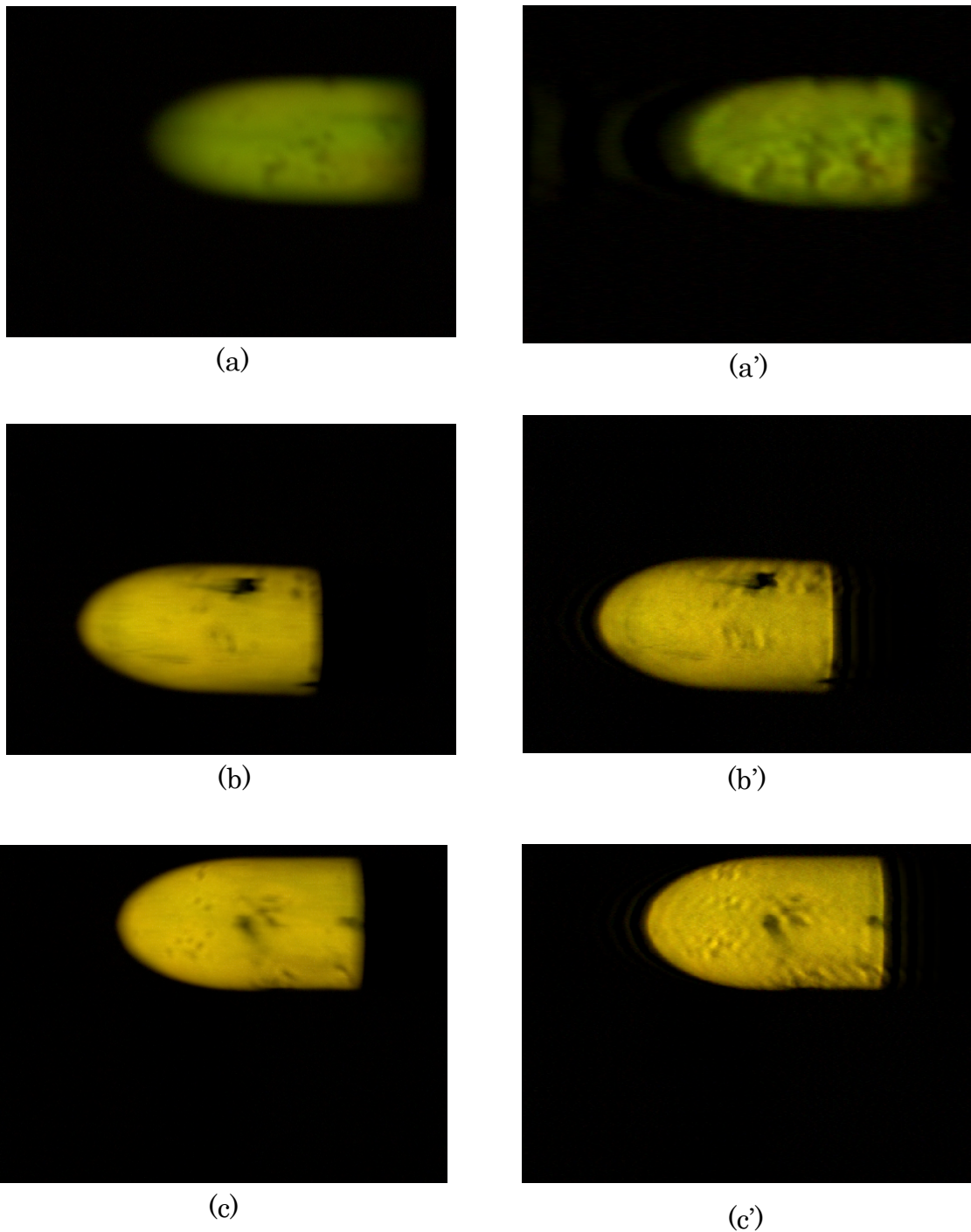


Fig. 4-3 Luminescence image for evaluation of image processing algorithm.
 (a) Acquired image with PSP coated mode; (b) Acquired image with TSP coated model; (c) Acquired image with TSP coated model
 (a') ~ (c') Deconvoluted images for original images shown in (a)~(c')

図 4-3(a)~図 4-3(c)に示す発光画像に対し、Image Correlation 法を用いて移動ブレを除去した画像を図 4-3(a')~図 4-3(c')に示す。これらの画像は、移

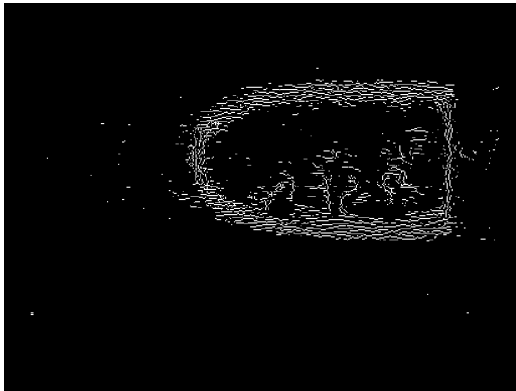
動ブレの除去に際し、模型の飛翔速度、高速度撮影条件に基づいて移動量を計算した上で、図 4-3(a)～図 4-3(c)における模型の高さ方向の大きさと模型寸法に基づいて計算されるアスペクト比を用いて移動ブレに伴うピクセル移動量を算出されるブレ量を各画像取得時の移動ブレ量として定義し、ウィーナーフィルタを用いることによってデコンボリューションを行った。

図 4-3(a')～図 4-3(c')に示す移動ブレ除去後の発光画像を見ると、従来の Image Correlation 法を適用することによって移動ブレの影響を除去できている。

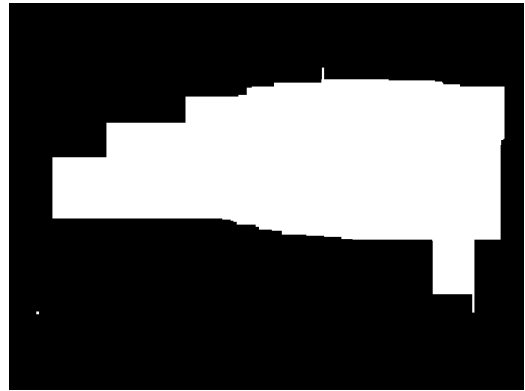
4. 3. 2 発光画像における模型領域の抽出

図 4-3(a')～図 4-3(c')に示す移動ブレ除去後の画像に対して模型領域を抽出するため、ソーベル、ラプラシアン及びキャニーの 3 種類のエッジ検出法を適用した後に一連のモルフォロジー操作を行った結果を、図 4-4～図 4-6 に示す。PSP に領域検出法を適用した図 4-4 を見ると、図 4-4(a)から、ソーベル法では、模型周囲を中心に細かいノイズ成分がエッジとして検出されていることに加え、模型の輪郭周辺に多数のエッジを認識しており、模型の輪郭を明瞭に捉えることはできていない。また、ラプラシアン法では、画像全体に存在するノイズ成分をエッジとして認識しており、こちらも模型の輪郭を明瞭に捉えることはできていない。その結果、モルフォロジー操作により抽出した領域も模型の輪郭を捉えた結果とはなっていない。一方、キャニー法では、模型周辺に見られるノイズ成分をエッジとして認識することはなく、ソーベル法及びラプラシアン法と比較すると模型の輪郭を抽出できているといえる。しかしながら、エッジ検出に使用した図 4-3(a')に示す発光画像の輪郭と比較すると、模型の輪郭のみを明瞭に抽出することは言い難く、その結果、モルフォロジー操作により抽出した領域を模型の形状と比較すると、模型以外の領域が検出されている。

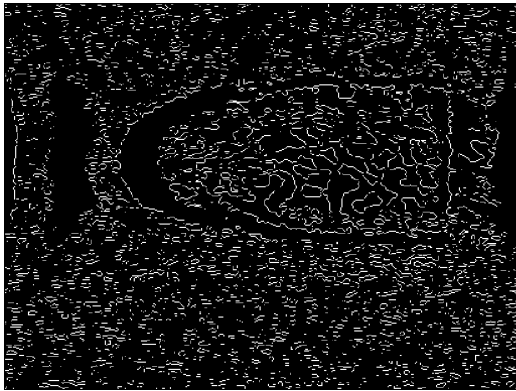
TSP に領域検出法を適用した図 4-5 及び図 4-6 を見ると、図 4-5(a)及び図 4-6(a)から、ソーベル法では、頭部付近及び底部付近に模型の輪郭と並行なエッジが検出されている様子が見られるが、それ以外の模型周囲の領域にエッジは検出されていない。その結果、図 4-5(a')及び図 4-6(a')に示すモルフォロジー操作により抽出された模型領域は、PSP に領域検出法を適用した図 5-3(a')と比較すると、模型領域を比較的良好に抽出することができているとい



(a)



(a')



(b)



(b')

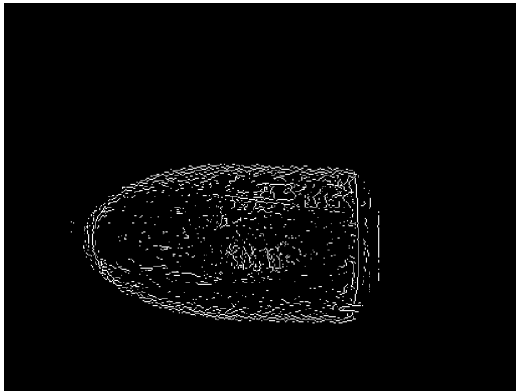


(c)

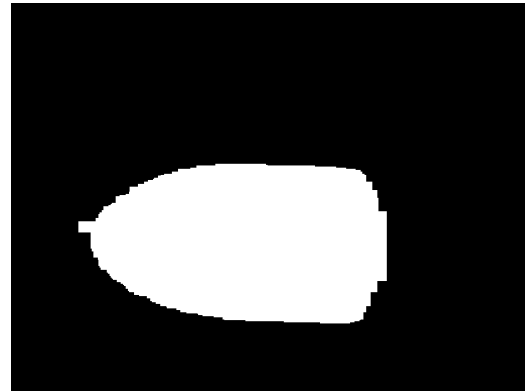


(c')

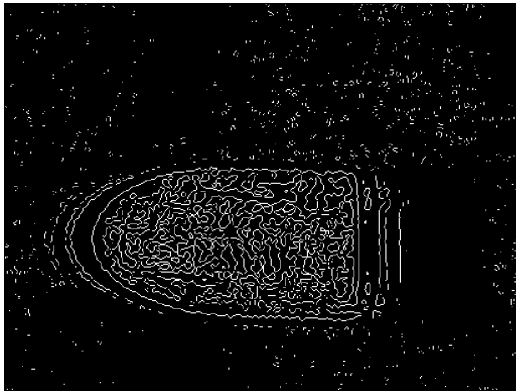
Fig. 4-4 Comparison of the area detection technique for a deconvoluted luminescence image with a PSP coated model shown in Fig.5-2(a').
Edge detected images by (a) Sobel; (b) Laplacian; (c) Canny
Area detected images by (a') Sobel; (b') Laplacian; (c') Canny



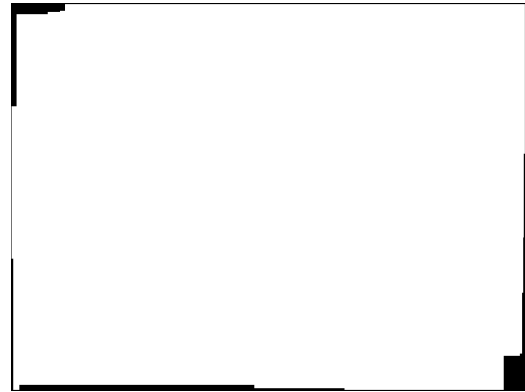
(a)



(a')



(b)



(b')

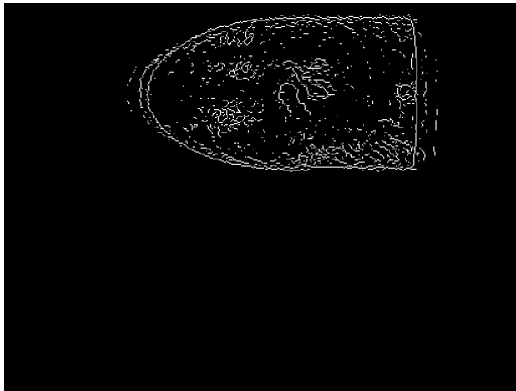


(c)



(c')

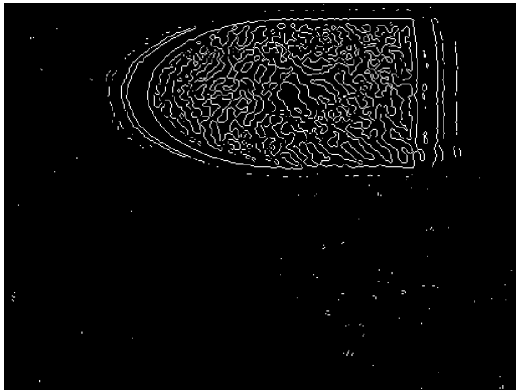
Fig. 4-5 Comparison of the area detection technique for a deconvoluted luminescence image with a TSP coated model shown in Fig.5-2(b').
Edge detected images by (a) Sobel; (b) Laplacian; (c) Canny
Area detected images by (a') Sobel; (b') Laplacian; (c') Canny



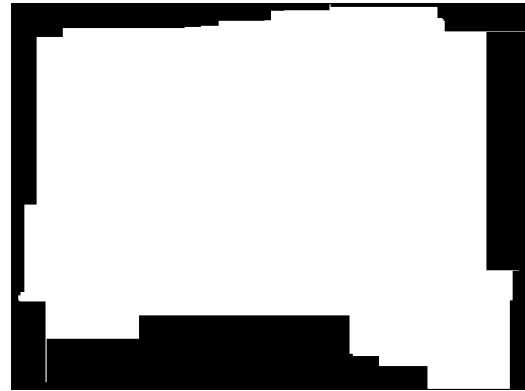
(a)



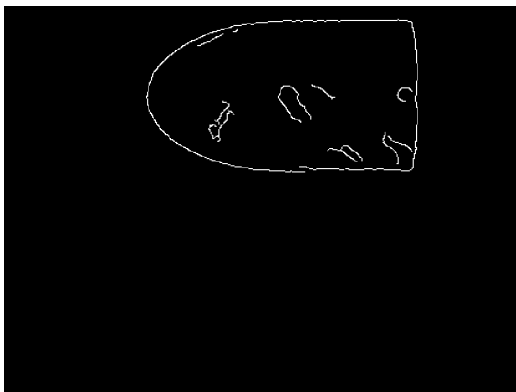
(a')



(b)



(b')



(c)



(c')

Fig. 4-6 Comparison of the area detection technique for a deconvoluted luminescence image with a TSP coated model shown in Fig.5-2(c').
Edge detected images by (a) Sobel; (b) Laplacian; (c) Canny
Area detected images by (a') Sobel; (b') Laplacian; (c') Canny

えるが、エッジ検出に使用した図 4-3(b')及び図 4-3(c')の模型形状と比較すると、模型領域のみを十分に抽出できたとは言い難い。また、ラプラシアン法を適用した結果である図 4-5(b)及び図 4-6(b)を見ると、PSP に適用した図 4-4(b)と比較して画像全体に存在するノイズ成分に対し、エッジとして認識することは減ったといえるものの、こちらも頭部及び底部で模型の輪郭に並行な要素をエッジとして認識しており、こちらも模型の輪郭のみを明瞭に捉えることはできていない。その結果、モルフォロジー操作により抽出した領域も模型の輪郭を捉えた結果とはなっていない。一方、キャニー法を適用した結果である図 4-5(c)及び図 4-6(c')では、図 4-5(c)で模型上部の輪郭を検出することができていないものの、それ以外の領域では模型の輪郭のみを明瞭に検出しているほか、模型周辺のノイズ成分をエッジとして認識することはなかった。その結果、モルフォロジー操作により抽出した領域を模型の形状と比較すると、図 4-5(c')に示す模型上部が僅かに欠落していることを除けば、模型の領域のみが適切に検出されている。

4. 4 考察

図 4-4～図 4-6 に示すとおり、ソーベル法及びラプラシアン法では、模型の輪郭以外の箇所でもエッジを検出した結果、一連の操作で模型周辺のノイズ成分が残存している様子が見られる。一方で、キャニー法では模型の輪郭のみを抽出できる可能性があることが示唆された。そこで、発光比分布を検証することによって、領域検出法のアルゴリズムを検証することとした。検証に際しては、図 4-3(a')～図 4-3(c')に示した移動ブレの影響を除去した画像に対し、解析対象領域として模型周辺の任意の領域を抽出した上で当該解析領域画像を用いて得られた発光比分布を用いることとした。得られた発光比分布に対し、一連のエッジ検出及びモルフォロジー操作によって抽出した模型領域を適用した結果を、図 4-7～図 4-9 に示す。なお、図 4-7～図 4-9 には、発光比分布の取得のために図 4-3(a)～図 4-3(c)に示す発光画像から解析対象領域として抽出した模型周辺の発光画像を示すとともに、発光比分布の比較対照のために移動ブレ除去前の発光画像に基づいて得られた発光比分布を合わせて示した。

