

平成22年 5月 7日現在

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2008～2009

課題番号：20760545

研究課題名（和文）背面観測型感温塗料と逆解法による高エンタルピ流による空力加熱率の高精度推算

研究課題名（英文）High-accuracy estimation of aerodynamic heating in high enthalpy flow using Temperature-Sensitive Paint and Inverse method

研究代表者

永井 大樹（NAGAI HIROKI）

東北大学・大学院工学研究科・准教授

研究者番号：70360724

研究成果の概要（和文）：本研究は、大気圏再突入のような自己発光を伴う高エンタルピ流れにおいて高精度な空力加熱率予測をするために、感温塗料を用いた計測手法の確立を目的としている。これまでにレーザー加熱による計測原理の実証実験を行い、熱流束分布推定に対する物体の材質、厚みの影響、空間分解能の限界などを評価した。併せて感温塗料の膜厚、種類による感度の違いや応答性や劣化特性などの評価も実施した。またこの技術を極超音速風洞の実際の流れ場へ適用し、その精度評価を実施した。その結果、本技術を用いた空力加熱計測の実用可能性を示した。

研究成果の概要（英文）：The objective of this study is the establishment of aerodynamic heating measurement technique using Temperature-Sensitive Paint (TSP) in high enthalpy flow with self-luminescence such as an atmospheric re-entry vehicle. First of all, the effect of model material, thickness and the limitation of spatial resolution for the heat flux distribution estimation were evaluated by laser heating test. In addition, TSP characteristics were investigated for the sensitivity with the different thickness and material, the response, the degradation. Then, this technique was applied to hypersonic wind tunnel test and the accuracy was evaluated. The results demonstrated the validity of TSP technique for aerodynamic heating measurement.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	2,600,000	780,000	3,380,000
2009年度	800,000	240,000	1,040,000
年度			
年度			
年度			
総計	3,400,000	1,020,000	4,420,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：感温塗料、空力加熱率、高エンタルピ流

1. 研究開始当初の背景

次世代宇宙輸送システムの開発には、大気圏再突入時の熱空力特性の解明が必須の研

究事項である。これは、機体を熱から守るための熱防御システムが機体の重量等設計上、大きな割合を占める上に、次世代の飛行体は

小型・軽量化、経済性が要求されるため、安全性を含めた空力加熱の正確な予測が必要である。しかしながら、大気圏再突入時のような条件下での機体周りの領域は実在気体効果が顕著となり化学的に非平衡な状態となるため、機体の空力特性、空力加熱の予測を困難にする。これらの現象解明は急務事項であるものの、大気圏再突入時の高マッハ数・高エンタルピ流を模擬する地上実験の難しさにより以前未解決である。また、Navier-Stokes 方程式を用いた流れ場の数値解析 (CFD) による空力加熱量の推算も、近年では実際の再突入飛行条件において、化学反応などの実在気体効果を考慮した CFD を行った場合においても、空力加熱の推算結果にはモデルや解法によりかなりのばらつきがあることが分かってきている。このような状況の中、2003年1月のコロンビア号の事故は各方面に大きな衝撃を与え、直接的に気体にかかる空力加熱を算出することのできる、より高度で精度の高い空力加熱計測手法に対するニーズが高まった。

これまで空力加熱率の計測には、同軸熱電対や薄膜熱電対などが用いられてきた。ただし、この方法では離散的な点におけるデータしか得られず、計測の空間分解能に限界があった。しかしながら、再突入物体の設計をより効率的に行うためには、温度測定を“面”で捕らえること、すなわち“どこ”に“どれくらい”の空力加熱が機体に加わっているのかを把握することが必要となる。このような問題を解決する方法として、感温塗料 (Temperature-Sensitive Paint, TSP) と呼ばれる分子センサによる計測技術がある。TSP は、一般に蛍光色素と高分子からなる混合体で、温度変化を塗料の発光強度変化として捉えるセンサである。その特徴は、熱電対や測温抵抗体のように温度を点ではなく、面全体で測定することが出来る。加えて、赤外線カメラと比べて分解能および応答性の点で優れており、機体設計の最適化の際に非常に有効なデータを提供することができる。

