

異種材料の超高速衝突における発光温度計測

○万戸 雄輝¹, 相馬 央令子², 塩田 一路³, 山神 達也¹, 中村 剛也⁴
関谷 直樹⁵, 太田 大智⁴, 阿久津 壮希⁴, 長谷川 直², 田中 孝治^{1,2}

Yuki Mando¹, Eriko Soma², Ichiro Shiota³, Tatsuya Yamagami¹, Takaya Nakamura⁴,
Naoki Sekiya⁵, Daichi Ota⁴, Soki Akutsu⁴, Sunao Hasegawa⁴, Koji Tanaka^{1,2}

¹総合研究大学院大学, ²宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所, ³工学院大学,
⁴東京理科大学, ⁵法政大学

¹The Graduate University for Advanced Studies [SOKENDAI],

²Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)/ Institute of Space and Astronautical Science (ISAS),

³Kogakuin University, ⁴Tokyo University of Science, ⁵Hosei University

1. 緒言

運用終了後に軌道上に廃棄された人工衛星やロケット上段、衛星表面材料に由来する破片等はスペースデブリ（以下、デブリ）と呼ばれる。デブリは低軌道衛星に対しては平均 10 km/s という超高速で衝突するため、人類の持続的宇宙開発利用において喫緊の課題となっている。デブリが宇宙機と超高速で衝突すると、粉碎や二次デブリと呼ばれる衝突破片が生じる。この時、飛翔体と標的の衝突界面では、超高温・高圧となり融解や気化が起り、高温ガスとそ的一部分が電離した衝突プラズマが発生する¹⁻³⁾。

超高速衝突現象では、主にバンパーやシールド材の開発を目的にした機械的な現象に関する研究が注目されてきた⁴⁻⁶⁾。しかし、超高速衝突で生じる高温ガスや衝突プラズマは機械的な現象に比べて研究成果が少ない。高温ガスについては、中性気体が宇宙機表面の汚染の原因となる。汚染により、太陽電池などの発電特性の低下や熱光学特性の劣化を引き起こす可能性がある。また、太陽電池やワイヤハーネスの衝突による衝突プラズマは、持続放電を引き起こすトリガーになり、宇宙機の地絡故障を生じる可能性が報告されている⁷⁻¹⁰⁾。このような故障を防ぐために、超高速衝突で生じる高温ガスや衝突プラズマの気相成分のイジェクタに関する現象を明らかにする必要がある。

そこで、これまで我々は宇宙機の放電のトリガーとなる衝突プラズマの計測手法の開発を行ってきた。一般的にプラズマ計測には、電磁波を用いた計測手法とプラズマプローブ法がある。我々は、局所的な衝突プラズマの諸量や拡散形態について明らかにす

るため、プラズマプローブ法を用いた。プラズマプローブ法は、シングルプローブ法¹¹⁾、ダブルプローブ法¹²⁾、トリプルプローブ法¹³⁾がある。シングルプローブ法は、1つの電極をプラズマ中に挿入し、印加電圧を掃引することでプラズマ温度や密度を求められる。しかし、衝突プラズマは極短時間の現象であるため、電圧を掃引して求めることは困難である。また、トリプルプローブ法は、3つの電極を用いて一定の印加電圧をかけて瞬時にプラズマ温度と密度を求められるが、適切な印加電圧の条件設定が困難である。ダブルプローブ法は、2つの電極を用いて印加電圧を掃引してプラズマ温度と密度を求める手法である。プローブ間に流れるプラズマ電流と、プラズマ温度、衝突プラズマを構成するイオン質量からプラズマ密度を求められる。我々は、プラズマ温度を分光計測により求めることで、固定の印加電圧でのダブルプローブ計測から極短時間現象におけるプラズマ諸量の計測手法を開発してきた¹⁴⁾。

先行研究では、プラズマ温度は衝突で生じる高温ガスを黒体放射と仮定して、3波長の発光強度比から推定されてきた^{15,16)}。しかし、飛翔体や標的材料由来の輝線スペクトルがそれらの波長で生じた場合、プラズマ温度の算出に大きな誤差を生じる課題があった。また、異種材料衝突時で生じる衝突プラズマを構成するイオン質量は、これまで標的や飛翔体材料どちらかを仮定して用いられてきた。これもプラズマ密度推定の誤差要因となる。