PSP により得られた発光比画像を図 4-7 に示し、TSP により得られた発光比画像を図 4-8 及び図 4-9 に示す。図 4-7(c)から、移動ブレの影響を除去して

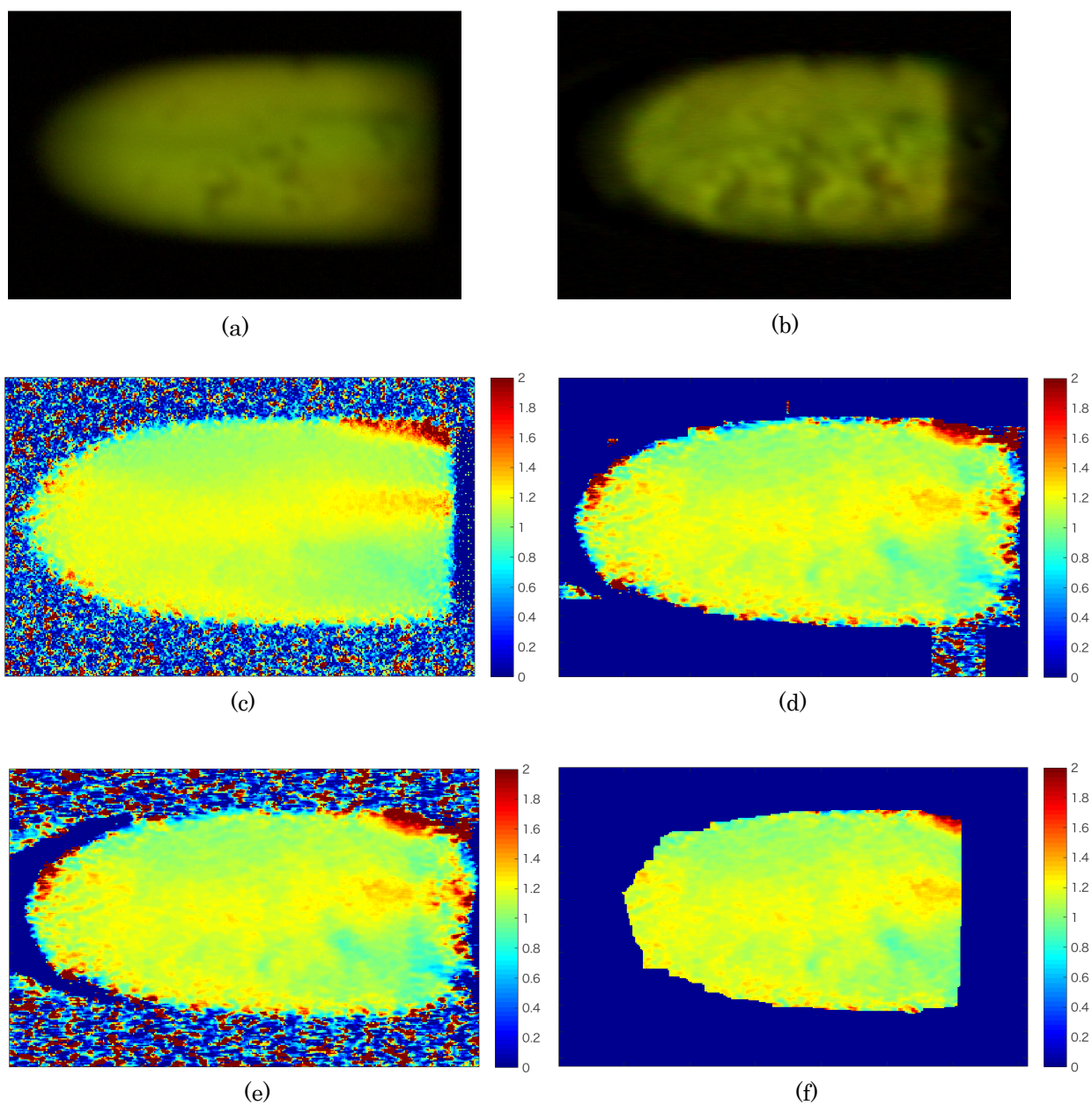


Fig. 4-7 Comparison of luminescence ratio distribution with the area detection technique for a luminescence image.

- (a) Extracted image around a PSP coated model shown in Fig.5-2(a)
- (b) Extracted image around a PSP coated mode shown in Fig.5-2(a')
- (c) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (a)
- (d) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (b) combined with the area detected by sobel.
- (e) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (b) combined with the area detected by laplacian.
- (f) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (b) combined with the area detected by canny.

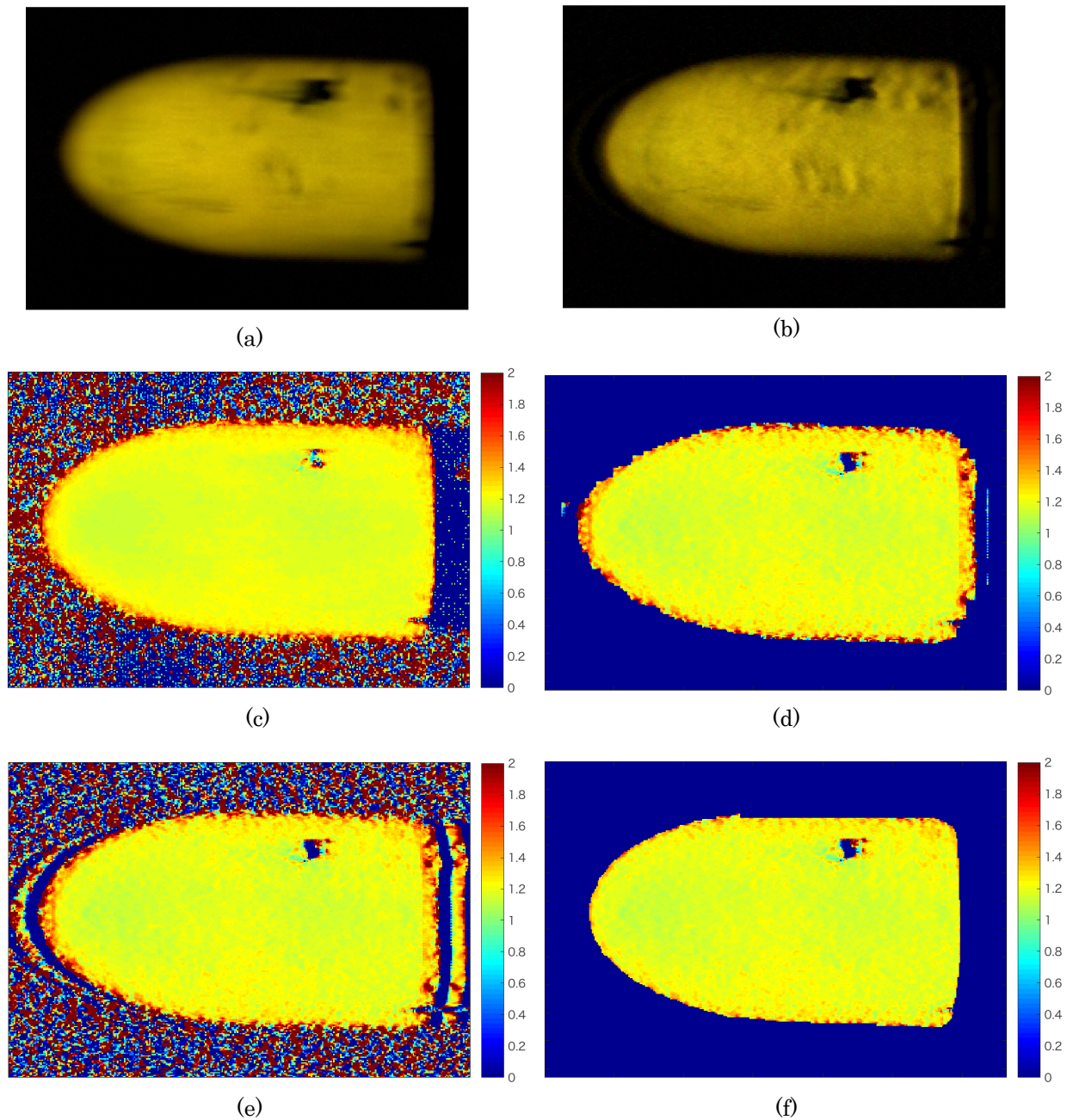


Fig. 4-8 Comparison of luminescence ratio distribution with the area detection technique for a luminescence image.

- (a) Extracted image around a TSP coated model shown in Fig.5-2(b)
- (b) Extracted image around a TSP coated mode shown in Fig.5-2(b')
- (c) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (a)
- (d) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (b) combined with the area detected by sobel.
- (e) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (b) combined with the area detected by laplacian.
- (f) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (b) combined with the area detected by canny.

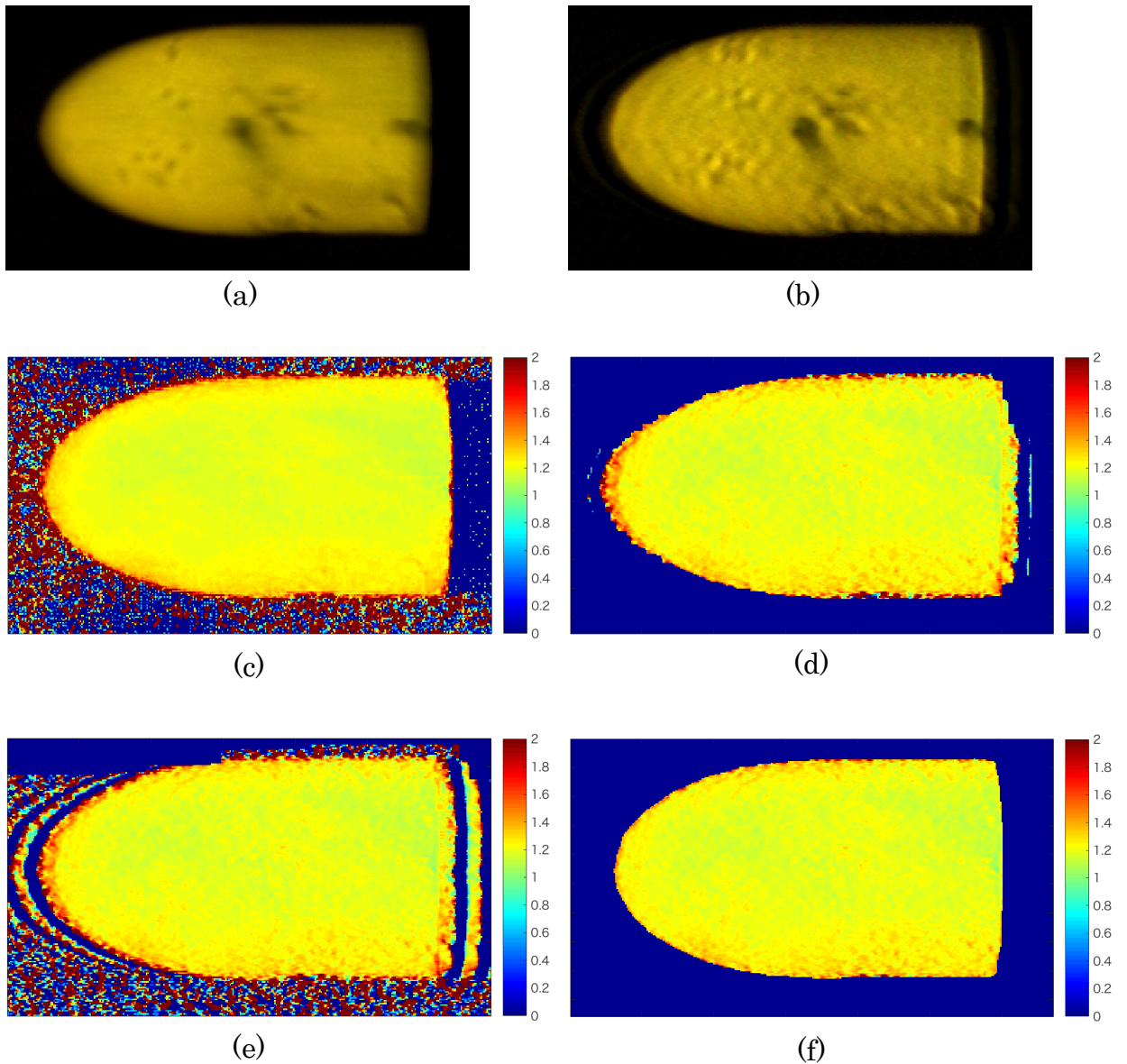


Fig. 4-9 Comparison of luminescence ratio distribution with the area detection technique for a luminescence image.

- (a) Extracted image around a TSP coated model shown in Fig.5-2(c)
- (b) Extracted image around a TSP coated mode shown in Fig.5-2(c')
- (c) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (a)
- (d) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (b) combined with the area detected by sobel.
- (e) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (b) combined with the area detected by laplacian.
- (f) Luminescence ratio distribution based on the image shown in (b) combined with the area detected by canny.

いない発光画像から得られた発光比分布には、模型周辺全体にノイズが見られるほか、移動ブレによるアスペクト比の変化が残存した様子が認められる。また、図 4-8(c)及び図 4-9(c)から、模型周辺にノイズが見られるほか、模型輪郭付近で全体的に発光比が高い様子が見られる。一方で、ソーベル法により模型の領域抽出を行った結果、図 4-7(d)、図 4-8(d)及び図 4-9(d)に示す発光比画像では、模型周辺のノイズが一部に残存していることに加え、図 4-7(d)では図 4-7(c)と比較してアスペクト比にも大きな変化は見られない。また、ラプラシアン法により領域抽出を行った結果、図 4-7(e)、図 4-8(e)及び図 4-9(e)に示す発光比画像では、模型周辺のノイズがほぼそのまま残存しているが、模型頭部付近の円弧状の領域でわずかにノイズの分布が変化している様子が見られるほか、図 4-8(e)及び図 4-9(e)では底部付近の領域にもノイズの分布が変化している様子が見られる。また、図 4-7～図 4-9 の(c)と(e)に示す発光比画像の頭部付近及び底部付近をそれぞれ比較すると、いずれの領域でも発光比分布は異なっていることがわかる。頭部付近及び底部付近に認められたこれらの変化は、デコンボリューションにより生じた可能性が高いと考えられた。デコンボリューションに際しては、計算に S/N 比を使用する必要があり、S/N 比によって周囲に現れるノイズの様子は変化することが知られている⁽⁴⁰⁾が、本章では、模型の移動方向である画像に対して水平方向に移動ブレを定義してデコンボリューション処理を行っていることから、頭部付近及び底部付近に見られたこれらの変化は、いずれも移動ブレの除去によるデコンボリューションにより生じたノイズ成分と考えられた。一方、図 4-7(f)、図 4-8(f)及び図 4-9(f)に示すキャニー法により領域抽出を行った発光比画像では、ソーベル法及びラプラシアン法による領域抽出の結果と比較すると、図 4-7(b)、図 4-8(b)及び図 4-9(b)に示す移動ブレ除去後の発光画像の領域に近い結果が得られている。しかしながら、図 4-7(f)に示す発光比画像は、模型の領域を正確に反映しているとは言い難い。

4. 5 第4章のまとめ

本章では、PSP/TSP 計測に対し、従来から提案されている Image Correlation 法による移動ブレ除去手法に加え、エッジ検出及びモルフォロジー操作に基づく領域抽出法を適用する画像処理アルゴリズムを提案し、その性能を検証した。エッジ検出法としてソーベル法、ラプラシアン法及びキャ

ニー法を比較した結果，キャニー法を用いたエッジ検出にモルフォロジー操作を組み合わせることによって，模型の輪郭を的確に捉え，発光画像中における模型の領域を抽出することが可能であることが示された．本章の結果では，発光画像取得時の焦点ブレの影響を排除することはできなかったが，**Image Correlation** 法の中で焦点ブレを表す点像拡大関数を定義することができれば，焦点ブレの影響を排除することも可能である可能性がある．

第5章 改良型モーションキャプチャー法 PSP/TSP による非定常状態計測とその評価

5. 1 実験及び数値計算の目的

第3章で明らかとなった、計測対象物全体におけるシグナル色素とリファレンス色素の発光比の不均一性については、第4章の結果、発光色素定着の際のディッピング法を見直すことによって、改善できることが示された。また、CMOS センサ上のノイズに起因する発光比画像上の計測物周辺のノイズについては、第5章の結果、発光画像取得後の画像処理によってノイズによる影響を排除できることが示された。そこで、本章では、これまでの手法を適用することによって鈍頭型軸対称模型の飛翔実験を行い、PSP/TSP による飛翔中の模型表面における圧力及び温度計測を試みると共に、得られた圧力及び温度の分布の物理的妥当性を評価することを目的とした。