研究代表者はこれまでに、JAXA にある極超音速衝撃風洞を用いてこの TSP 計測技術をマッハ数 10 の極超音速気流中における物体表面上の空力加熱率分布計測に適用しており、実在気体効果のでない低エンタルピ条件については、その技術を確立している。しかしながら、実際の再突入条件である高エンタルピ流では、プラズマなど自己発光する気流となるため、我々の TSP 計測技術をそのまま利用することはできない。これは、空気の主成分である窒素の発光波長が、TSP の発光波長に近いためである。

そこで、本研究では、これらの問題を解決する方法として、新たな計測手法の提案を行う。そのアイディアは、物体の表面の温度分

布を計測する従来の方法から発想を転換し、物体の内部 (背面から) 観測を行うことで、空力加熱率分布を算出する方法である。具体的には、模型を薄板で構成しその内面に、感温塗料 (TSP) のコーティング膜を施し、模型が空力加熱を受けるときの温度上昇を内面から画像として計測する。この方法では、外部気流の自己発光の影響を一切受けないので、温度履歴の光学画像が時系列データ (空力加熱率の算出) として得られる。しかし、一方で、物体背面からの観測には、物体 (模型) の持つ熱容量がローパスフィルタとして働くという欠点がある。この点を、温度分布の計測値から熱流束を逆に推定する、いわゆる逆問題解法を用いて補う。感温塗料 (TSP) と逆問題解法を組み合わせた計測法は過去に例がなく、高負荷の熱流束を計測する手法として極めてユニークだと言える。

2. 研究の目的

本研究は、大気再突入時の空力加熱やプラズマトーチで加熱された物体に侵入する熱流束分布を、非接触でかつ定量的に計測する光学計測手法を開発するための基礎研究である。金属薄板からなる模型の内面に、温度に感応する蛍光色素膜 (感温分子センサ) を塗布し、その発光の時間変化を内視鏡ボアスコープ (既存) で画像として観測することで、熱侵入量を推定計算する。物体の熱容量、及び横方向への熱伝達の影響を考慮し、計測精度を高めるため、逆問題に基づく画像解析手法を開発する。単純模型を用いた実証試験の結果を Fay や Riddell たちの解析値と比較することで計測原理の確認を行い、最終的には、高エンタルピ気流に晒された複雑形状物体まわりの熱伝達率の面分布計測に適用できる手法を確立する。

また精度の高い計測と CFD 解析とを比較することによって、かい離や電離などの実在気体効果も調べることが可能であるといえる。

3. 研究の方法

(1) 高速応答性感温塗料の選定・評価およびその励起観測光学系の構築

時系列温度データの計測には、高い時間応答性を有するセンサが必要である。特に高エンタルピ流を実現する気流の持続時間は非常に短く、これまでに我々が TSP 計測手法を実証した気流 1) よりも 1 オーダー短い 2)。また気流の持続時間が短い場合、模型背面の温度上昇も比較的小さいと予想され、高い温度感度も求められる。したがって、本年度は感温塗料の選定を中心として、以下の研究を行う。

- ①色素の発光寿命調査
- ②感温塗料の光応答性、温度感度

③薄膜生成技術・評価

センサとなる化合物には、発光寿命の短いルテニウム錯体に代表される遷移金属錯体、ユーロピウム等の希土類錯体を候補とし、紫外線パルスレーザー（既存）、光電子増倍管とデジタルオシロスコープを組み合わせた計測系を用いて、デルタ関数的な熱入力に対するセンサ膜の光応答性を調べる3)。(1次元計測)なお膜の形成には、スピンのコーター（既存）を用いて膜厚制御を行う、と同時に共焦点レーザー顕微鏡（既存、分解能 $0.01\mu\text{m}$ ）を用いて表面粗さの評価を行う。一方、励起観測光学系には、既存のポアスコープと CCD カメラを組み合わせた装置を構築し、模型の内面からの観測を模擬した予備実験を行う。

