

令和 2 年 6 月 29 日現在

機関番号：11301

研究種目：基盤研究(B)（一般）

研究期間：2017～2019

課題番号：17H03474

研究課題名（和文）機能性分子センサを用いた高温衝撃風洞における空力加熱計測手法の確立

研究課題名（英文）Establishment of a Method for Measuring Aerodynamic Heating in High Temperature Shock Tunnel Using Functional Molecular Sensors

研究代表者

永井 大樹 (Nagai, Hiroki)

東北大学・流体科学研究所・教授

研究者番号：70360724

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 12,800,000 円

研究成果の概要（和文）：本研究は、宇宙飛行体が大気再突入時に晒される高温・高圧環境から受ける空力加熱（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ことである。特に従来の感温塗料を用いた計測技術に新たな発想（背面観測、遮光層の導入）を加えることにより、高エンタルピー流れにおける空力加熱の定量的な計測に取り組んだ。さらに、遮光層を有する感温塗料に用いた技術を応用して、低速流れでの境界層遷移位置の可視化も実施し、その位置検出の高精度推算に適用可能であることを示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究では、宇宙機が大気圏に突入する際の空力加熱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ことを目的としている。この技術を開発することにより、機体に流入する熱流束を温度センサなどを多数埋め込むことなく、画像として捉えることができ、“どこ”に“どれくらい”の空力加熱が加わったのかを知ることが出来る。

この計測手法により、これまで未解明であった大気圏再突入時のような高エンタルピー条件下での機体周りの流れ場の現象解明に寄与し、またモデルや解法によりばらつきが大きかった数値解析（CFD）と直接比較できるデータベースとしての役割を持ち、その改良にも大きく役立つといえる。

研究成果の概要（英文）：The purpose of the research is to develop a non-intrusive and quantitative optical measurement technique to measure the aerodynamic heating distribution flowing into the space vehicle from the high-temperature and high-pressure environment during reentry into the atmosphere. In particular, new ideas were added to the conventional Temperature-Sensitive Paint measurement technique to measure aerodynamic heating in high enthalpy flows quantitatively. Furthermore, visualization of the transition position of the boundary layer in a low-speed flow was also carried out by applying the technique used for the Temperature-Sensitive Paint with a light-shielding layer. It was shown that the technique could be applied to estimate the position with high accuracy.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：感温塗料 空力加熱 境界層遷移 機能性分子センサ

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。このため機体の空力特性、空力加熱の予測が困難とされてきた。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依然未解決である。それに対して、数値解析手法 (CFD) による空力加熱量の推算においても、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、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おり、その真のデータとなる精度の高い空力加熱計測手法に対するニーズが高まっている。特に再突入物体の設計をより効率的に行うためには、温度を離散的ではなく、“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, 以下TSP) と呼ばれる機能性分子センサによる計測技術がある。研究代表者はこれまでに、大気圏再突入を模擬した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 [1]。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、物体周りの流れ場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。またこのような気流を生成できるのは、日本では、JAXA角田宇宙センターにある高温衝撃風洞 (High-Enthalpy Shock Tunnel, 以下HIEST) だけであるが、その気流持続時間は2ミリ秒と非常に短く、TSPの高い応答性も必要とされる。このような課題に対し、我々はまず高速で応答可能なTSPの開発と、短時間計測に対する信号雑音比 (S/N) 向上に取り組み、それらの課題は概ね解決できた [2]。ただし、熱流束として空力加熱を算出するためには、自発光に含まれる様々な波長の光の中から、必要とされるTSPの発光のみを抽出するといった課題が残されている。

そこで、本提案では、上記の課題を解決するために新たな観測手法の提案を行った。具体的には、模型の表面に従来通りTSPコーティングを施すが、その前面にさらに「遮光層」をコーティングすることで、前面からの自発光の影響を除去し、かつ、加熱部の背面から観測する方法である。ここで、「遮光層」は、高熱伝導、薄膜 (数十ナノm~数マイクロm) の材料を選定する。一つの候補としては、カーボンナノチューブや金属ナノ粒子等が挙げられる。模型は強度の十分なポリカーボネイドなどの透明アクリル板 (厚さ1cm以上) で作製することで、背面からの観測が可能となる。この手法により、前回提案手法の課題を解決することが出来る。この手法を確立することが出来れば、化学反応を伴う数値計算コードの検証用データとしても有効活用できることと、さらに発展として、「遮光層」そのものに触媒性効果を持たせることにより、触媒壁モデルなどの構築について信頼の高い実験データを提供することが可能となる。