なお、発光画像に含まれるブレに基づくボケは、ウィーナーフィルタを用いたデコンボリューションによってその影響を除くことが可能であるが、ブレの特性を示す点像関数を特定する必要がある。ブレの要因のうち、移動ブレに対する点像関数は、飛翔速度と露光時間の関係に基づいて計測後に特定することが容易であるが、焦点ブレに対しては、撮影時の合焦位置と実際に模型が通過した位置の関係を明らかにする必要があるため、焦点ブレの特性を示す点像関数の特定は困難であることが多い。そこで、本章での実験では、励起光にパルス光を用いることによって、ブレに基づく影響を最小限にすることで、実飛翔体の表面状態計測を行い、その結果を評価することとした。

5. 2 実験及び数値計算の装置及び方法

5. 2. 1 計測模型の前処理

実験には第2章以降で使用している鈍頭型軸対称模型を使用した。模型の前処理は第4章と同様の条件で模型表面に陽極酸化被膜を形成した後、PSP のシグナル色素にバソフェンルテニム、TSP のシグナル色素にローダミン B を適用し、リファレンス色素にフルオレセインを使用した溶液を用いて回転ディッピング法により発光色素を模型表面に定着させた。

計測模型の較正データは、第2章と同様、後述する実験装置を構成する高速カメラ及び励起光源を用いて較正チャンバーを用いた *a priori* 法により取得した。

5. 2. 2 実験装置及び実験方法

飛行実験の実験装置の概要を図 5-1 に示す。実験装置の配置は第 4 章に示した実験の際と大きな変更はないが、高速度カラーカメラを高速、高感度である Vision Research 製 Phantom V2010 (ISO 感度 6400) に変更し、発光情報を記録した。模型の飛行速度は、射出口から 1.0 m の位置に赤外線スクリーン (Oehler 製 Model57) を設置し、計測部 (Oehler 製 System85) により構成された検速器により計測した。このスクリーンからの出力は、計測部への接続ケーブルを分岐することによって、高速度カメラ及び励起光源へのトリガ信号出力にも使用した。本章での実験に際しては、第 5 章までに使用してきた青色 CW レーザーの中心波長 455 nm がバソフェニルテニウムの吸収波長に対して理想的ではなく、励起光源として十分な発光を得られたとは言い難かったことから、ルテニウム錯体の吸収波長スペクトルを参照⁽²⁸⁾し、紫外線パルスレーザー (Lambda Physik 製 Optex) を使用した。当該パルスレーザー装置は、中心波長 243 nm の紫外光をパルス幅 5 μ s で出力可能なエキシマレーザー装置であるが、パルス間隔が 30 Hz であることに加え、ト

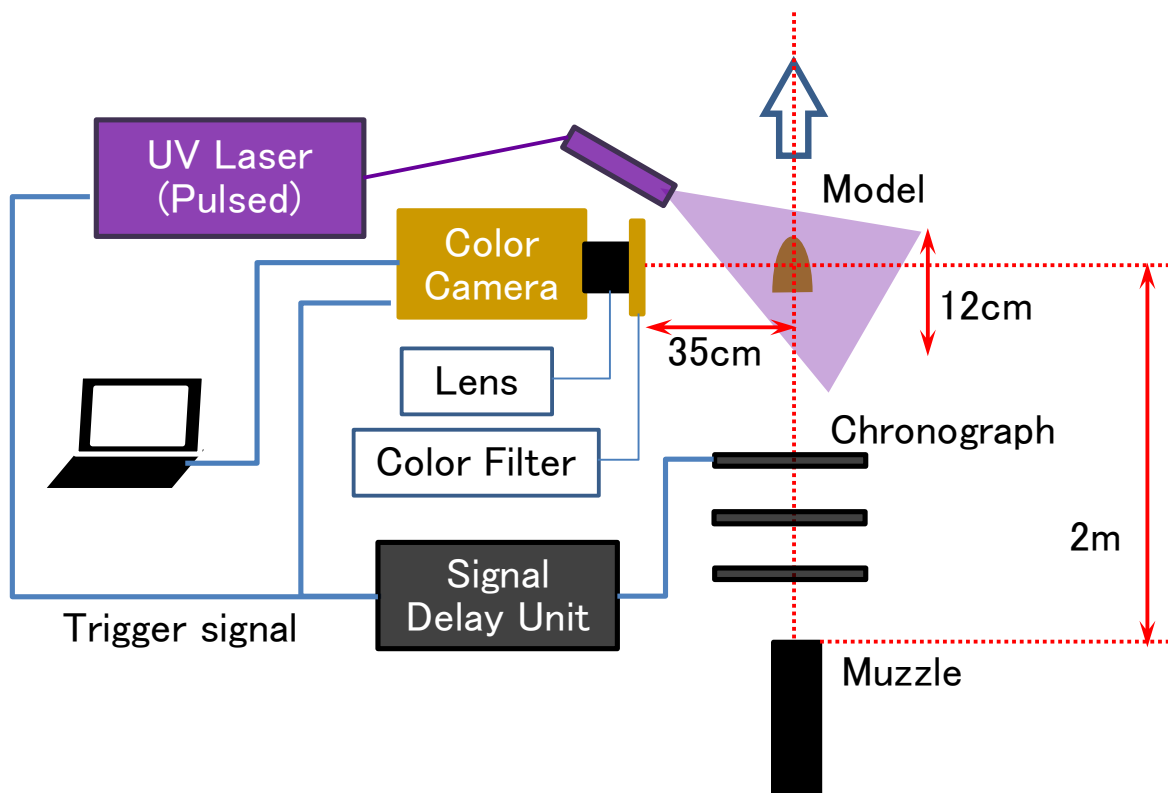


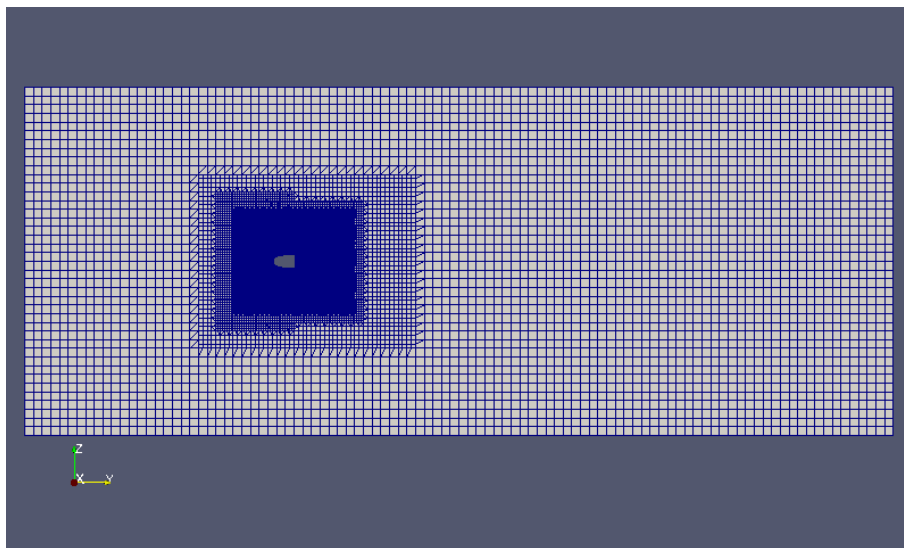
Fig.5-1 Sketch of the experimental setup with pulsed UV laser.

リガ入力がフォトセンサのみであり、一般的な電氣的入力に対応していなかった。そこで、検速器からのパルス信号を信号ディレイ装置 (Berkeley Nucleonics Corporation 製 Pulse/Delay Generator Model 505) に取り込み、パルス幅及びトリガタイミングを調整した上で高速度カメラ及び励起光源へのトリガ信号として出力した。出力したトリガ信号は、緑色 LED の発光に使用し、LED の発光をパルスレーザー装置のトリガ入力として検知させることによって励起光を照射した。トリガ信号の出力に際して、検速器からの入力信号に対するディレイ時間は $600 \mu\text{s}$ に設定したが、飛翔速度の変動による模型撮影位置の変動を最小限にとどめるため、3枚で構成される検速器の赤外線スクリーンのうち、3枚目のスクリーンからトリガ出力を取り出した。さらに、同じ理由から、励起光の照射範囲は飛翔方向 120 mm とした。このレーザー装置は、パルス幅 $5 \mu\text{s}$ のパルスレーザーを 30 Hz で照射する装置であるため、第3章での実験と異なり、発光画像を連続的に取得することはできないが、モーションキャプチャー法 PSP/TSP の性能を検証するためには十分であると判断し、採用した。

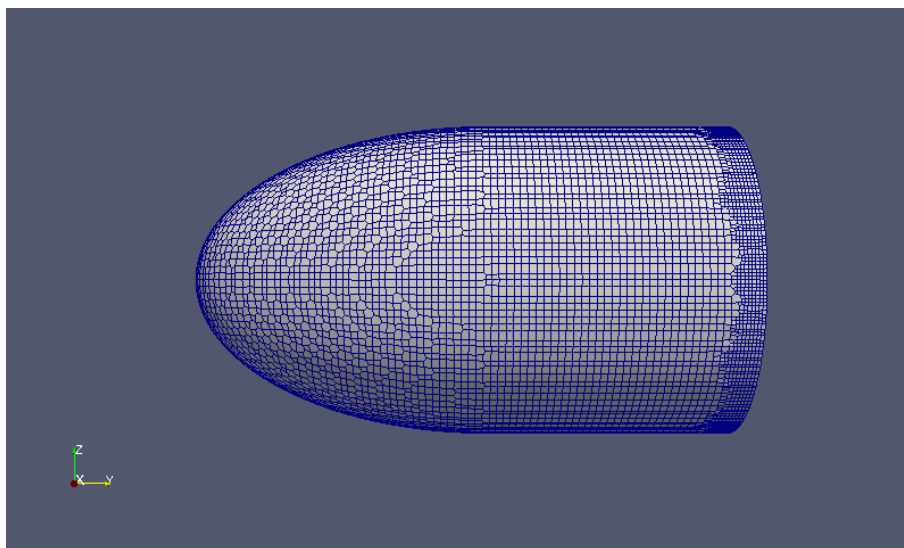
実験により取得した発光画像に基づく圧力・温度分布の計算に際しては、第4章で示した画像処理フローに基づき、キャニー法によるエッジ検出及びモルフォロジー操作による模型領域を抽出した後、取得した発光画像のうち参照画像である緑成分の輝度値と信号画像である赤成分の輝度値を用いて発光比分布を取得した上で較正データを適用した。なお、キャニー法によるエッジ検出に際しては、その閾値を 0.2 及び 0.8 に設定した。

5. 2. 3 数値計算環境及び各種条件

前項の実験により得られた圧力及び温度分布の物理的妥当性を評価するための計算環境を以下に示す。数値計算にはワークステーション MacPro (Late2013, CPU: 3.5 GHz 6-Core Intel Xeon E5, メモリ: 64 GB 1866 MHz , OS: MacOS 10.11) を使用し、オープンソースの偏微分方程式ソルバである OpenFOAM (Ver.2.3.0) を用いて模型周りの流れ場に対し、3次元非定常計算を行った。計算の時間ステップは $1 \times 10^{-7} \text{ s}$ とし、実験設定である 400 m/s の飛翔速度で 2 m 飛翔時点での結果を得るため、 $5 \times 10^{-3} \text{ s}$ で計算終了とした。計算空間を $400 \times 1000 \times 400 \text{ mm}$ 、主流流速 400 m/s 、主流温度 295 K 、模型の迎角 0 deg とした。メッシュは OpenFOAM に搭載されている



(a)



(b)

Fig.5-2 Grids for flow simulation around a blunt nose axisymmetric model.
(a) Cross section of y-z plane.
(b) Grids on a model.

SnappyHexMesh 機能を使用して自動生成した。メッシュ総数は約 238 万であった。図 5-2 に計算空間及び模型表面のメッシュの様子を示す。境界条件は模型表面で滑りなしとし、壁面熱伝達については、なし及びあり（熱伝達率 $h = 10, 100 \text{ W/m}^2\text{-s}$ ）の 3 ケースについて解析した。メッシュ生成に際し

ては、計算の収束性を優先するため、模型周辺の流れ場における境界層を解像できなかったため、模型の壁面近傍では壁関数を用いて近似計算を行った。計算空間の主流方向では主流流速での流出入、側壁で滑り及び断熱とした。流れ場は乱流と仮定し、乱流モデルに $k-\omega$ SST を用いた。計算空間は OpenMPI を用いて 8 分割し、OpenFOAM に実装されている超音速非定常解析ソルバである sonicFoam を用いて並列計算を行った。以上の条件で計算を行った結果、計算時間は約 3 日であった。計算結果の可視化及び実験結果の評価のためのデータ抽出は、フリーウェアである ParaView4.1 を用いて行った。

流れ場の状態を層流と仮定するか乱流と仮定するかについては、以下のとおり検討した。Mack⁽⁴¹⁾によれば、平板上の臨界レイノルズ数とマッハ数の関係としてマッハ数 $M = 4.5$ 付近で臨界レイノルズ数は最小値である $Re = 1 \times 10^6$ とされており、マッハ数 $M = 2.0$ 付近では 3×10^6 程度とされている。Malik⁽⁴²⁾によれば、コーン型物体表面における臨界レイノルズ数はマッハ数 $M = 4.5$ 付近で最小値である $Re = 2.6 \times 10^6$ 程度であり、マッハ数 $M = 2.0$ 付近では $Re = 3 \times 10^6$ 程度とされている。本研究で使用している軸対称模型の直径に基づくレイノルズ数は、飛行速度 400 m/s で $Re = 3.3 \times 10^5$ であることから、これらの文献値に基づけば、流れ場を層流とみなす必要がある。しかしながら、本研究では飛行実験による評価を行っていることから、アーチェリー矢を用いた飛行実験を行うことにより矢の表面における境界層遷移を調べた Miyazaki ら⁽⁴³⁾の研究結果によると、アーチェリー矢の飛行実験においては、迎え角が極めて小さな姿勢で飛行したにもかかわらず、 $Re = 1.1 \times 10^4$ で境界層が層流から乱流に遷移しているとされている。Miyazaki らの結果は、本研究で実施している飛行実験と実験条件が近いことから、本研究で対象としている模型表面の境界層も乱流とみなすことができると判断した。以上の検討に基づいて、本研究においては、Miyazaki らの飛行実験の結果に基づいて流れ場を乱流と仮定し、数値計算を行った。

5. 3 実験結果

5. 3. 1 モーションキャプチャー法 PSP による計測の結果

図 5-3 に、モーションキャプチャー法 PSP を適用し、励起光に UV パルスレーザーを用いて行った飛行実験により取得した発光画像、発光画像中の模型

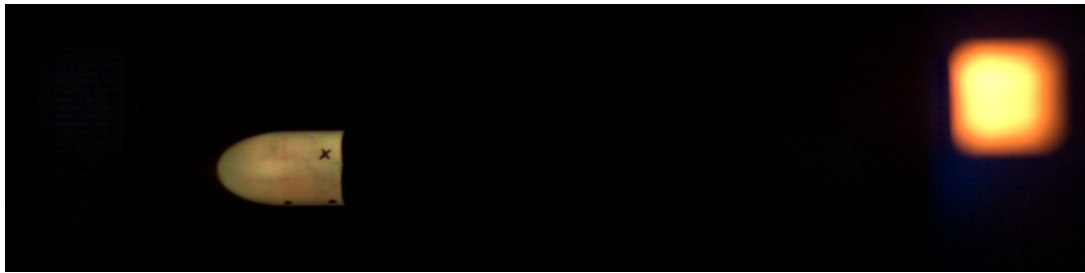
領域検出結果及び発光画像から求めた模型表面の圧力分布を示す。画像取得の各条件は、検速器からの信号入力に対するディレイ時間を $915[\mu\text{s}]$ とし、高速度撮影の撮影速度が $50,000\text{ fps}$ 、露光時間が $19\ \mu\text{s}$ であったが、飛行速度は検速器のエラーにより計測できなかった。図 5-3(a)に示すとおり、第4章までの飛行実験で取得した発光画像と比較し、露光時間の設定は同程度であったにもかかわらず、明瞭な発光画像が取得された。その結果、図 5-3(b)及び(c)に示すとおり、画像処理による模型領域の抽出も的確に行われている。しかしながら、図 5-3(d)に示す模型表面の圧力分布を見ると、模型頭部で圧力の高い分布が得られているものの、その値は 100 kPa 程度と大気圧程度の値を示していた。実験は大気中で行っていることから、図 5-3(d)に示す圧力分布から模型の飛行により生じる流体力の作用に基づく圧力上昇の様子を定量的に捉えることができたとは言い難かった。