そこで、我々は輝線スペクトルの影響低減とイオン質量の精度向上のために、ストリークカメラ分光器を用いて新たなプラズマ諸量の計測手法の開発に取り組んできた。今年度の概要について述べる。

2. 手法

JAXA 宇宙科学研究所が所有する二段式軽ガス銃を用いて超高速衝突実験を行った。二段式軽ガス銃の下流側には、衝突用のアクリル製真空チャンバーを設置している。

図1に実験コンフィグレーションを示す。真空チャンバー内の真空度は、0.1~10Pa 程度で実験を行なった。チャンバー内には、標的とプローブ電極を置いて衝突プラズマをダブルプローブ法で計測した。チャンバー周りには、高速度カメラとストリークカメラ分光器を設置し、イジェクタの計測を行なった。高速度カメラは、標的の側面から撮影した。また、極短時間の発光現象を撮影できるようにフレーム速度を $2\mu\text{s}$ ごとに128枚撮影した。

イジェクタの発光は、光ファイバーを通じてストリークカメラ分光器に取り込んだ。光ファイバーは標的の前面を視野に入るように分光計測を行なった。図2にストリークカメラ分光器装置の外観を示す。ストリークカメラ分光器は、分光器とストリーク管が組み合わされた装置であり、時間的な変化だけでなく空間的な変化も同時に記録できる装置である。横軸が波長、縦軸が時間、カラーバーは強度を示す時間分解スペクトルが得られる。観測波長範囲は547~872nm、計測点数 1344 点である。観測時間は、 $100\mu\text{s}$ 、時間分解能は $1\mu\text{s}$ である。なお、衝突実験前にはストリークカメラ分光器のスペクトル強度を色温度が既知のハロゲンランプを用いて確認した。波長分解能は、水銀燈の輝線スペクトルをストリークカメラ分光器で計測し、National Institute of Standard Technology (NIST)¹⁷⁾で公表されている水銀の輝線スペクトルと照合し、波長分解能を調べた。ストリークカメラ分光器の波長分解能(半値全幅)は約5.7nmであることがわかった。

ストリークカメラ分光器計測で得られた時間分解スペクトルからプラズマ温度の算出と標的と飛翔体材料由来の輝線スペクトル強度変化を比較した。プラズマ温度の算出は、飛翔体と標的由来の輝線スペクトルを除いた連続スペクトルを用いて、衝突による発光を黒体輻射と仮定して、プランクの式でフィッティングしプラズマ温度変化を求めた。

輝線スペクトルの強度変化の比較では、NIST のデータベースと照合をして、標的と飛翔体材料由来の輝線スペクトルの特定を行う。識別した飛翔体と標的の材料由来のそれぞれの輝線スペクトルの強度変化を比較し、異種材料衝突時の衝突プラズマを構成する組成を調べた。

飛翔体と標的的材料には、以下の材料を選定した。飛翔体には、直径7mmのナイロン球、直径3.2mmのアルミニウム球とチタン球を用いた。約7km/sで飛翔体を加速させ、標的に垂直衝突させた。標的には、アルミニウム板、銅板、ナイロン板等を用いた。