2. 研究の目的

本研究は、宇宙飛行体が大気再突入時に晒される高温・高圧環境から受ける空力加熱 (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ことである。このため、新たな発想に基づく計測手法を提案し、その計測原理の実証と高温衝撃風洞HIESTへの応用・検証を目的としている。

3. 研究の方法

本研究では、「遮光層 (Light-Shielding Layer, LSL)」を有するTSPを用いた背面からの観測に関する基礎試験を行った。基礎試験では、高温衝撃風洞HIESTの適用を目指して条件を設定し、加熱試験および透過試験を実施した。図1に従来のTSP計測手法、本研究で提案する新たなTSP計測手法である背面計測手法の概念図を示す。なお、本研究では、物体が気流等から加熱を受ける面を前面、その反対側の面を背面と定義する。図2にLSLの概念図を示す。本研究では、粉末をポリアクリル酸(PAA)に混合し、それらをエタノールに溶かした後に、スプレーガンで

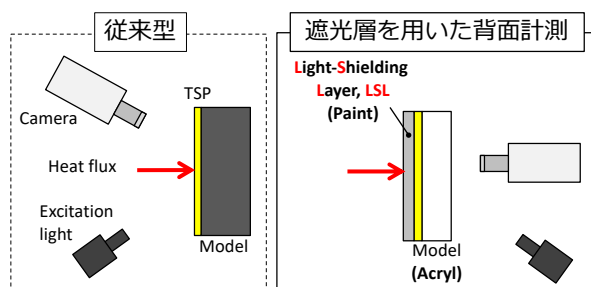


図1 TSP計測手法の概念図

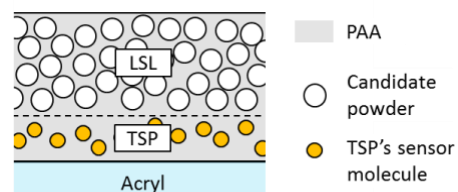


図2 遮光層の概念図

TSP層の上に塗布することでLSLを形成することを考える。

本試験では、まずCO₂レーザーによる試験片の加熱試験を行い、TSP背面計測手法の前面と背面における熱流束比率に対するLSL膜厚の影響、および応答性に対するLSL膜厚の影響を調べた。図3に背面計測加熱試験のセットアップの模式図を示す。次にLSLの遮光性を調査するために、光の透過量に対するLSL膜厚の影響を調べた。図4に透過試験のセットアップの模式図を示す。光源の光路上に試験片およびカメラを配置し、試験片を透過する光の強度を検出した。

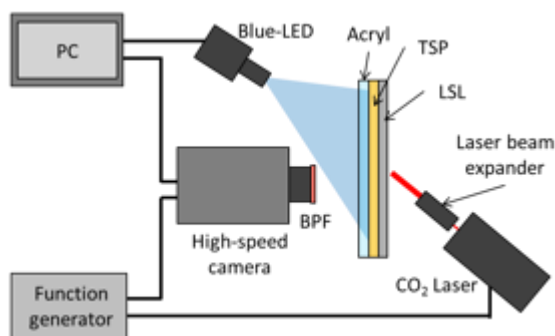


図3 背面計測加熱試験セットアップ

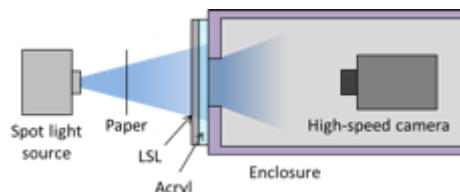


図4 透過試験セットアップ

4. 研究成果

(1) 加熱試験 (応答性評価)