5. 3. 2 モーションキャプチャー法 TSP による計測の結果

図 5-4～図 5-6 に、モーションキャプチャー法 TSP を適用し、励起光に UV パルスレーザーを用いて行った飛行実験により取得した発光画像、発光画像中の模型領域検出結果及び発光画像から求めた模型表面の温度分布を示す。画像取得の各条件は、いずれも検速器からの信号入力に対するディレイ時間を $600\ \mu\text{s}$ とし、飛行速度は高速度撮影の撮影速度が $120,171\text{ fps}$ 、露光時間が $7.9\ \mu\text{s}$ であり、飛行速度はそれぞれ 403.2 m/s 、 368.7 m/s 及び 398.7 m/s であった。図 5-4(a)～図 5-6(a)に示すとおり、第4章までの飛行実験で取得した発光画像と比較し、露光時間の設定は長く設定したにもかかわらず、いずれも明瞭な発光画像が取得された。その結果、図 5-4(b)～図 5-6(b)及び図 5-4(c)～図 5-6(c)に示すとおり、画像処理による模型領域の抽出も的確に行われている。図 5-4(d)～図 5-6(d)に示す模型表面の温度分布を見ると、いずれも模型頭部で温度の高い分布が得られているが、図 5-4(d)及び図 5-5(d)ではその最大値が $200\text{ }^\circ\text{C}$ 程度であり、図 5-6(d)では最大値が $80\text{ }^\circ\text{C}$ 程度を示していた。これらの定量的な数値については、数値計算結果との比較により評価する必要がある。

5. 4 数値計算結果

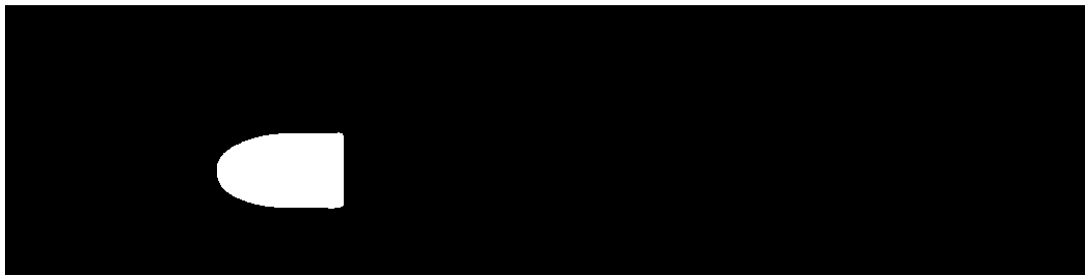
5. 2. 3 に示した計算環境及び計算条件に基づいて行った数値計算の結



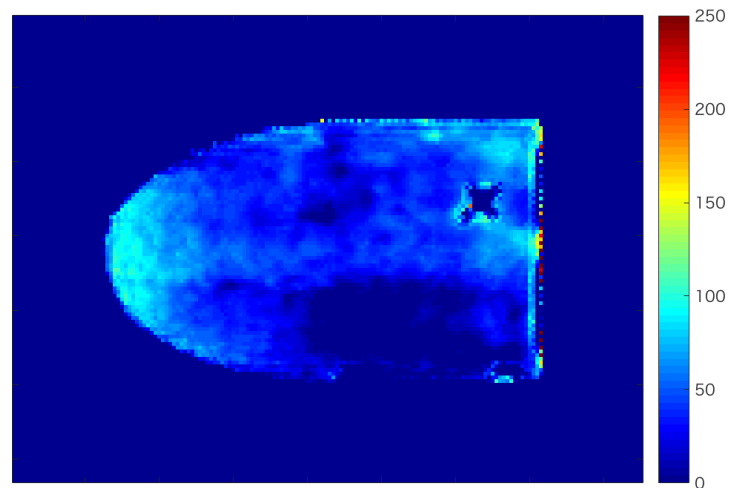
(a)



(b)

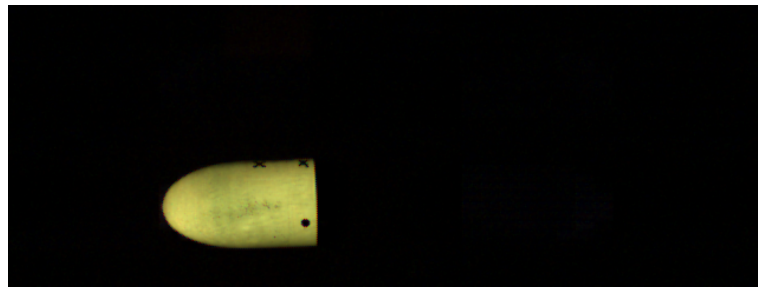


(c)

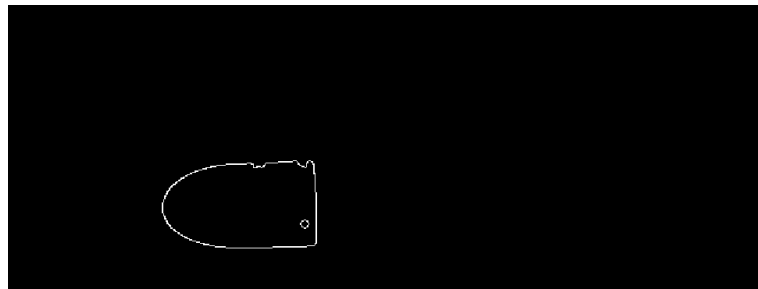


(d)

Fig.5-3 Pressure map measured by Motion-Capturing PSP method.
(a) Luminescence image of a PSP coated model excited by pulsed UV laser
(b) Edge detected image of a PSP coated model shown in (a)
(c) Area detected image of a PSP coated model shown in (a)
(d) Pressure map converted from the luminescence image shown in (a)



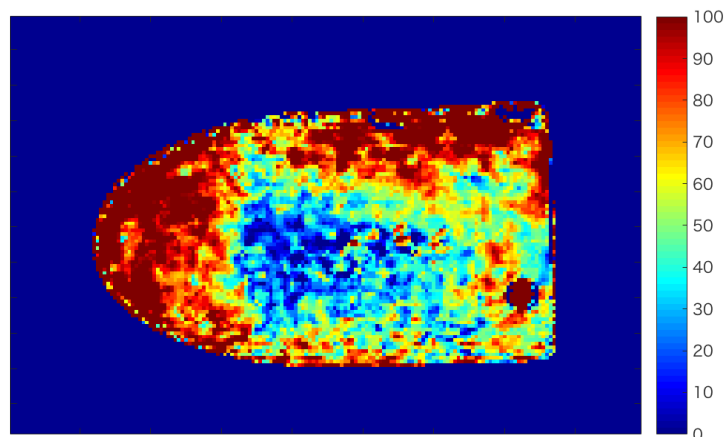
(a)



(b)

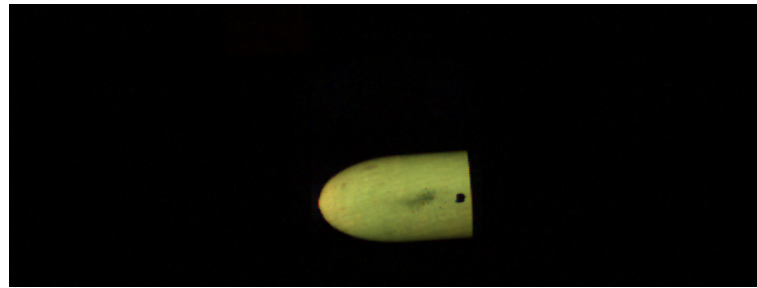


(c)

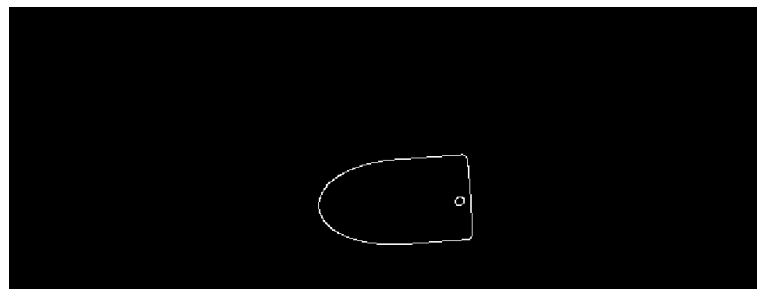


(d)

Fig.5-4 Temperature map measured by Motion-Capturing TSP method.
(a) Luminescence image of a TSP coated model excited by pulsed UV laser
(b) Edge detected image of a TSP coated model shown in (a)
(c) Area detected image of a TSP coated model shown in (a)
(d) Temperature map converted from the luminescence image shown in (a)



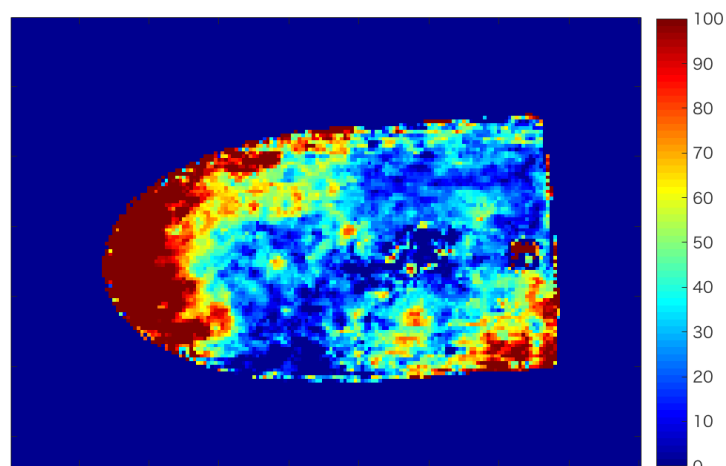
(a)



(b)

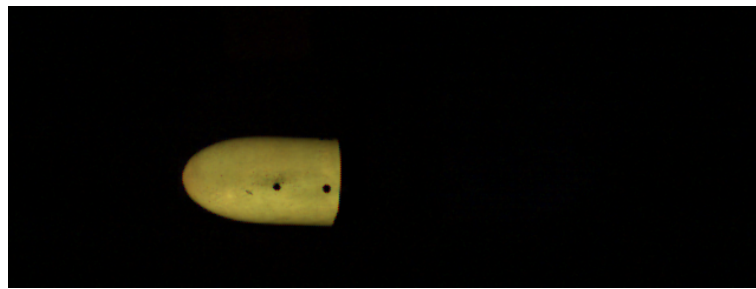


(c)

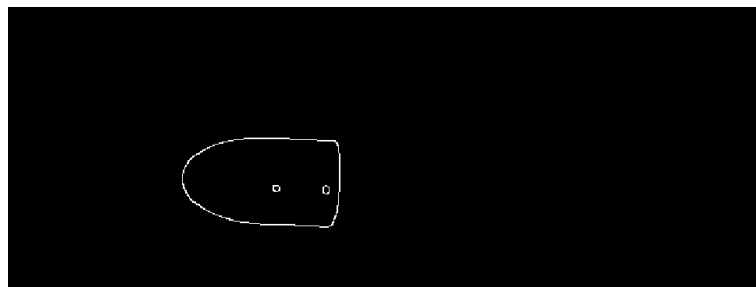


(d)

Fig.5-5 Temperature map measured by Motion-Capturing TSP method.
(a) Luminescence image of a TSP coated model excited by pulsed UV laser
(b) Edge detected image of a TSP coated model shown in (a)
(c) Area detected image of a TSP coated model shown in (a)
(d) Temperature map converted from the luminescence image shown in (a)



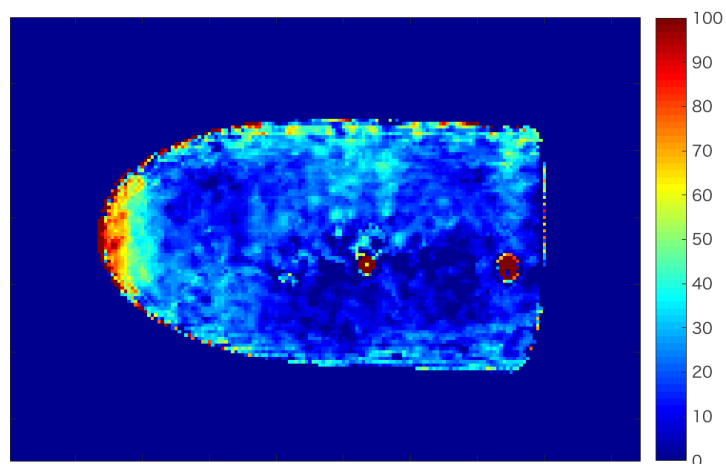
(a)



(b)

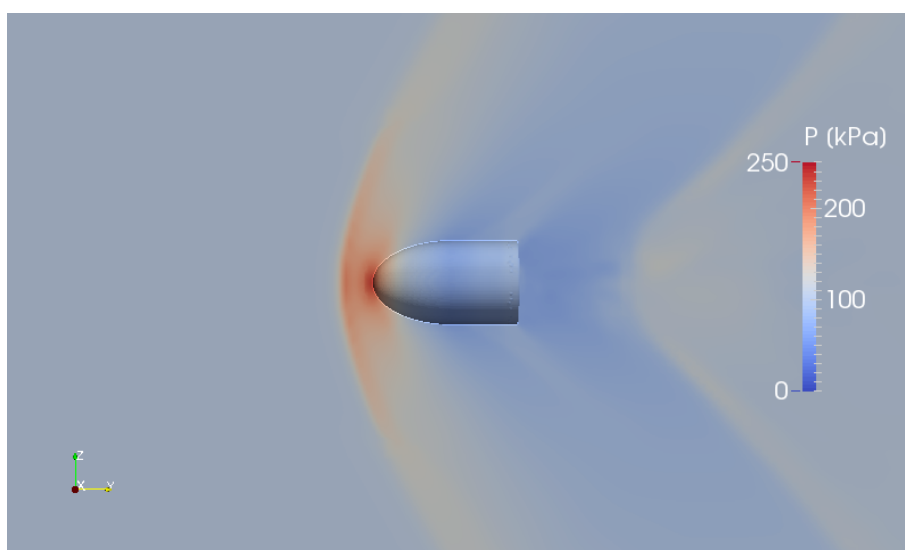


(c)

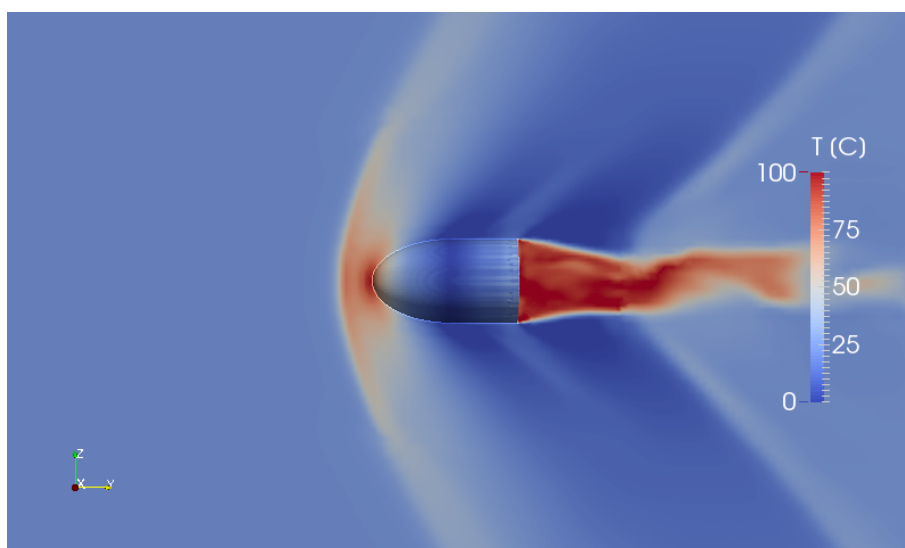


(d)

Fig.5-6 Temperature map measured by Motion-Capturing TSP method.
(a) Luminescence image of a TSP coated model excited by pulsed UV laser
(b) Edge detected image of a TSP coated model shown in (a)
(c) Area detected image of a TSP coated model shown in (a)
(d) Temperature map converted from the luminescence image shown in (a)



(a)



(b)

Fig.5-7 State of flow field around a blunt nose axisymmetric model obtained by CFD simulation with heat transfer coefficient $h = 100 \text{ W/m}^2\cdot\text{s}$.