(2) 逆問題解法を含む画像データ処理アルゴリズムの開発

金属薄板からなる模型の熱伝導数学モデルを作り、背面の温度分布履歴から表面の熱侵入量を推定する逆問題解法アルゴリズムを開発する。このモデルを用いて、空間分解能に対する薄板の材質、厚さの影響を調べ、次年度の実証試験に使用する模型の構造設計に供する。

(3) レーザ加熱による計測原理の実証試験

赤外線吸収材を塗装した金属ブロックの表面に高出力 (6W) のアルゴンレーザーを照射し、そのときの背面の温度上昇分布を感温塗料によって計測する (2次元計測)。蛍光画像の取得には、秒間百万フレームの画像が計測できる高速ビデオカメラを利用する (既存)。なお励起光には、新規に半導体レーザー (パルス駆動可能) を導入し、色素の励起を効率よく、かつ、増強させる。

そして、開発した処理アルゴリズムを利用して、熱流束分布推定に対する物体の材質、厚みの影響、空間分解能の限界などを調べ、本手法の妥当性と計測精度を検証する。

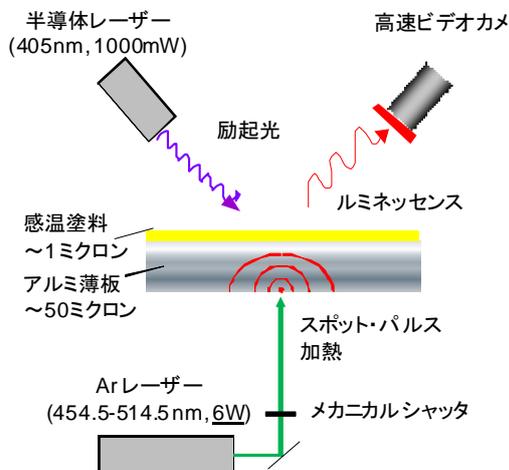


Fig.1. Concept of Experimental setup

4. 研究成果

本研究は、大気圏再突入のような自己発光を伴う高エンタルピ流れにおいて高精度な空力加熱率予測をするために、感温塗料を用いた計測手法の確立を目的としている。

まず初年度は、レーザー加熱による計測原理の実証試験を行った。具体的には、赤外線吸収材を塗装した金属薄板表面に高出力 (6W) のアルゴンレーザーを照射し、そのときの背面の温度上昇分布を感温塗料によって計測し、

(2次元計測)熱流束分布を算出した。その結果、熱流束分布推定に対する物体の材質、厚みの影響、空間分解能の限界などを評価した。併せて感温塗料の膜厚、種類による感度の違いや応答性や劣化特性などの評価も実施した。

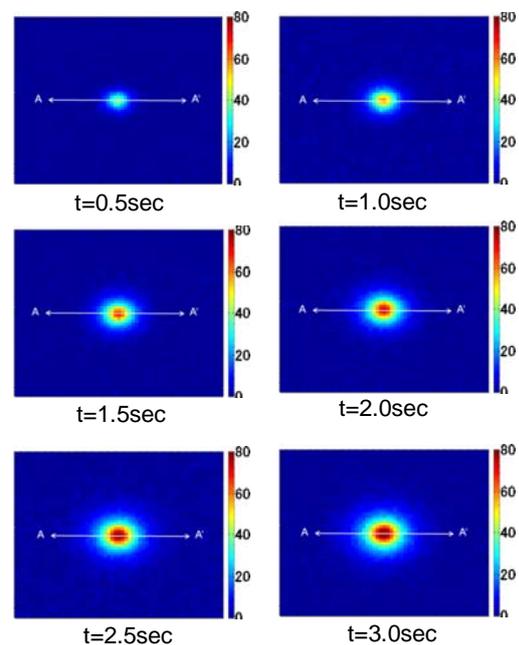


Fig.2.Temporal heat flux distributions by laser heating. The test piece material is stainless with the thickness of 1.0mm.