はじめに、加熱試験の結果を示す。図5に前面計測の場合と背面計測の場合の表面熱流束分布の時間履歴を示す。温度分布によると、時間経過に伴い表面温度が上昇していることがわかる。また、一定時間経過後は熱流束分布に大きな差がなくなることがわかる。次に、加熱中心部の熱流束履歴を用いて、前面と背面における q_{max} の比率、および90%応答時間 $t_{90} = \tau \ln 10$ を各LSL膜厚に対して算出した。図6にLSL膜厚に対する q_{max} の比率、図7にLSL膜厚に対する90%応答時間を示す。熱流束比率に関する全体的な傾向としては、LSL膜厚が大きいかほど熱流束比率が小さくなることがわかった。これは、LSL膜厚増加に伴う熱抵抗の増加により、LSLのCO₂レーザー側とTSP側の面間の温度差が大きくなった結果としてTSPに作用する温度変化が小さくなり、最終的に算出された背面での熱流束が小さくなるためである。また、LSL膜厚の増加に伴うLSL内の熱伝導の影響が大きくなることも、熱流束比率が減少する要因として挙げられる。LSL膜厚が15 μm 以下の場合にLSLの前面/背面における熱流束比率が90%以上であり、HIESTにおける試験の計測誤差の改善がより期待できる。応答時間に関する全体的な傾向としては、LSL膜厚が大きくなるほど応答時間が長くなっていることがわかった。これは、LSL膜厚の増加に伴ってLSL表面に入力される熱がTSP側へ到達までに要する時間が長くなるためと考えられる。HIESTにおける試験を考慮すると、通風時間が通常で数ms、最大エンタルピー時で2msであるのに対し、LSL膜厚が5 μm の場合と10 μm の場合に応答時間が1ms以下となり、HIESTの適用に値すると考えられる。LSL膜厚が5 μm から10 μm にかけての区間に関しては、熱流束比率と応答時間はともに全体的な傾向に反しており、熱流束比率は増加、応答時間は減少を示している。原因としては、LSL膜厚5 μm の時にはLSLが薄いためCO₂レーザーの一部が試験片を透過したことが考えられる。[3, 4]

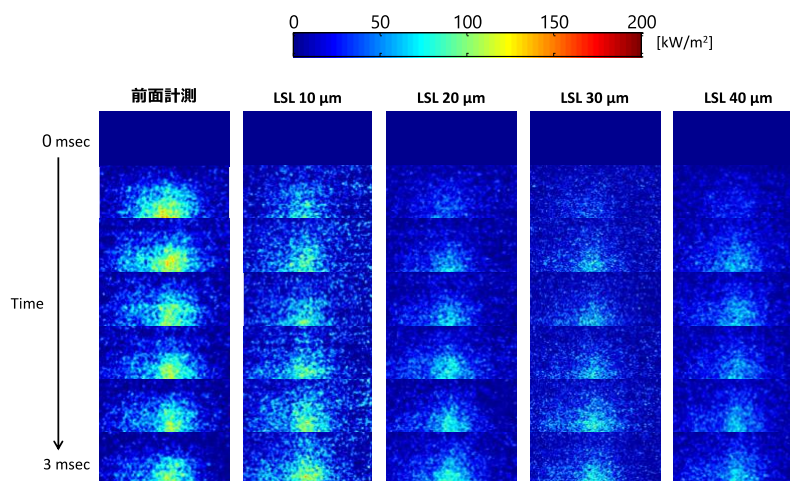


図5 前面/背面計測における表面熱流束分布の時間履歴

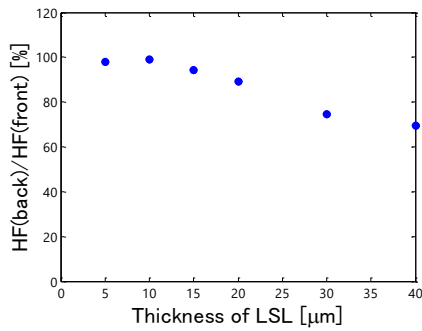


図 6 LSL 膜厚に対する q_{max} の比率

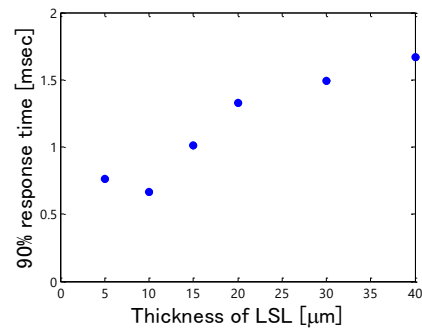


図 7 LSL 膜厚に対する 90% 応答時間

(2) 透過試験

図 8 に透過光の強度，図 9 に LSL 膜厚 0 μm に対する透過光の相対強度を示す．全体的な傾向としては，LSL 膜厚が大きくなるほど検出される強度が小さくなり，光の強度の減衰が起こることがわかった．特に LSL 膜厚が 20 μm 以上の場合，透過光の相対強度は 0.039 まで減衰した．このことは，加熱側の面で発生した発光を 3.9% 未満まで減衰させることが可能であることを意味する．透過光と TSP の発光を合わせた発光量が検出器の飽和光量に到達していなければ検出値は飽和しないため，TSP の発光強度の変化をより定量的に検出器でとらえることが可能になると考えられる．HIEST における TSP 計測へ LSL を適用することにより，気流の発光の影響を受けない計測が可能であることがいえる．[3, 4]