(a) Pressure distribution

(b) Temperature distribution

果，得られた模型表面及び模型周囲の流れ場における圧力分布及び温度分布と，淀み点における圧力と温度の時間変化の様子をそれぞれ図 5-7 に示す。図 5-7(a)に示す圧力分布の結果から，模型頭部前方及び模型後方には離脱衝撃波が現れているほか，弱い衝撃波が模型側面に現れている様子が見られる。また，図 5-8(b)に示す温度分布の結果から，圧力分布で見られた衝撃波の位

置に対応して温度の急激な変化を示す様子が見られる。さらに、模型頭部で圧力及び温度が上昇している様子が見られ、模型側面で最小値を示した後、衝撃波を過ぎて圧力及び温度がわずかに上昇している様子が見られる。本章における数値計算は、主流流速 400 m/s、主流温度 295 Kで行っており、主流流速はマッハ数 $M=1.18$ と遷音速領域であることから、模型頭部での圧力・温度の上昇が見られること及び模型周辺に衝撃波が見られることは妥当な結果といえる。さらに、模型表面の圧力分布・温度分布は、いずれも円周方向に軸対称性が見られたほか、淀み点における圧力分布・温度分布の時間変化を確認したところ、計算時間が 1×10^{-3} s 経過後では定常状態に至っていた。そこで、PSP/TSPによる計測結果との比較のため、数値計算結果を円周方向に対して空間平均すると共に、 $3 \sim 5 \times 10^{-3}$ s の間の 21 点について時間平均を行い、比較データとした。

5. 5 考察

5. 5. 1 数値計算結果との比較による考察

鈍頭型軸対称模型に対しモーシオンキャプチャー法 PSP を適用することによって実験的に得られた圧力分布について、数値計算により得られた圧力分布を用いて、その流体力学的妥当性を評価した。

図 5-8 に模型表面の圧力分布の結果を比較した様子を示す。図 5-8 に示す圧力分布のうち、数値計算から得られた結果については、模型表面の熱伝達条件が異なる 3 ケースすべてをプロットしたが、熱伝達条件の相違は圧力分布に影響しなかった。図 5-8 に示す数値計算結果のプロットは、模型表面の圧力分布に円周方向の軸対称性が見られたため、円周方向の平均値である。また、非定常計算を行ったものの、淀み点圧力は計算の初期に大きく変化したものの、計算を進めるにつれて定常状態とみなすことができたことから、定常状態とみなすことのできる時間領域において時間平均を取っている。

数値計算の結果、模型表面の圧力は頭部で最大値を取り、模型中央に向けて減少した後、わずかに上昇する様子が見られる。一方、実験により得られた結果は、模型頭部で圧力が最大値を示しており、模型中央に向けて減少した後、値が上昇している様子が見られる。したがって、定性的に両者の傾向は一致しているといえ、飛翔実験にモーシオンキャプチャー法 PSP を適用することによって、圧力情報を得ることができたといえる。しかしながら、圧

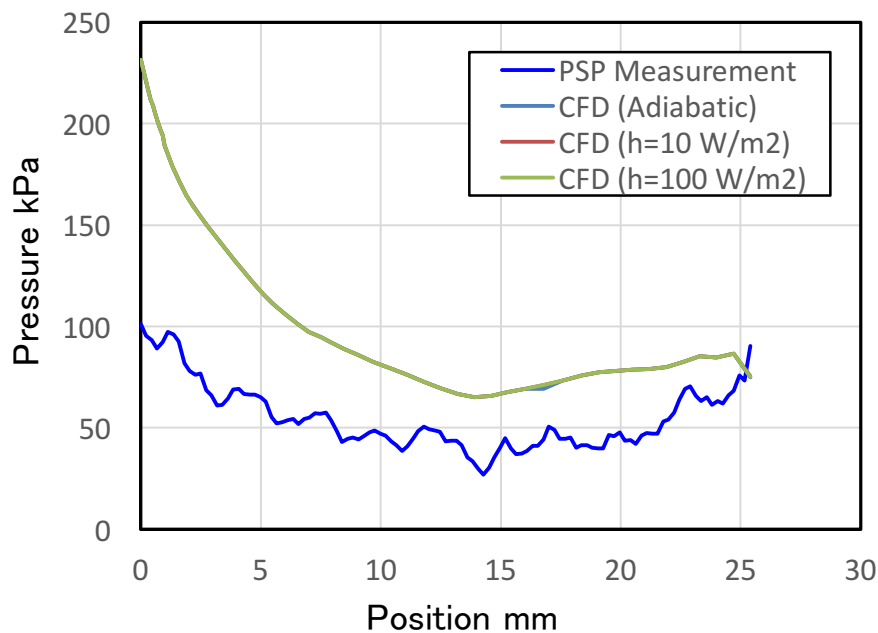


Fig.5-8 Comparison plot of pressure distribution between experimental measurement and CFD simulations on a blunt nose axisymmetric model.

力の値を数値計算の結果と比較すると大きく異なっていることから、実験により得られた圧力分布の値は定量的に妥当な値ではなく、流体力学的に妥当な結果が得られたということとはできない。

モーショントラッキング法 PSP を適用して得られた圧力分布が流体力学的に妥当でない結果となった理由について、大きな要因としては、発光色素に用いたバソフェニルテニウムの温度感度が作用している可能性が考えられた。Liu ら⁽²⁸⁾によれば、PSP 計測における発光色素の温度感度は計測精度に最も影響するため、温度補正が必要であるとしている。また、Liu らは、バソフェニルテニウムを PSP の発光色素として紹介すると共に、TSP の発光色素としても扱っていることから、本研究における飛行実験に際しても、バソフェニルテニウムの温度感度に起因する発光強度変化が生じ、その結果として定量的な値に相違が生じたと考えることができる。

PSP の温度補正法として、Mitsuo ら⁽³⁶⁾は、緑色で発光する白金ポルフィリンを用いた PSP 計測に際し、本研究でも TSP の発光色素として使用しているローダミン B を同時に適用することによって 2 色の発光を同時に取得し、温度補正を試みている。しかしながら、本研究では、既にリファレンス色素としてフルオレセインを使用しており、白金ポルフィリンの発光波長とフルオ

レセインの発光波長を分離することが困難であるため、Mitsuo らと同様の温度補正を行うことはできなかった。本研究で採用したモーションキャプチャー法 PSP では、シグナル色素であるバソフェニルテニウムの発光波長がローダミン B の発光波長と同程度のため、共にカラーカメラの赤成分として記録されてしまう。そのため、モーションキャプチャー法 PSP における温度補正は、Mitsuo らが用いた白金ポルフィリンを基準とした発光色素の組み合わせを採用するか、新たな発光色素の組み合わせを探索し、適用するといった別の手法を採用するか、という点は、今後の課題である。

図 5-9 に模型表面の温度分布の結果について比較した様子を示す。図 5-4(c)～図 5-6(c)の温度分布図中に、数値計算とのデータ比較のためのデータ抽出点を矢印で示した。これらのデータから抽出したデータをプロットした図を図 5-9(a)～(c)に示す。数値計算の結果、模型表面の温度は頭部で最大値を取り、模型中央に向けて減少した後、わずかに上昇する様子が見られる。一方、実験により得られた結果は、いずれも模型頭部で温度が最大値を示しており、底部に向かって下降している様子が見られる。

5-9(a)を見ると、 $X = 10 \text{ mm}$ 付近の値は数値計算の結果と同程度となっているが、それ以外の箇所で温度の値が互いに対応しているとは言い難かった。また、図 5-9(b)を見ると、 $X = 5 \text{ mm}$ 付近から 20 mm 付近にかけて温度の値は数値計算の結果と同程度となっているものの、空力加熱による温度上昇が起きていると想定される頭部付近では互いの値は大きく異なる結果であった。なお、底部付近で実験結果が大きく揺らいでいる様子は、図 5-5(a)に示す発光画像から、底部付近に記入した目印の黒点の位置に対応していると考えられたことから、このピクセル上では発光情報ではなく CMOS センサ上のノイズが記録された結果、大きく値が揺らいだものと考えられた。

一方、図 5-9(c)をみると、頭部付近では数値計算と実験結果の値がほぼ同一となる結果が得られている。数値計算では中央に向かってなだらかに下降した後、底部に向かって上昇する様子が見られるが、実験では、頭部から急激に温度が下降した後、ノイズの影響と考えられる変動が見られるものの、ほぼ一定の値を示している。本章における数値計算では、熱伝達を考慮した計算を行っているものの、模型内部における熱伝導は考慮されていない。しかしながら、実験で使用した模型の材質であるアルミニウムの熱伝導率は室温で $200 \text{ W/m}\cdot\text{K}$ と高いことから、模型内部の熱伝導により平衡状態に近くなっ

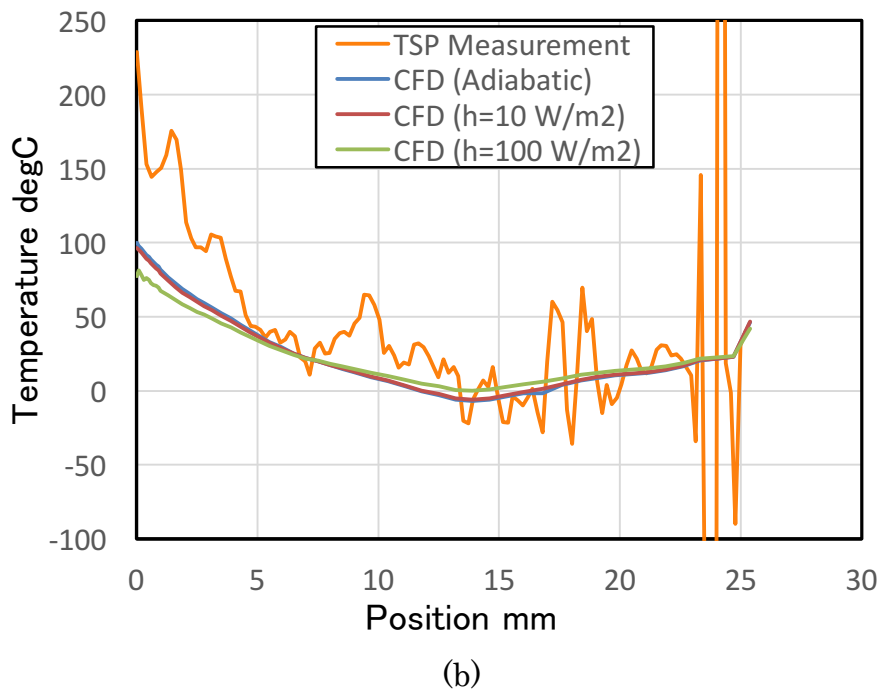
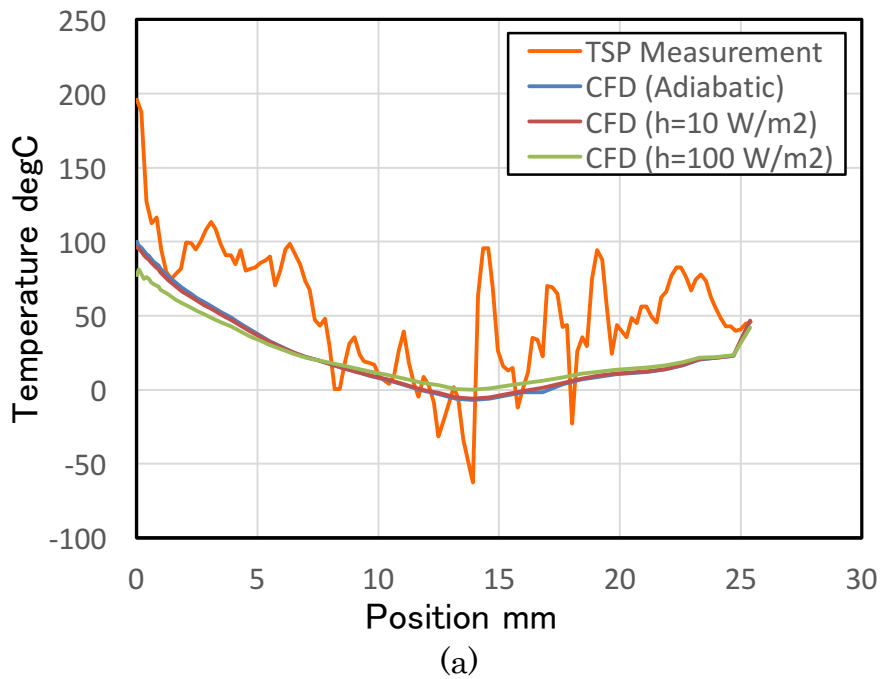
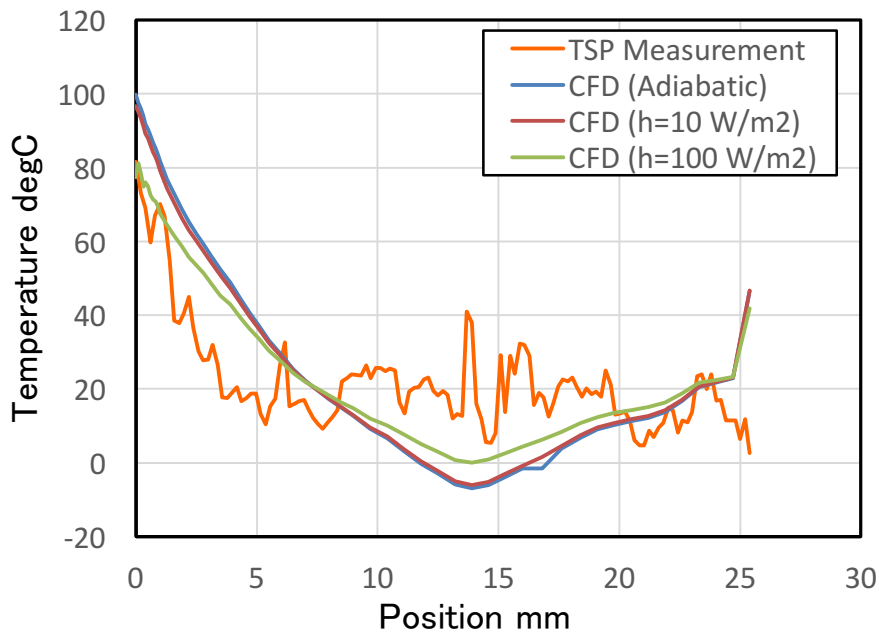


Fig.5-9 Comparison of temperature distribution between experimental measurement and CFD simulation on a blunt nose axisymmetric model.
 (a) Plots of surface temperature obtained by experiment shown in Fig.5-4(d) and CFD simulation.
 (b) Plots of surface temperature obtained by experiment shown in Fig.5-5(d) and CFD simulation.



(c)

Fig.5-9 Comparison of temperature distribution between experimental measurement and CFD simulation on a blunt nose axisymmetric model.
 (c) Plots of surface temperature obtained by experiment shown in Fig.5-6(d) and CFD simulation.

た可能性がある。その他に、このような分布となった理由として考えられることは、模型表面の境界層の状態が反映された可能性である。Weiss ら⁽⁴⁴⁾は、TSP を用いたヘリコプターのローターブレード表面における境界層遷移を捉えている。これは、層流境界層と乱流境界層で模型表面に作用する摩擦力が変化することによって生じる温度変化を検出する原理が採用されているが、TSP による計測結果を定量的に評価しているのではなく、定性的な温度分布に基づいて境界層の状態を評価している。Weiss らによるこの研究結果を参照すると、図 5-9(c)では、頭部付近で境界層が層流状態にあったものの、急激に温度が低下している領域で境界層が乱流遷移し、模型表面のほぼ全面で境界層は乱流境界層であった、と考えることができる。したがって、図 5-9(c)に得られた模型頭部付近での温度上昇とその値は 400 m/s 程度の遷音速域で飛行する模型表面に生じた空力加熱による温度上昇であり、この領域に限っては、流体力学的に妥当な計測結果が得られたといえる。しかしながら、模型全体の温度分布については、実験結果と数値計算で異なる結果となっており、その原因は境界層の遷移に伴う表面摩擦力の変化に起因するものである

可能性が示唆されている。この点については、数値計算条件の見直しをはじめとして今後の課題が残っているが、飛翔実験においてこのような結果が得られたことは、極めて貴重な成果であるといえる。

5. 5. 2 較正試験結果に基づく計測誤差に対する考察

図 5-3(a)～図 5-6(a)に示す発光画像中の模型に対して行った較正試験の結果を図 5-10 及び図 5-11 に示す。図 5-10 及び図 5-11 中では、シグナル色素の発光情報に基づくプロットを赤色で示し、リファレンス色素に基づくプロットを緑色で示し、両者の発光比から求めたプロットをマゼンタ色で示した。図中では、赤色と緑色のプロットを比較すると、赤色のプロットよりも緑色のプロットの方が圧力及び温度に感度を有しており、発光色素の特性とは異なる傾向を示している。このような傾向を示した理由としては、本章においてパルスレーザーを励起光として採用したことに起因すると考えられた。5. 2. 2 で述べたとおり、このパルスレーザーはトリガ入力にフォトセンサを用いていたため、電気的トリガ信号を LED の発光信号に変換させることでトリガ入力として検知させていた。そのため、較正試験において発光画像の取得に使用した高速カメラのトリガタイミングとパルス光照射のタイミングにずれが生じたことにより、記録した発光強度情報がそれぞれの圧力条件及び温度条件において異なる結果を示したといえる。しかしながら、シグナル色素とリファレンス色素の発光情報に基づいて得られたマゼンタ色で示す発光比のプロットは、一次曲線で近似した近似曲線上に見られることから、発光色素単体での較正結果が発光色素の特性と異なる結果となった点について、計測結果には影響しなかったといえる。