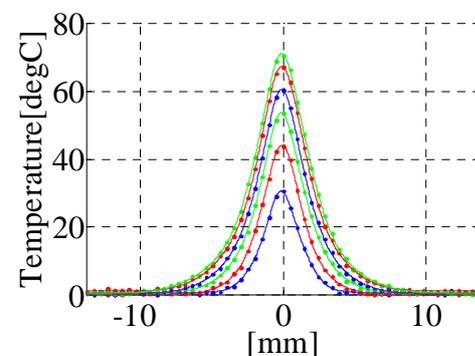


Fig.3. Temporal heat flux distributions along the A-A' line of Fig.2. .

次に次年度については、極超音速風洞を使用して、圧縮コーナー模型の表面上の熱流速分布計測を行った。ただし、今年度は高精度推算のための予備試験と位置付け、前面に流入する熱流束分布を模型の材質、TSP 膜厚、通風時間などを変えて、計測における最適な条件の選出を行った。試験では、極超音速流中に置かれた圧縮コーナー模型周りの衝撃

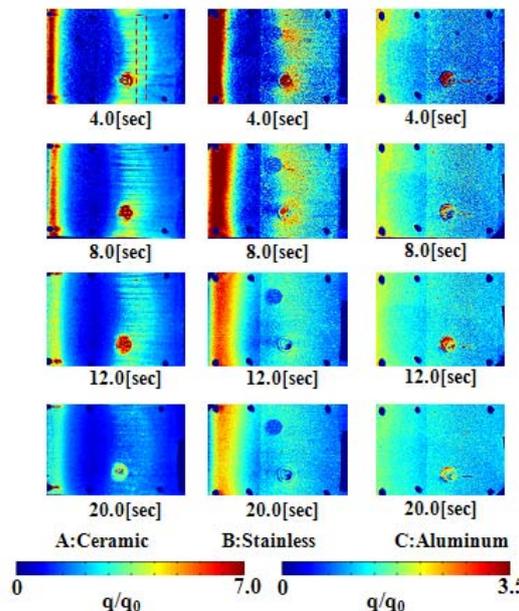


Fig.4. Surface heat flux distributions of compression corner model for different materials

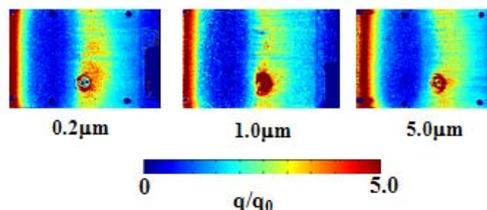


Fig.5. Surface heat flux distributions of compression corner model for different TSP thickness

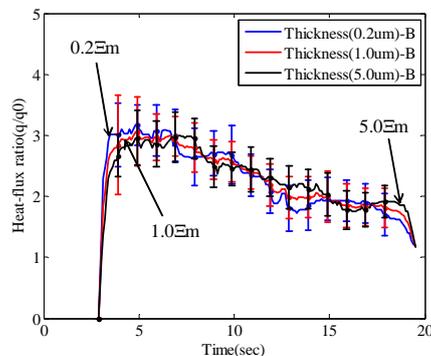


Fig.6. Heat flux histories at point B for different TSP thickness

波／衝撃波干渉、衝撃波／境界層干渉などの複雑な流れ場によって生じる模型表面への流入熱流束を TSP によって計測し、その熱流束計測技術を評価した。結果として、現状の熱流束算出には、模型材質はセラミックなどの断熱材が適し、また TSP 膜厚は通風時間が秒オーダーの場合、計測精度にあまり依存しないことがわかった。今後は、この表面熱流束結果を基準に背面観測による手法の評価を行っていく予定である。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 1 件)

1. H. Nagai, S. Ohmi, K. Asai, K. Nakakita, "Effect of Temperature-Sensitive Paint Thickness on Global Heat Transfer Measurement in Hypersonic Flow", Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 22, No. 3, pp.373-381, 2008. 査読有

[学会発表] (計 13 件)