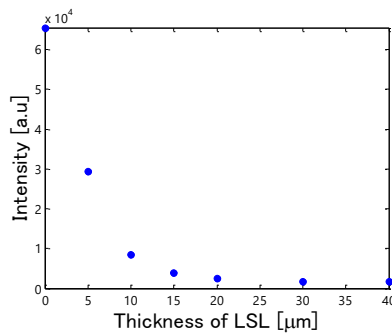


図 8 透過光の強度

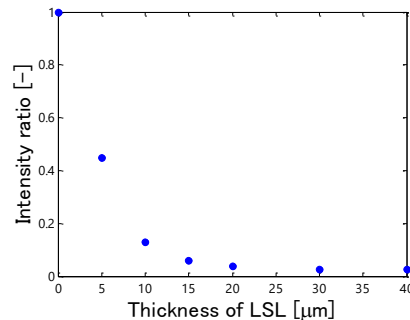


図 9 LSL 膜厚 0 μm に対する透過光の相対強度

(3) 結論

HIEST における高エンタルピー条件の試験へ TSP を適用するための新たな TSP 計測手法である LSL を提案し，これに対する基礎試験を行った．加熱試験では LSL の前面／背面での熱流束比率と時間応答，透過試験では透過光の減衰率に関するおおよその傾向を得た．今後 LSL を用いた TSP を HIEST に適用するためには，体積分率や粒子径，添加物などのパラメータを変更し，より高い遮光率，優れた応答性・熱伝導率の LSL を開発することが求められる．

<引用文献>

- [1] Nagai, H., Ohmi, S., Asai, K., Nakakita, K., "Effect of Temperature-Sensitive Paint Thickness on Global Heat Transfer Measurement in Hypersonic Flow", *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 22, No. 3, pp373-381, 2008.
- [2] Horagiri, T. and Nagai, H., "Development of Temperature-Sensitive Paint with High Performance and Responsivity for Aerodynamic Heating Measurement," *AIAA SciTech2014*, National Harbor, Maryland, USA, January 2014.
- [3] 兎内 龍也, 長山 剛大, 永井 大樹, 高温衝撃風洞への適用を目指した遮光層を有する感温塗料を用いた空力加熱計測 第45回可視化情報シンポジウム, 2017.
- [4] Tatsuya Tonai, Hiroki Nagai, "A Study on Addition of Light-Shielding Layer in Aerodynamic Heating Measurement in Hypersonic Flow Using Temperature-Sensitive Paint", *Proceedings of Fourteenth International Conference on Flow Dynamics*, 2017.

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計20件（うち招待講演 2件 / うち国際学会 10件）