図中では、それぞれの模型表面における圧力感度及び温度感度は、それぞれ 0.25 %/kPa, 0.09 %/C, 0.13 %/C 及び 0.24 %/C であった。第 3 章の結果、本章で使用した回転ディッピング法により発光色素を定着させた場合、模型表面における発光比分布は平均値で 1.39～1.49 と 0.1 の範囲を有することがわかっていることから、それぞれの圧力感度及び温度感度を考慮すると、発光比が 0.1 変化することによって、計測結果はそれぞれ約 40 kPa, 約 111 °C, 約 77 °C 及び約 42 °C 変化することになり、計測結果にはそれぞれこれらの値が誤差として含まれる。これらの計測誤差は、感度を向上させることによって改善を図ることが可能であることから、非定常状態にある模型の表面状態

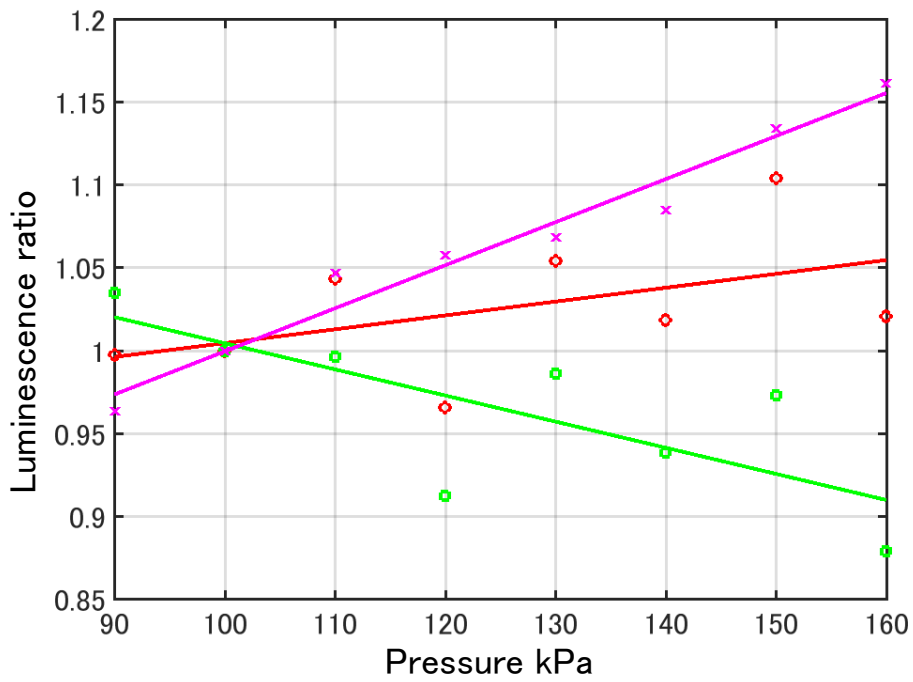
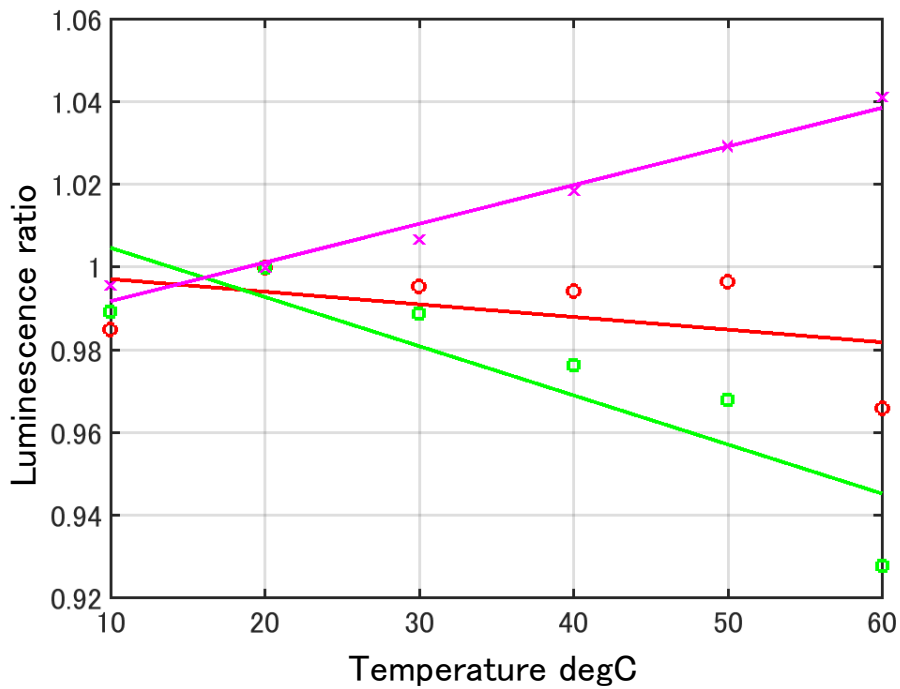
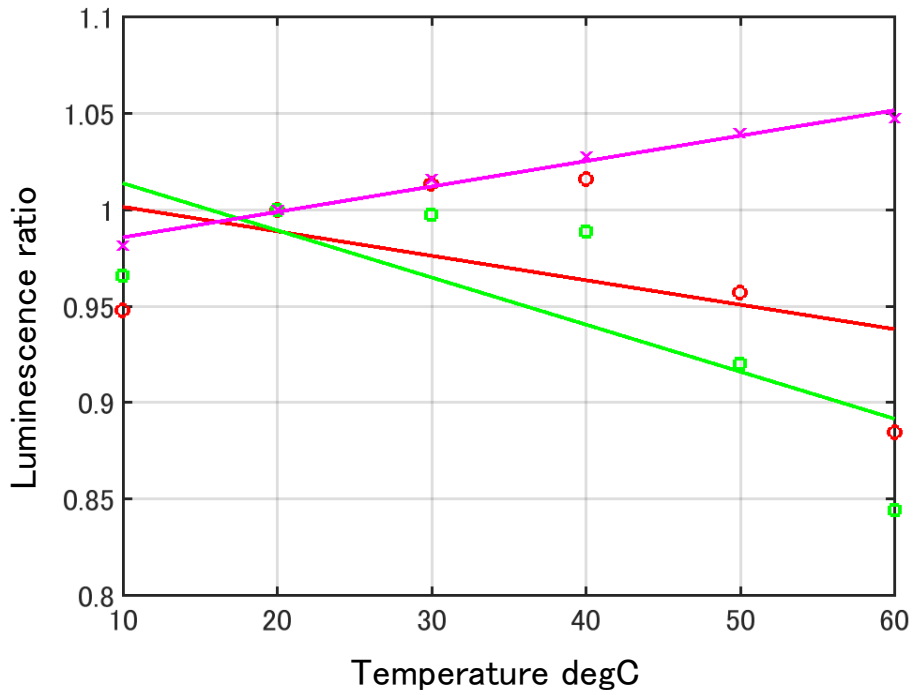


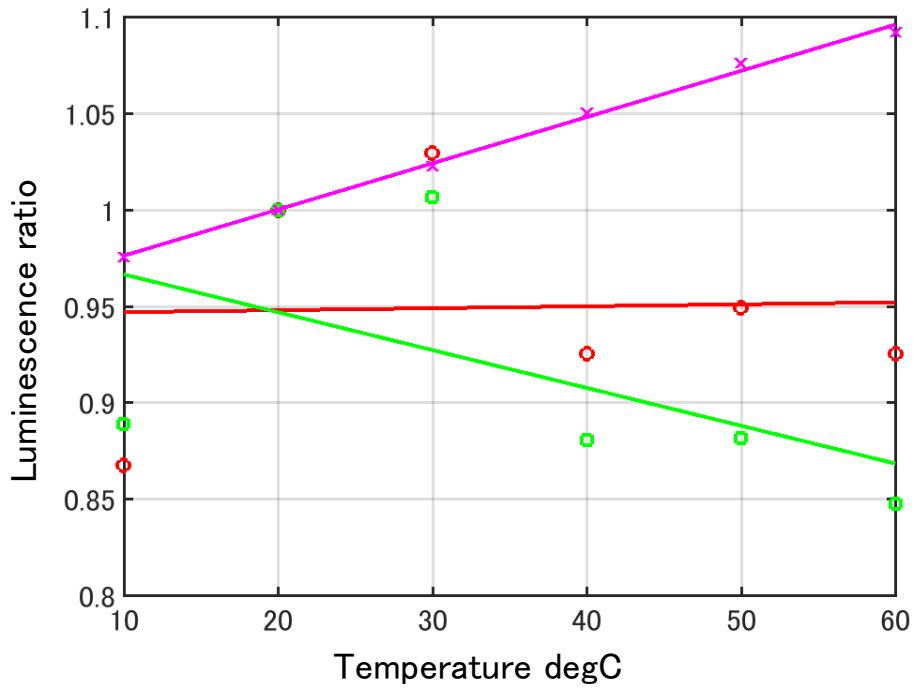
Fig.5-10 Calibration plots of PSP coated model shown in Fig.5-3(a).
 Red: Signal luminophore; Green: Reference luminophore;
 Magenta : Luminescence ratio



(a)
Fig.5-11 Calibration plots of TSP coated model shown in Fig.5-4(a)~ Fig.5-6(a).
 Red: Signal luminophore; Green: Reference luminophore;
 Magenta : Luminescence ratio
 (a) : Shown in Fig.5-4(a)



(b)



(c)

Fig.5-11 Calibration plots of PSP coated model shown in Fig.5-4(a)~Fig.5-6(a).

Red: Signal luminophore; Green: Reference luminophore;

Magenta : Luminescence ratio

(b): Shown in Fig.5-5(a), (c) : Shown in Fig.5-6(a)

計測に対しては、温度感度の向上、発光比分布の改善が不可欠である。これらの点を補うため、発光画像取得に際してビット深度の深化及びダイナミックレンジの向上といった面でもさらなる発展が必要といえる。

5. 5. 3 較正試験方法の比較による考察

本研究で採用したモーションキャプチャー法により圧力分布を計測した例として、Okabe ら⁽²⁷⁾により、マッハ数 $M = 0.8$ の流れ場において 13.7 Hz で振動するフラッター翼表面の圧力分布計測結果が公表されており、PSP と電気式センサで計測結果は概ね一致している。そこで、Okabe らの研究と本研究での実験設定を比較することにより、本研究で得られた実験結果に流体力学的妥当性が見出されなかった原因を考察する。

Okabe らの研究と本研究における相違点を表 5-1 に示す。マッハ数の違いは、流れ場に与える影響が異なるといえるが、互いの実験結果を直接比較したものではなく、PSP 計測自体に影響を及ぼす要因ではない。また、適用した感圧塗料の違いについては、大きな相違点として時間応答性の異なる点が挙げられる。しかしながら、Okabe らがフラッター翼に適用した PC-PSP に比べ、本研究で使用した AA-PSP は、時間応答性に優れ、本研究で実施した射出後数 ms 後における模型の表面状態計測に対して十分な性能を有していることから、この相違点についても計測結果に影響を及ぼす要因とはいえない。そこで、較正試験方法の違いについて、検討することとした。

Tab. 5-1 Comparison of Experimental condition with Motion-Capturing PSP

	Present work	Okabe et al. ⁽²⁷⁾
Exprimental Environment	Free-flight	Wind tunnel
Type of PSP	AA-PSP	PC-PSP
Calibration method	a priori	in-situ

Okabe らの実験では、較正データを模型に設置した電気式センサから得る in-situ 法を採用している。一方、本研究では、実験前に較正チャンバーを用いて行った較正試験の結果から較正データを取得し、飛行実験により得られた発光画像に適用する、a priori 法と呼ばれる較正試験方法を採用している。in-situ 法では、本試験中に較正データの基準となる圧力情報を取得すること

が可能であり、取得した圧力孔のデータを模型上の対応する箇所の発光情報に適用することが可能である。本試験と較正試験を同時に行うことが可能であることは、発光色素の時間劣化に強いというメリットがある。a priori 法では、較正試験データを取得するための圧力孔の設置が不要であり、飛翔実験に使用する小型模型に適用することが容易であるというメリットがある一方で、本試験と較正試験を異なるタイミングで実施する必要がある、発光色素の時間劣化の影響が強く現れるというデメリットがある。図 5-8 及び図 5-9 に示した実験結果は、いずれも a priori 法によって得られた較正試験データを適用した結果である。そこで、in-situ 法による較正試験データの適用による結果への影響を評価した。

本研究で実施した飛翔実験では、電気式センサを設置することができなかったため、in-situ 法を適用する際の基準情報となる圧力情報及び温度情報が計測できていない。そこで、数値計算の結果として得られた圧力分布及び温度分布を利用することにより、in-situ 法の適用を模擬的に実施した。模擬較正試験には、実験により得られた図 5-3(a)～図 5-6(a)に示す発光画像と、図 5-8 及び図 5-9 中に示す数値計算結果のうち、模型表面を断熱条件として得られた計算結果を使用した。実験と数値計算で同一の空間座標における圧力データ及び温度データを数値計算結果から抽出した上で、実験により得られた発光画像から求めた発光比分布との関係をプロットすることによって、模擬較正試験データを得た。得られた模擬較正試験の結果を図 5-12 及び図 5-13 に示し、模擬較正試験データを発光比分布に適用することによって得られた圧力分布及び温度分布を図 5-14 及び図 5-15 に示す。図 5-14 及び図 5-15 には、図 5-8 及び図 5-9 に示した実験結果を共に示した。図 5-14 及び図 5-15 に示すとおり、実験結果と数値計算結果が大きく異なっていた図 5-14、図 5-15(a)及び(b)で、圧力分布及び温度分布のいずれもが数値計算の結果に近い結果となった。図 5-15(c)では大きな改善は見られなかったが、これは当初得られた結果が他の結果と比較して数値計算結果に近かったことに起因する。これらの結果は、本研究において実施した飛翔実験において、仮に in-situ 法による較正試験が可能だった場合には、流体力学的に妥当と考えられる結果が得られた可能性があることを示している。

in-situ 法と a priori 法の較正試験法で異なる点は、較正試験と本試験との間に生じる発光色素の時間劣化の影響が現れる点である。本研究では、a priori

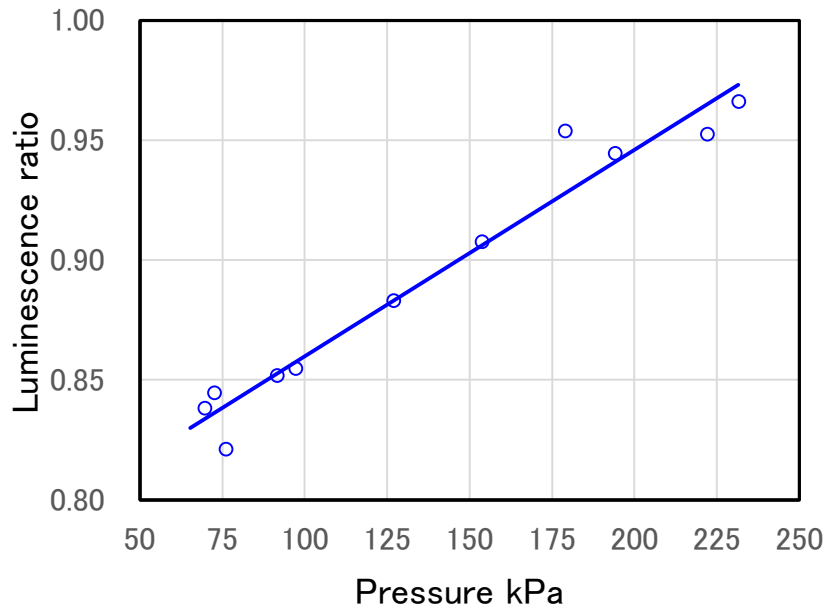
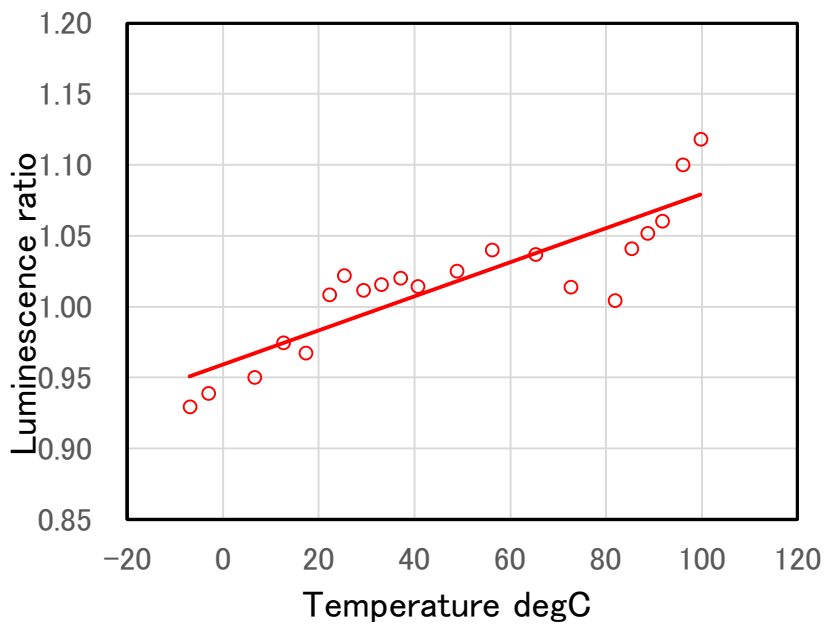


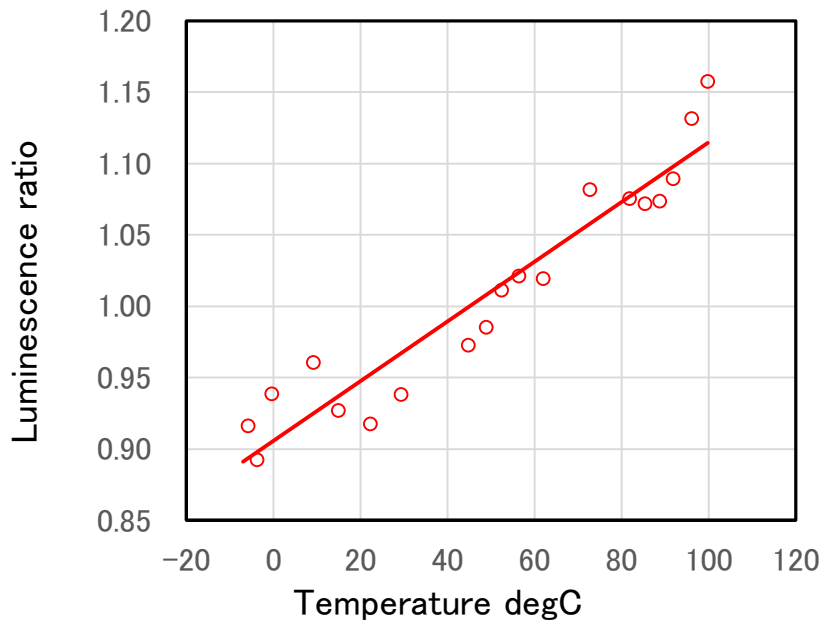
Fig.5-12 Calibration plot of estimated in-situ method obtained by the CFD result and luminescence images shown in Fig.5-3 (a).