1. 永井大樹、河勝元、澤村亮輔、浅井圭介、“感温塗料を用いた極超音速流れにおける圧縮コーナー模型表面の温度分布計測”、17-A-3-5 平成 21 年度衝撃波シンポジウム講演論文集、2010 年 3 月 17 日、埼玉大学。
2. 澤村亮輔、河勝元、永井大樹、浅井圭介、垣花真人、“航空宇宙分野における高温領域への適用を目指した感温塗料の開発、JSASS-2010-H011”、“日本航空宇宙学会北部支部 2010 年講演会 2010 年 3 月 10 日、東北大学。
3. 永井大樹、河勝元、澤村亮輔、沼田大樹、浅井圭介、“極超音速流での感温塗料を用いた熱流速計測法の評価”、平成 21 年度宇宙航行の力学シンポジウム講演論文集、2009 年 12 月 10 日、JAXA 宇宙科学研究本部。
4. 坪井伸幸、永井大樹、浅井圭介、“極超音速流中のエアロスパイク付き鈍頭物体の表面熱流束”、第 87 期日本機械学会流体工学部門講演会論文集、2009 年 11 月 7 日、名古屋工業大学。
5. Ha S., Sawamura, R., Sakamoto, H. Nagai, H., Numata, D., Asai, K., "Application of Temperature-Sensitive Paint to Heat Flux Measurement in High Temperature Gas Flow, 2-5, 6th International Conference on Flow Dynamics, November, 4th, 2009, Sendai, Japan.

6. 永井大樹, 河勝元, 浅井圭介, “感温塗料を用いた極超音速流中の熱流束計測技術の研究開発”, S1904-2-1、日本機械学会2009年度年次大会論文集、2009年9月16日、岩手大学.
7. Nagai, H., Ha, S., Asai, K., Tsuboi, N., Nakakita, K., "Surface heat flux visualization on a blunt-nosed body with an aerospike in hypersonic flow using Temperature-Sensitive Paint", 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009-e-27, July, 10th, 2009, Tsukuba, Japan.
8. 永井大樹、坪井伸幸、浅井圭介、 “感温塗料とCFD計算の融合による極超音速流中の空力加熱予測”、第41回流体力学講演会、1C4、2009年6月18日、JAXA調布.
9. 河勝元、永井大樹、浅井圭介、中北和之、坪井伸幸、“極超音速流中のエアロスパイク模型周りの衝撃波構造と熱流束との関係について”、平成20年度衝撃波シンポジウム講演論文集、pp.385-388、2009年3月19日、名古屋大学.
10. 永井大樹、河勝元、浅井圭介、中北和之、坪井伸幸、“極超音速流中のエアロスパイク模型周りの衝撃波構造と熱流束との関係について”、第3回ハイパーソニックフォーラム、平成21年1月22日、九州大学.
11. 坪井伸幸、永井大樹、浅井圭介、 “極超音速流中のアエロスパイク付き鈍頭物体の表面熱流束について”、平成20年度宇宙航行の力学シンポジウム、2008年12月4日、JAXA宇宙科学研究本部.
12. Ha, S. Nagai, H., Asai, K., Nakakita, K. and Tsuboi, N., “Visualization of the heat flux distribution on a blunt-nosed body with an aerospike in hypersonic flow” , KSAS/JSASS Joint Int'l Symposium on Aerospace Engineering, pp.333-339, November, 20th, 2008, Jeju, Korea.
13. 坪井伸幸、永井大樹、浅井圭介、大門優、嶋田徹、 “極超音速流れにおける30°ランプ周りの衝撃波干渉に関する数値解析：衝撃波構造と熱流束について”、第40回流体力学講演会講演集、pp.291-294、2008年6月13日、東北大学.

〔図書〕 (計1件)

1. 永井大樹、浅井圭介、株式会社テクノシステム、「MEMS/NEMS工学大全」、2009、pp1028-1034、2009.

〔産業財産権〕

○出願状況 (計0件)

○取得状況 (計0件)

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.aero.mech.tohoku.ac.jp/>

6. 研究組織

(1) 研究代表者

永井 大樹 (NAGAI HIROKI)

東北大学・大学院工学研究科・准教授

研究者番号：70360724

(2) 研究分担者

()

研究者番号：

(3) 連携研究者

()

研究者番号：