1. 発表者名 Hiroki Nagai, Takehiro Nagayama, Hideyuki. Tanno, Tomoyuki. Komuro
2. 発表標題 Boundary-Layer Transition Detection at High Enthalpy Flow Conditions using Temperature-Sensitive Paint31st International Symposium on Shock Wave
3. 学会等名 31st International Symposium on Shock Wave (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 兔内 龍也, 長山 剛大, 永井 大樹
2. 発表標題 高温衝撃風洞への適用を目指した遮光層を有する感温塗料を用いた空力加熱計測
3. 学会等名 第45回可視化情報シンポジウム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Hiroki Nagai
2. 発表標題 Aerodynamic Heating Measurement using Temperature-Sensitive Paint with Light-Shielding Layer
3. 学会等名 High-speed Molecular Imaging Technology for Interdisciplinary Research: 6th German-Japanese Joint Seminar (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Tatsuya Tonai, Hiroki Nagai
2. 発表標題 A Study on Addition of Light-Shielding Layer in Aerodynamic Heating Measurement in Hypersonic Flow Using Temperature-Sensitive Paint
3. 学会等名 Fourteenth International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 兔内 龍也, 永井 大樹, 藤田 昂志
2. 発表標題 感温塗料を用いた極超音速空力加熱計測における遮光層の追加に関する検討
3. 学会等名 第13回学際領域における分子イメージングフォーラム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Hiroki Nagai, Tatsuya Tonai, Hideyuki Tanno and Tomoyuki Komuro
2. 発表標題 Aerodynamic Heating Measurement using Temperature-Sensitive Paint with Light-Shielding Layer in High Enthalpy Shock Tunnel
3. 学会等名 12th International Workshop on Shock Tube Technology (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 D. Yorita, J. Lemarechal, C. Klein, K. Fujita, H. Nagai
2. 発表標題 Dynamic Visualization of Boundary-layer Transition in a Pitch-sweep Test using Carbon Nanotube TSP
3. 学会等名 18th International Symposium on Flow Visualization (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 依田大輔, Jonathan Lemarechal, Christian Klein, 藤田昂志, 永井大樹
2. 発表標題 カーボンナノチューブTSPを用いた翼のピッチスイープ試験における境界層遷移の動的可視化
3. 学会等名 第46回可視化情報シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Daisuke Yorita, Jonathan Lemarechal, Christian Klein, Koji Fujita, Tsubasa Ikami, Hiroki Nagai
2. 発表標題 Investigation of Carbon Nanotube TSP for Dynamic Visualization of Boundary-layer Transition
3. 学会等名 15th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 兔内龍也, 伊藤勝宏, 丹野英幸, 永井大樹
2. 発表標題 高温衝撃風洞における円錐上圧力擾乱の非線形効果
3. 学会等名 平成30年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Tonai, T., Ito, K., Tanno, H., Nagai, H.
2. 発表標題 Non-linear Effects of Pressure Disturbances on Sharp Cone Measured in High Enthalpy Shock Tunnel
3. 学会等名 The 32nd International Symposium on Shock Waves (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 伊神翼, 藤田昂志, 永井大樹, 依田大輔, Christian Klein
2. 発表標題 カーボンナノチューブ感温塗料を利用した低速流れにおけるNACA0012翼の動的境界層遷移計測
3. 学会等名 第51回流体力学講演会/第37回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 伊神翼, 藤田昂志, 永井大樹, 依田大輔, Christian Klein
2. 発表標題 低速風洞での流れ場計測におけるcntTSPの応答性評価
3. 学会等名 第47回可視化情報シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 伊神翼, 藤田昂志, 永井大樹, 依田大輔, Christian Klein
2. 発表標題 低速流れでの動的な境界層遷移計測におけるcntTSPの時間応答性の調査
3. 学会等名 第57回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Daisuke Yorita, Jonathan Lemarechal, Christian Klein, Koji Fujita, Tsubasa Ikami, Hiroki Nagai
2. 発表標題 Investigation of a Time Response of cntTSP Sensor for a Dynamic Visualization of the Laminar-to-turbulent Boundary Layer Transition
3. 学会等名 16th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 永井大樹
2. 発表標題 宇宙機の熱流体システムに関する研究
3. 学会等名 令和元年度宇宙航行の力学シンポジウム (招待講演)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 伊神翼, 依田大輔, Christian Klein, 藤田 昂志, 永井 大樹
2. 発表標題 cntTSPを用いた迎角スイープ中の動的な境界層遷移計測
3. 学会等名 第14回学際領域における分子イメージングフォーラム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 永井大樹
2. 発表標題 宇宙飛行体周りの流れ場の可視化 高速・高温流れの可視化計測
3. 学会等名 東海大学総合科学技術研究所 2019年度シンポジウム (招待講演)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Tsubasa Ikami, Koji Fujita, Hiroki Nagai, Daisuke Yorita
2. 発表標題 Measurement of Boundary Layer Transition on Oscillating Airfoil using cntTSP in Low-Speed Wind Tunnel
3. 学会等名 AIAA Scitech 2020 Forum (国際学会)
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 D. Yorita, J. Lemarechal, C. Klein, K. Fujita, H. Nagai
2. 発表標題 Transition Detection Methods in a Pitch-sweep Test by means of TSP using Lifetime and Intensity Measurements
3. 学会等名 AIAA Scitech 2020 Forum (国際学会)
4. 発表年 2020年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究 分担者	大西 直文 (Ohnishi Naofumi) (20333859)	東北大学・工学研究科・教授 (11301)	
研究 分担者	丹野 英幸 (Tanno Hideyuki) (30358585)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・主幹研究開発員 (82645)	