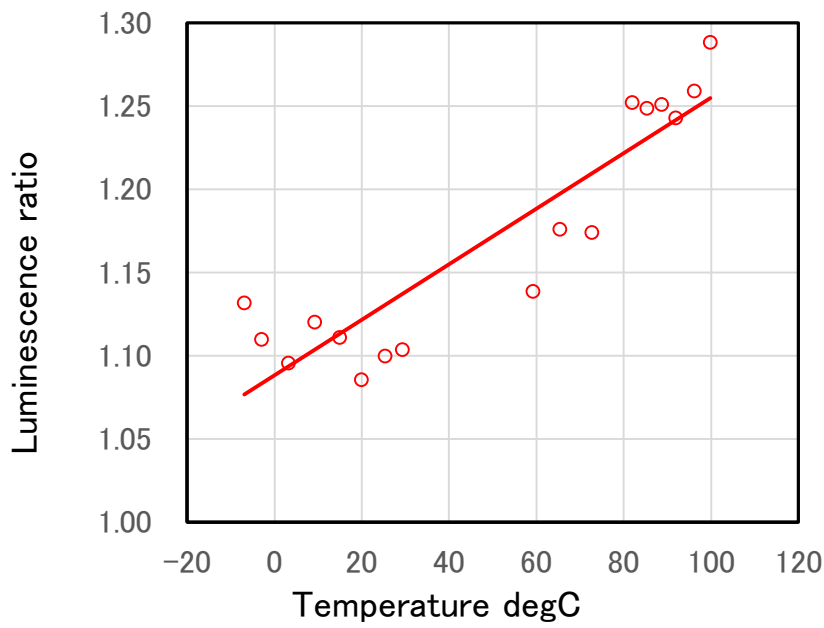
(a)

Fig.5-13 Calibration plot of estimated in-situ method obtained by the CFD result and luminescence images shown in Fig.5-4 (a) ~ Fig.5-6(a).

(a) Luminescence image shown in Fig.5-4 (a)



(b)



(c)

Fig.5-13 Calibration plot of estimated in-situ method obtained by the CFD result and luminescence images shown in Fig.5-4 (a) ~ Fig.5-6(a).

(b) Luminescence image shown in Fig.5-5 (a)

(c) Luminescence image shown in Fig.5-6 (a)

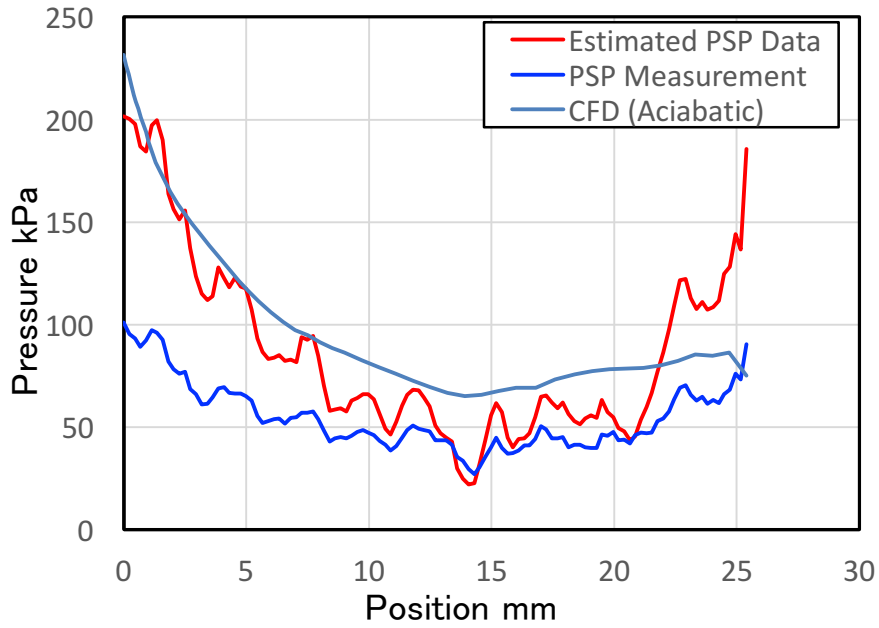
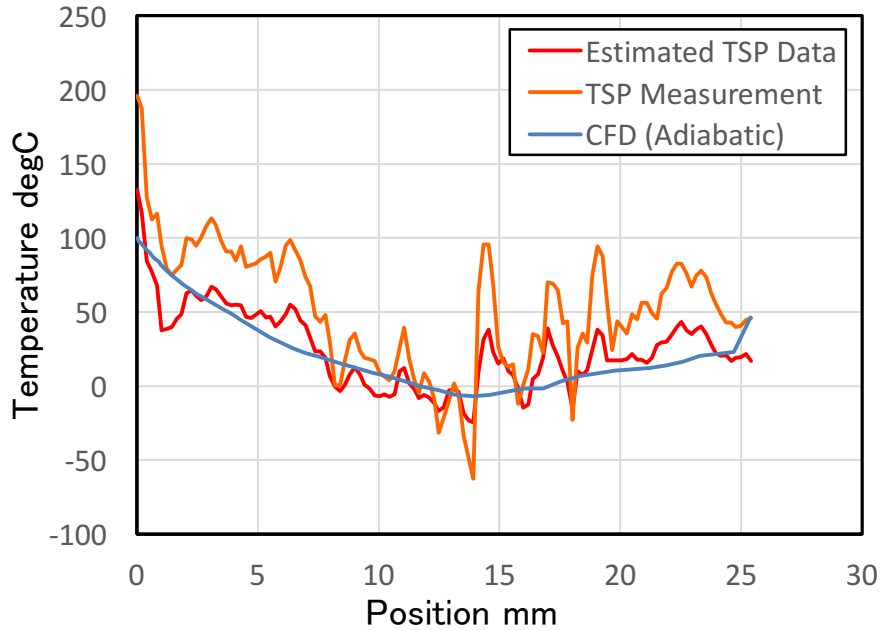
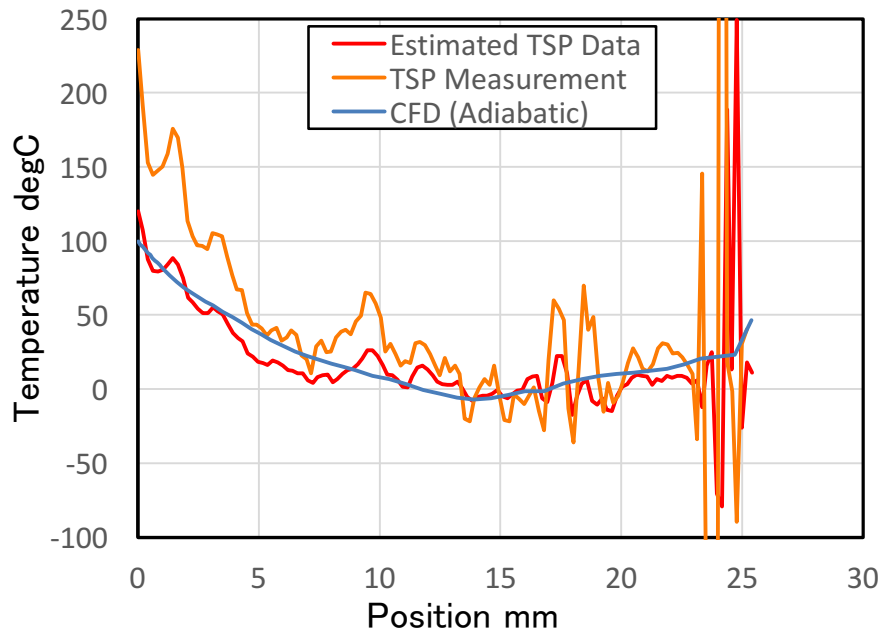


Fig.5-14 Comparison of calibration methods based on the pressure distribution obtained by estimated in-situ method and a priori method.

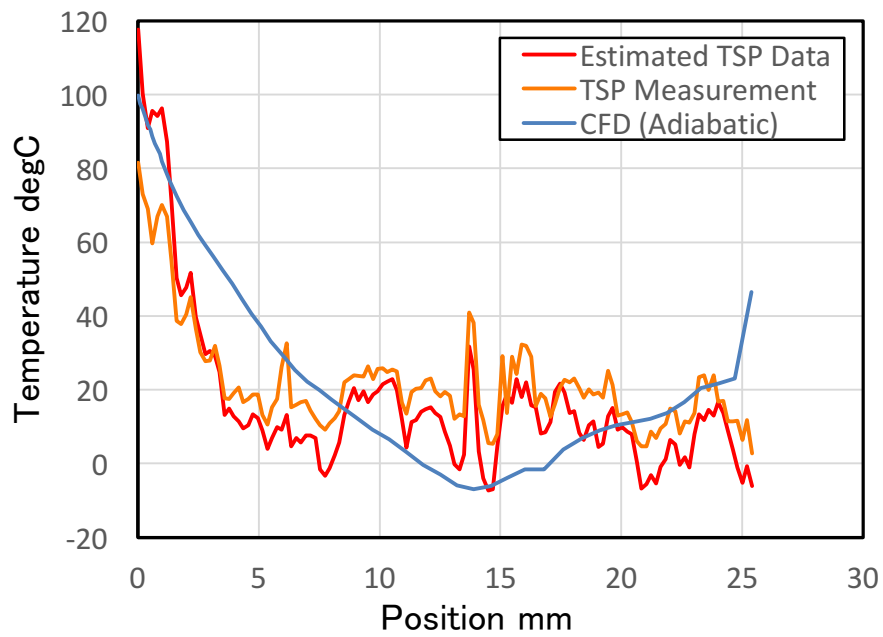


(a)

Fig.5-15 Comparison of calibration methods based on the pressure distribution obtained by estimated in-situ method and a priori method.
 (a) Plots of surface temperature obtained by experiment shown in Fig.5-4(d)



(b)



(c)

Fig.5-15 Comparison of calibration methods based on the pressure distribution obtained by estimated in-situ method and a priori method.
 (b) Plots of surface temperature obtained by experiment shown in Fig.5-5(d)
 (c) Plots of surface temperature obtained by experiment shown in Fig.5-6(d)

法を適用したが、試験装置の都合で、較正試験実施の後、飛翔実験を行うまでに数日から一週間程度の期間を要する環境であった。このことが一つの要因として作用した結果、時間劣化の影響が現れ、流体力学的に妥当と考えられない実験結果が得られたものと考えられる。したがって、較正試験方法として *a priori* 法を用いた実験を行う際には、発光色素の時間劣化に伴う影響を考慮した実験系を構築することが必要不可欠であり、このことから、PSP/TSP を用いた定量計測が極めて敏感な試験方法であることを示している。しかしながら、較正試験の影響を適切に評価した上で飛翔実験を行うことにより、モーションキャプチャー法 PSP/TSP を用いた模型の飛翔中における表面状態は十分に計測できるといえる。

5. 6 第5章のまとめ

本章では、第2章で明らかとなったモーションキャプチャー法 PSP/TSP による飛翔模型の表面状態計測における課題に対し、第3章及び第4章で改善を図った結果を適用した上で、紫外線パルスレーザーを適用することによって、遷音速域で飛翔する模型表面の圧力計測及び温度計測を試みた。その結果、鮮明な発光画像を取得することに成功し、模型周辺のノイズを画像処理によって除去することに成功した。得られた発光画像から求めた模型表面の圧力分布及び温度分布から、模型頭部付近で圧力及び温度が上昇する様子を定性的に捉えることに成功した。さらに、実験結果を定量的に評価するため、OpenFOAM を用いた数値計算を行い、実験結果と比較したところ、圧力計測の結果に対しては、流体力学的に妥当と言える結果は得られず、温度計測では空力加熱により生じたと考えられる温度上昇の様子を定量的に捉えることに成功したものの、模型全体の温度分布としては数値計算結果と大きく異なる実験結果となった。その理由として、PSP 計測に対しては、発光色素の温度感度補正が不可欠であることが挙げられ、TSP 計測に対しては、模型表面における境界層の状態を適切に評価した数値計算を行って評価する必要があることを示した。これらの点を改善することが可能となれば、TSP を用いた飛翔実験における模型表面の境界層状態を解析できる可能性があることを示した。また、本研究で適用してきた *a priori* 法に対し、数値計算結果に基づく模擬 *in-situ* 法の結果を用いることによって、較正試験方法についても検討した。

6. 結言

本論文は、感圧塗料及び感温塗料を用いた非定常計測の時間分解能を向上させるため、強度法による非定常計測法であるモーショキャプチャー法 PSP/TSP を適用した鈍頭型軸対称模型を用いた飛翔実験を行うことによって、感圧塗料及び感温塗料による熱流体画像計測法の適用範囲を拡大することを目的としたものである。以下に本研究で得られた成果を述べる。

第1章は緒言である。緒言では、感圧塗料及び感温塗料を用いた熱流体画像計測法の既往研究に触れ、試験体が移動するような非定常状態における計測の現状と課題について述べると共に、本研究の目的と構成について述べた。本研究では、計測手法の達成度を下記の3段階に分割して評価することを示した。

- (1) 遷音速域で大気中を飛翔する試験体の表面に塗布した感圧塗料・感温塗料の発光情報を記録することができるか。
- (2) 記録した発光画像から圧力情報・温度情報を得ることができるか。
- (3) 得られた圧力情報・温度情報は物理的に妥当か。

第2章は、既存技術である青色 CW レーザーを励起光に組み合わせたモーショキャプチャー法 PSP/TSP を適用し、鈍頭型軸対称模型を用いた飛翔実験を行うことによって計測を試行した結果、感圧塗料・感温塗料の発光情報を記録することが可能であるものの、記録した発光画像から圧力情報・温度情報を得ることはできないことを示すと共に、既存技術に包含される以下の課題を明らかにした。

- (1) 計測対象物全体におけるシグナル色素とリファレンス色素の発光強度から求めた発光比が不均一である点。
- (2) 画像取得に際してイメージセンサーである CMOS センサ上のノイズに起因する発光比画像上のノイズが計測対象物周辺に多数現れることにより、計測対象物の輪郭を不明瞭とし、境界部分の情報が取得できない点。

第3章は、第2章で明らかとなった計測対象物表面における発光比分布を均一化する手法について検討した。発光比分布はモーショキャプチャー法

において使用する 2 種類の発光色素の定着状態が空間的に分布することに原因があると考え、発光色素定着法であるディッピング法を検証することによって、計測対象物表面における発光比分布の均一化を図った。その結果、ディッピング法として静止法、対流法及び回転法の 3 種類の手法を比較した結果、従来手法として採用していた静止法では、計測対象物表面での発光比が最もばらつき、回転法が最も均一な発光比分布を得られることを示した。

第 4 章は、第 2 章で明らかとなった計測対象物周辺に現れるノイズの影響を排除するための画像処理法について検討した。既存手法である Image Correlation 法による移動ブレ除去法を併用した上で、キャニー法を用いた発光画像に対するエッジ検出及びモルフォロジー操作を組み合わせた領域抽出法を適用することによって、発光画像中における計測対象物の領域のみを抽出し、計測対象物周辺におけるノイズの影響を排除する手法を示した。