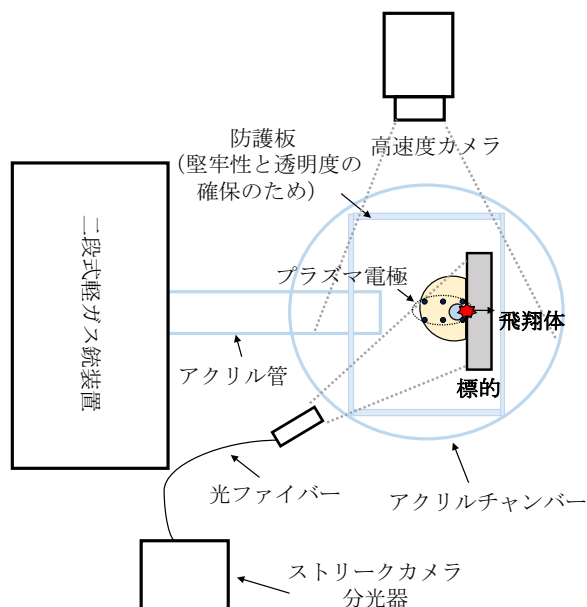


図1 実験コンフィグレーション

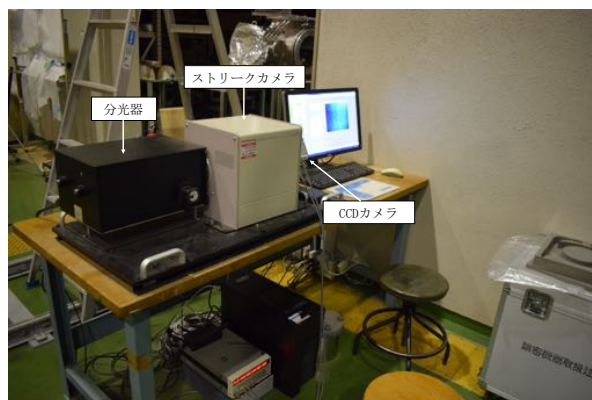


図2 ストリークカメラ分光器装置の外観

3. 実験結果と考察

実験結果と考察の概要を述べる。図3に飛翔体がアルミニウム球、標的が銅板の衝突で観測された時間分解スペクトルを示す。ここで、衝突開始時間は発光が始まった時間とする。衝突直後に、高温ガスによる連続スペクトルと飛翔体と標的の材料由来の輝線スペクトルが観測できた。

プラズマ温度の推定には、飛翔体と標的の材料由来の輝線スペクトルを除いた連続スペクトルの強度比から、プランクの式でフィッティングをして求めた。従来手法では、3波長の発光強度比率からプラズマ温度が求められてきた。波長分解能は、光学干渉フィ

ルターによって決まり 40nm である。しかし、本手法は従来手法より、高い波長分解能かつ高いサンプリングレートにより、輝線スペクトルを識別することができ、より精度の高い発光温度推定手法を示せた。

また、異種材料の衝突で生じる標的と飛翔体由来の輝線スペクトル強度変化の比較を行った。衝突初期に発生するプラズマは両材料が混合された状態であり、その後材料の組み合わせによっては標的材料由来のプラズマが優勢になっていくことが明らかになった。

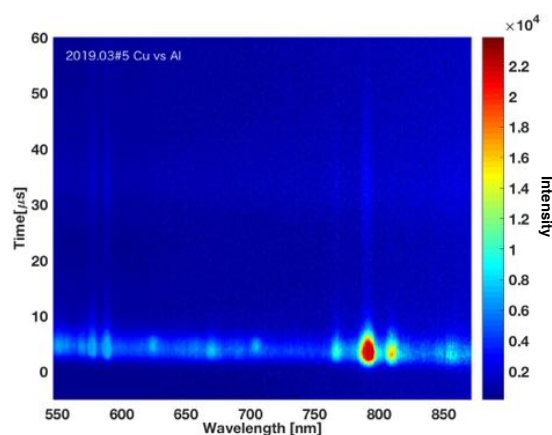


図3 飛翔体がアルミニウム球、標的が銅板の衝突で観測された時間分解スペクトル

4. まとめ

二段式軽ガス銃を用いて超高速衝突実験を行なった。従来研究の課題であった輝線スペクトルの影響低減とイオン質量推定の精度向上のために、ストリークカメラ分光器を用いた新たなプラズマパラメータ計測手法の開発を行った。従来手法と比べて、高い波長分解能と高いサンプリング点数により輝線スペクトルを識別でき、輝線スペクトルの光強度が重畳することなくプラズマ温度を推定することができた。また、異種材料の衝突時における輝線スペクトル強度変化の比較から、標的と飛翔体材料由来のイオンの時間的な分布を明らかにできた。

このように、精度の高いプラズマ温度推定と衝突プラズマのイオンの時間的な分布を明らかにできたことにより、精度の高いプラズマ密度推定が可能になった。来年度は、衝突プラズマや高温ガスの気相成分のイジェクタの空間分布について明らかにする。