第 5 章は、第 2 章で明らかとなったモーションキャプチャー法 PSP/TSP による非定常計測における課題に対し、第 3 章及び第 4 章で改善を図った手法を組み合わせることによって、鈍頭型軸対称模型を用いた飛翔実験を行い、得られた実験結果と数値計算結果を比較することによって、モーションキャプチャー法 PSP/TSP により得られた結果の流体力学的妥当性を評価した。その結果、遷音速域で自由飛翔する鈍頭型軸対称模型における表面圧力分布及び表面温度分布について、圧力情報及び温度情報を定性的に得ることができたことによって、感圧塗料及び感温塗料による非定常計測の時間分解能を向上させることが可能であることを示した。さらに、空力加熱に起因すると考えられる模型頭部付近の温度上昇を定量的に捉えることに成功した。一方で、模型表面全体における状態計測には境界層遷移に伴う流体力学的課題及び較正試験の技術的課題が存在することを示した。

第 6 章は結言であり、各章で得られた成果を総括し、その要点を抜粋して示した。

以上の結果、本論文では、モーションキャプチャー法 PSP/TSP を適用することによって、PSP/TSP による非定常状態計測における時間分解能の向上に

ついて実証したと同時に、飛翔実験における境界層遷移の解析を可能とすることを示した点について、流体力学の分野に大きく貢献する成果であると考ええる。

本研究を発展させることによって、模型表面における衝撃波の自励振動現象を飛翔実験により解析することや、模型表面の境界層遷移の様子を動的に解析することが可能となることが期待される。

参考文献

- (1) D.D. Baals, W.R. Corliss, “Wind Tunnels of NASA”, NASA-SP-440, 1981.
- (2) 丸田芳幸, 戸井武司, “音響風洞”, 日本音響学会誌, 72 卷 7 号, pp420-421, 2016.
- (3) 野村卓史, 上島秀作, “特集「風工学における風洞利用」”, 日本風工学会誌, Vol.34, No.1(No.118), pp.3-29, Jan. 2009.
- (4) 鈴木一史, 榊井和典, 向山桂太, 宮寄武, 澤田秀夫, “矢の空力特性-境界層遷移に対する先端形状の影響”, ながれ Vol.29, No.4, pp.287-296 (2010)
- (5) D.M. Bushnell, “Scaling: Wind tunnel to flight”, Annual Review of Fluid Mechanics, 38(2006) 111-128.
- (6) D.W. Banks, M.A. Frederick, R.R. Tracy, J.R. Matisheck, N.D. Vanecek, “In-flight boundary-layer transition on a large flat plate at supersonic speeds”, Proceedings of 15th International Symposium on Flow Visualization, (2012)
- (7) 大久保正幸, 豊田篤, 山下博, 小川俊広, 大林茂, 清水克也, 鈴木角栄, 松田淳, 佐宗章弘, “胴体先端形状修正による翼胴型超音速複葉翼機のソニックブーム低減化”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 59, No. 688, pp.119-125, 2011.
- (8) A. Sasoh, T. Imaizumi, A. Toyoda, T. Ooyama, “In-Tube Catapult Launch from Rectangular-Bore Aeroballistic Range”, AIAA Journal, Vol.53, No.9, pp.2781-2784 (2015).
- (9) T. Sueishi, M. Ishii, M. Ishikawa, “Tracking background-oriented schlieren for observing shock oscillations of transonic flying objects”, Applied Optics, Vol. 56, Issue 13, pp. 3789-3798 (2017).
- (10) J.H. Bell, E.T. Schairer, L.A. Hand, R.D. Mehta, “Surface pressure measurements using luminescent coatings”, Annual Review of Fluid Mechanics, 33(2001) 155-206.
- (11) J.W. Gregory, H. Sakaue, T. Liu, J.P. Sullivan, “Fast pressure sensitive paint for flow and acoustics diagnostics”, Annual Review of Fluid Mechanics, 46(2014) 303-330.
- (12) 浅井圭介, “感圧塗料技術の現状と展望”, 可視化情報 Vol.21, No.83, pp.3-8, 2001
- (13) A.M. Scroggin, E.B. Slamovich, J.W. Crafton, N. Lachendro, J.P. Sullivan, “Porous polymer/ceramic composites for luminescence-based

- temperature and pressure measurement”, *Mat. Res. Soc. Symp. Proc.*, Vol.560 (1999), pp.347-352.
- (14) H. Sakaue, J.P. Sullivan, “Time response of anodized aluminum pressure-sensitive paint”, *AIAA J.* 39 (2001), 1944-1949.
- (15) H. Sakaue, J.W. Gregory, J.P. Sullivan, S. Raghu, “Porous pressure-sensitive paint for characterizing unsteady flowfields”, *AIAA J.* 40 (2002), 1094-1098.
- (16) Y. Sakamura, T. Suzuki, M. Matsumoto, G. Masuya, Y. Ikeda, “Optical measurements of high-frequency pressure fluctuations using a pressure-sensitive paint and Cassegrain optics”, *Meas. Sci. Tech.* Vol.13, No.10, (2002), 1591-1598.
- (17) T.J. Juliano, P. Kumar, D. Peng, J.W. Gregory, J. Crafton, S. Fonov, “Single-shot, lifetime-based pressure-sensitive paint for rotating blades”, *Meas. Sci. Technol.* 22(2011) 085403 (10pp).
- (18) K.J. Disotell, D. Peng, T.J. Juliano, J.W. Gregory, J.W. Crafton, N.M. Komerath, “Single-shot temperature- and pressure-sensitive paint measurements on an unsteady helicopter blade”, *Experiments in Fluids*, 55(2014) 1671.
- (19) J.W. Gregory, “Porous pressure-sensitive paint for measurement of unsteady pressure in turbomachinery”, *AIAA paper*, AIAA 2004-294, 2004.
- (20) K. Hird, T.J. Juliano, J.W. Gregory, “Study of unsteady surface pressure on a turret via pressure-sensitive paint”, *AIAA paper*, AIAA 2013-3135, 2013.
- (21) J.W. Gregory, J.P. Sullivan, S.S. Wannis, N.M. Komerath, “Pressure-sensitive paint as a distributed optical microphone array”, *Journal of Acoustical Society of America*, 119(1) (2006) 251-261.
- (22) K. Nakakita, “Unsteady pressure distribution measurement around 2D-cylinders using pressure-sensitive paint”, *AIAA paper*, AIAA 2007-3819, 2007.
- (23) K. Nakakita, “Unsteady pressure measurement on NACA0012 model using global low-speed unsteady PSP technique”, *AIAA paper*, AIAA 2011-3901, 2011.

- (24) H. Sakaue, Y. Iijima, Y. Yamada, T. Miyazaki, M. Ishii, “Global pressure and temperature measurements of ballistic-range testing by PSP and TSP technique”, AIAA paper, AIAA 2014-1407, 2014.
- (25) 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翔体上の圧力・温度分布計測”, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 2B2-4, 2018.
- (26) H. Sakaue, K. Miyamoto, T. Miyazaki, “A motion-capturing pressure-sensitive paint method”, *Journal of Applied Physics*, 113(2013) 084901.
- (27) T. Okabe, T. Miyazaki, K. Saitoh, H. Sakaue, “Unsteady pressure distribution on a fluttering airfoil using Motion-Capturing PSP system”, AIAA paper, AIAA 2013-3014, 2013
- (28) T. Liu and J.P. Sullivan, “Pressure and Temperature Sensitive Paints”, Springer, 2005.
- (29) H. Sakaue, “Luminophore Application Method of Anodized Aluminum Pressure Sensitive Paint as a Fast Responding Global Pressure Sensor,” *Review of Scientific Instruments*, American Institute of Physics, Vol. 76, No. 8, 084101, 2005
- (30) Y. Sugioka, D. Numata, K. Asai, “Polymer/Ceramic Pressure-Sensitive Paint with Reduced Roughness for Unsteady Measurement in Transonic Flow”, *AIAA Journal*, Article in Advance, 2018, doi: 10.2514/1 .J056304
- (31) C.Y. Huang, C.M. Lai and J.S. Li, “Applications of Pixel-by-Pixel Calibration Method in Microscale Measurements with Pressure-Sensitive Paint”, *J. Microelectromech. Sys.*, Vol.21, No.5, Oct. 2012, pp1090-1097.
- (32) Y. Yamada, M. Ishii, T. Miyazaki and H. Sakaue, “Global Pressure Measurement of a Moving Bullet”, AIAA Paper, AIAA2013-2899.
- (33) Y. Iijima, H. Sakaue, “Platinum porphyrin and luminescent polymer for two-color pressure- and temperature-sensing probe”, *Sensors and Actuators A*, 184(2012) 128-133.
- (34) G.E. Khalil, C. Costin, J. Crafton, G. Jones, S. Grenoble, M. Gouterman, J.B. Callis, L.R. Dalton, “Dual luminophor pressure sensitive paint I. Ratio of reference to sensor giving a small temperature dependency”, *Sensors and Actuators B*, 97(1) (2004) 13-21.

- (35) B. Zelelow, G.E. Khalil, G. Phelen, B. Carlson, M. Gouterman, J.B. Callis, L. R. Dalton, “Dual luminophor pressure sensitive paint II. Lifetime based measurement of pressure and temperature”, *Sensors and Actuators B*, 96(2003) 304-314.
- (36) K. Mitsuo, K. Asai, M. Hayasaka, M. Kameda, “Temperature correction of PSP measurement using dual-luminophor coating”, *Journal of Visualization*, 6(3) (2003) 213-223.
- (37) 村上伸一, “画像処理工学”, 第2版, ISBN978-4-501-32370-7, 2004.
- (38) 田村秀行, “コンピュータ画像処理”, ISBN4-274-13264-1, 2002.
- (39) 浅野晃, “マセマティカルモルフォロジーの思想”, *IEICE Fundamentals Review*, Vol.4, No.2, 2010, pp.113-122.
- (40) 松田稔, デジタル信号処理入門, 日刊工業新聞社, 1984.
- (41) L.M. Mack, “Linear stability theory and the problem of supersonic boundary-layer transition”, *AIAA Journal*, Vol.13, No.3, 1975, pp.278-289.
- (42) M.R. Malik, “Prediction and control of transition in supersonic and hypersonic boundary layers”, *AIAA Journal*, Vol.27, No.11, 1989, pp.1487-1493.
- (43) T. Miyazaki, T. Matsumoto, R. Ando, J. Ortiz, H Sugiura, “Indeterminacy of drag exerted on an arrow in free flight: arrow attitude and laminar-turbulent transition”, *Eur. J. Phys.* 38(2017), 064001.
- (44) A. Weiss, A.D. Gardner, C. Klein, M. Raffel, “Boundary-layer transition measurements on Mach-scaled helicopter rotor blades in climb”, *CEAS Aeronaut. J.* (2017), 8:613-623, doi 10.1007/s13272-017-0263-2.

※関連論文の印刷公表の方法及び時期

- (1) Masato Ishii, Takeshi Miyazaki, Hirotaka Sakaue, “Uniformity Study of Two-Functional Luminescent Dyes Adsorbed Over an Anodized Aluminum Coating for Motion-Capturing Pressure- and Temperature-Sensitive Paint Imaging”
2018年1月 Sensors Vol.18 Issue 1 (第3章に関連)
- (2) Masato Ishii, Yuki Yamada, Takeshi Miyazaki, Hirotaka Sakaue, “Pressure/Temperature Measurement of a Free-Flight Object by PSP/TSP”
2014年6月 AIAA Paper, AIAA2014-2542 (第2章に関連)
- (3) Masato Ishii, Yuki Yamada, Hideki Goya, Takeshi Miyazaki, Hirotaka Sakaue, “Surface Pressure/Temperature Measurement of a Free-Flight Object by Motion-Capturing PSP/TSP”
2015年7月 Proceedings of 30th ISTS, 2015-e-59 (第2章, 第4章に関連)
- (4) Masato Ishii, Hideki Goya, Takeshi Miyazaki, Hirotaka Sakaue, “Pressure/Temperature Distribution on the Surface of a Free-Flight Object Measured by PSP/TSP”
2016年1月 AIAA Paper, AIAA2016-2020 (第2章に関連)
- (5) Masato Ishii, Hiroshi Isokawa, Takeshi Miyazaki, Hirotaka Sakaue, “Surface State Measurement of a Free-Flight Object by Motion-Capturing Method”
2017年1月 AIAA Paper, AIAA2017-0943 (第5章に関連)

※参考論文の印刷公表の方法及び時期

- (1) “高速視線制御光学系による高速飛翔体の映像計測”
平成25年9月 計測自動制御学会論文集49巻(9号)
- (2) “Tracking background-oriented schlieren for observing shock oscillations of transonic flying objects”
2017年4月 Applied Optics Vol. 56 Issue 13

謝辞

本研究を進めるに当たり、ご指導いただきました情報理工学研究科知能機械工学専攻 宮寄武教授に深く感謝いたします。社会人として業務を抱えたままでの所属を快く受け入れていただいたのみならず、実験・解析の両面で望むような結果が出ない中でも、求めるべき成果を求める姿勢を慌てずに貫くことが如何に大切であるか、ということを繰り返しご指導いただきました。これから迎える生活の中で、宮寄先生からご指導いただいたこの姿勢は、多くの場面で生きるものと確信しております。

情報理工学研究科知能機械工学専攻 前川博教授、同 大川富雄教授、同 千葉一永准教授、同 Hans-Georg Matuttis 准教授には、博士論文審査委員として多大なるご助言とご指導をいただきましたこと、大変感謝しております。学位論文審査に際して頂戴した多大なるご助言とご指導は、自分自身の勉強不足を改めて認識することになると同時に、自分自身にとって新たな興味を呼び起こす貴重な機会になったとも感じております。貴重な機会を活かすべく、これからも精進いたします。

本研究の根幹となるテーマをご教示いただいたノートルダム大学 坂上博隆准教授に深く感謝いたします。坂上さんが宇宙航空研究開発機構に所属しておられた際、PSP を紹介いただいでいなければ、未だ学位取得にふさわしい研究テーマに出会えていませんでした。また、忘れもしない2014年6月、米国アトランタにて開催されたAIAA AVTION2014で行った初めての英語での発表以降、学会発表や論文作成に際しても、多大なるご助言をいただきました。これまでのところ、ノートルダムにお邪魔する機会に恵まれておりませんが、これからの研究活動の中で、間違いなくお邪魔する必要性が生じますので、その機会を早々に捉え、そちらで実験を行うべく準備を進めたいと考えております。

(独)宇宙航空研究開発機構の中北和之氏、同 飯島由美氏、日本ペイントサーフケミカルズ(株)(前 宇宙航空研究開発機構)守田克彰博士に深く感謝いたします。中北さんには、本研究の基礎となる実験データの取得に際し、ご自身の使用予定等で稼働率の高い中にもかかわらず、貴重な青色 CW レーザー装置をお貸しいただいたほか、PSP 計測の基本について多大なるご助言をいただきました。飯島さんには、陽極酸化に不可欠な実験装置の使用をご快諾いただいた上、研修生として所属していた宮寄研の学生のご指導を

通じて、多大なるご協力をいただきました。守田さんには、坂上さんがノートルダム大に移られた後、宮寄研の学生に対するご指導を通じ、また、宇宙航空研究開発機構の保有する FASTaR を用いた数値計算に際し、多大なるご協力をいただきました。

電気通信大学先端レーザー研究所 米田仁紀教授に深く感謝いたします。米田教授には、こちらも貴重なエキシマレーザー装置をお貸しいただきました。エキシマレーザー装置がなければ、本研究で定量評価に用いた温度分布データは取得できませんでした。

(株)ノビテック 菌部広氏、(株)ナックイメージテクノロジー 高田健司氏に深く感謝いたします。両氏には、高速度撮影について多大なるご助言をいただいたほか、貴重な機材をご提供いただきました。また、菌部氏におかれては、坂上さんをご紹介いただくという、本研究では、宮寄先生、坂上さんに並ぶ最大級のキーパーソンとしての役割を担っていただきました。

宮寄研に所属していた学生の皆さんに深く感謝いたします。特に、山田有希くん、呉屋英樹くん、五十川弘くん、古澤竜也くんには、機材の手配、模型の準備等、直接本研究を支えていただきました。皆さんの修士研究のほかに、貴重な時間を割いてこちらの実験に加わっていただいたこと、呉屋くんには、修士課程修了年度の3月末まで実験に参加していただいたこと、深く感謝しています。皆様のご協力があって、この論文が構成できました。ひとまずの区切りは来ましたが、古澤くんの修士研究はこれからが大詰めです。これからはそちらのサポートに尽くします。

ここで触れることは叶いませんでしたが、その他にも極めて多くの方々に支えていただき、本論文をまとめることができました。支えていただいた全ての方々に深く感謝いたします。