謝辞

本研究は、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所超高速衝突実験共同利用施設の採択課題として実施しました。

参考文献

- 1) B. Jean and T. L. Rollins: Radiation from Hypervelocity Impact Generated Plasma, *AIAA Journal*, **8** (1970), No. 10, pp. 1742-1748. .
- 2) J. F. Friichtenicht and J. C. Slattery: Ionization Associated with Hyper Velocity Impact, *NASA TN D-2091*, (1963).
- 3) G. Eichhorn: Analysis of the hypervelocity impact process from impact flash measurements, *Planetary and Space Science*, **24** (1976), Issue 8, pp.771-776.
- 4) M. Higashide, T. Kusano, Y. Takayanagi, K. Arai, and S. Hasegawa: Comparison of Aluminum Alloy and CFRP Bumpers for Space Debris Protection, *Procedia Engineering*, **103** (2015), pp.189-196.
- 5) K. Nitta, S. Kawakita, A. Takeda, M. Katayama: Response of Cable Harnesses Subjected to High-velocity Impacts, *Trans. JSASS Aerospace Technology of Japan*, **8** (2010), ists27号, pp.Pr_2_55-Pr_2_62
- 6) 西田 政弘, 林 浩一, 東出 真澄: 超高速衝突時の炭素繊維強化プラスチック板からのイジェクタサイズ分布に与える飛翔体直径および試験片板厚の影響, *日本材料学会誌*, **67** (2018), No.4, pp. 445-451.
- 7) Y. Akahoshi, T. Nakamura, S. Fukushige, N. Fukusawa, S. Kusunoki, Y. Machida, T. Koura, K. Watanabe, S. Hosoda, T. Fujita, and M. Cho: Influence of space debris impact on solar array under power generation, *International Journal of Impact Engineering*, **35** (2008), Issue 12, pp.1678-1682
- 8) S. Fukushige, T. Nakamura, W. Watanabe, T. Nagasaki, K. Sugawara, T. Koura, and M. Cho: Solar-Array Arcing Due to Plasma Created by Space Debris Impact, *IEEE Transactions on Plasma Science*, **36** (2008), Issue 5, pp.2434-2439
- 9) T. Hirai, M. Higashide, H. Kurosaki, S. Kawakita, S. Hasegawa, Y. Mando, S. Yamaguchi, and K. Tanaka: Re-examination of electrical failure risk on satellite's power harnesses caused by space debris impacts: simultaneous measurements of sustained discharge and plasma density, *Procedia Engineering*, **204** (2017),

- pp.445-451.
- 10) Y. Mando, K. Tanaka, T. Hirai, S. Kawakita, M. Higashide, H. Kurosaki, S. Hasegawa, and K. Nitta: Investigation on Sustained Discharge of Satellite's Power Harness Due to Plasma from Space Debris Impact, 15th Hypervelocity Impact Symposium, U.S, Florida, (2019).
 - 11) H. M. Mott-Smith and I. Langmuir, The Theory of Collectors in Gaseous Discharges, *Phys. Rev.*, **28** (1926).
 - 12) E. O. Johnson and L. Malter, A Floating Double Probe Method for Measurement in Gas Discharge, *Phys. Rev.*, **80** (1950).
 - 13) S. Chen, T. Sekiguchi, Instantaneous Direct-Display System of plasma Parameters by Means of Triple Probe, *Journal of Applied Physics*, **36** (1965).
 - 14) 長岡 洋一, 田中 孝治, 佐々木 進: 薄膜構造への超高速衝突により発生するプラズマの伝搬特性, *日本航空宇宙学会論文集*, **60** (2012), No.2, pp. 89-95
 - 15) 長岡 洋一: 宇宙機の薄膜パネル構造への超高速衝突における電氣的現象の研究, 総合研究大学院大学博士論文, 2013.
 - 16) T. Kadono and A. Fujiwara: Observation of Expanding Vapor Cloud Generated by Hypervelocity Impact, *Journal of Geophysics Research*, **101** (1996), Issue E11, pp. 26097-26109.
 - 17) National Institution of Standard Technology (NIST), https://physics.nist.gov/PhysRefData/ASD/lines_form.html, (accessed February 2nd, 2020).