

超高速衝突により生じるイジェクタの分光計測

(Spectroscopic Measurement of Ejecta from Hypervelocity Impacts)

万戸 雄輝¹, 相馬 央令子², 塩田 一路³,
山神 達也⁴, 長谷波 秀一⁵, 田中 孝治^{1,2}

Yuki MANDO¹, Eriko SOMA², Ichiro SHIOTA³,
Tatsuya YAMAGAMI⁴, Syuichi HASEBA⁵ and 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 法政大学, ⁵ 北里大学

¹ SOKENDAI [The Graduate University for Advanced Studies],

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

³ Kogakuin University, ⁴ Hosei University, ⁵ Kitasato University

1. 序論

スペースデブリが宇宙利用において喫緊の問題となっている。デブリのような超高速衝突により二次デブリ、中性ガス、プラズマ等のイジェクタが発生する^{1,2)}。衝突によって生じる二次デブリはさらなるデブリを増やし、宇宙機への機械的破壊を拡大させる。一方で、衝突により生じる中性ガスやプラズマは、宇宙機表面の汚染や太陽電池パネルや電力ハーネスへの衝突によりプラズマを介した持続的な放電現象が生じ、宇宙機の地絡故障を生じる可能性があることが報告されている³⁻⁵⁾。

これまで、同一の元素の飛翔体と標的材料による超高速衝突は、1種類の元素に起因したプラズマであり調べられてきた⁶⁾が、異なる元素から構成される飛翔体や標的との超高速衝突は、多成分プラズマであり拡散形態や組成比率は明らかになっていない。

そこで、我々は異なる標的と飛翔体材料での超高速衝突により生じるイジェクタの発生と拡散形態を調べた。今年度は、標的を宇宙機表面でよく用いられるアルミニウム板を、飛翔体はナイロンを中心に選定し調べた。

2. 実験手法

図1に示すように、デブリ衝突を模擬するため、JAXA 宇宙科学研究所の二段式軽ガス銃装置を用いて超高速衝突実験を行なった。飛翔体には、直径 7mm のナイロン球を中心に一部に比較のため直径 3.2mm のアルミニウム、ステンレス、チタン球も用いた。速度は、約 7km/s に加速し、標的に衝突させた。標的には、アルミニウム板を中心に一部に銅、ステンレス、ナイロン板を用いて非貫通の条件で衝突実験を行なった。二段式軽ガス銃装置と鉄製真空チャンバーの先に、アクリル製真空チャンバーを接続し、チャンバー内に標的とプラズマの伝搬を計測するため複数のプラズマプローブを、チャンバー周りに各種光学計測装置を設置した(図2)。このように、アクリルチャンバーを用いることで、チャンバー周りに設置した各種光学計測を可能にした。ただし、図3に示すようにアクリルチャンバーが超高速衝突により生じる二次デブリとの衝突による劣化を考慮して、チャンバー内に防護板を設置し、数ショット毎に取り替えることでチャンバーの堅牢化と透明度の確保を行なった。

図4にプラズマ計測回路を示す。直径 2mm、高さ 10mm の円柱型の電極を使用し、電極間に 9.6V の直流電圧を印加し計測を行なった。

チャンバー周りには、発光雲の発生を調

べるためフォトディテクタを使用した。フォトディテクタにより発光計測を行い、発光の開始時間を衝突開始時間として定義し、各種計測装置の時間校正を実施した。また、発光雲の伝搬を二次元的に観測するため高速度カメラを用いた。また、発光雲の温度計測と電離気体の輝線スペクトルを計測するため、ストリークカメラ分光器を標的の前面（衝突面）を視野に入るように設置した。ストリークカメラ分光器は、ストリーク管と合わせて用いることで極めて短い時間内に生じる光現象を捉えられ、時間的な変化だけでなく空間的な変化も同時に捉える装置である。この装置を用いて、衝突によって生じる輝線スペクトルの計測と輝線スペクトルを除いた連続スペクトルをプランクの式でフィッティングを行うことで時間変化の発光雲の温度の推定を行なった。ただし、実験前にチャンバー内に色温度が既知のハロゲンランプを設置し校正実験も実施した。



図 3 アクリル製真空チャンバーと防護板

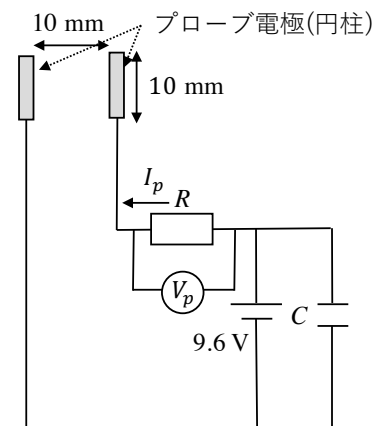


図 4 プラズマ計測回路



図 1 二段式軽ガス銃装置

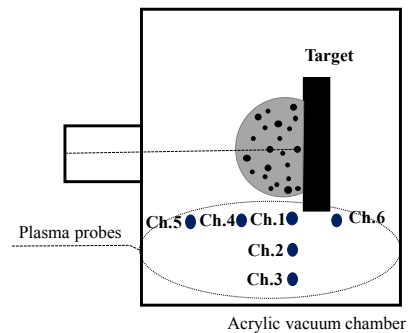


図 5 プラズマプローブ配置（側面図）

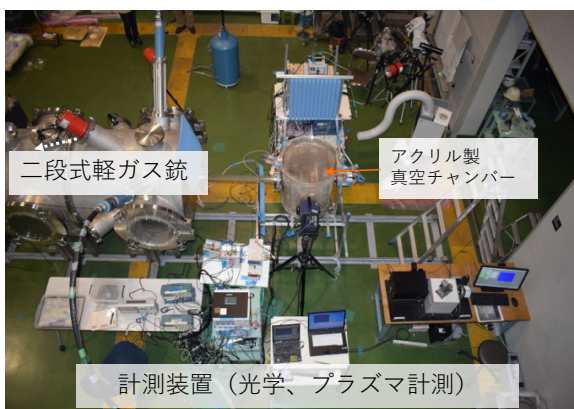


図 2 アクリル製真空チャンバーと各種計測装置

3. 実験結果と考察

異なる飛翔体と標的材料を中心とした組み合わせで衝突実験を行ない、イジェクタの発生と拡散について調べた。

3.1 気相成分の拡散形態について

図 6 に高速度カメラ計測による発光雲の伝搬の様子を示す。衝突点から発光雲が拡散していくことがわかる。ここで、高速度カメラ計測結果から発光雲の拡散速度を求めた。また、図 7 に各プローブで計測したプラズマ電流を示す。ここで、衝突点と各プローブの位置と各プローブに最大となるプラズマ電流が到達した時間を除し、プラズマの拡散速度を求めた。

図 8 に、発光雲の拡散速度とプラズマの拡散速度を比較した結果を示す。プラズマの拡散速度は発光雲の拡散速度とほぼ一致していることから、発光雲にはプラズマを含み拡散し、角度依存性があることがわかった。

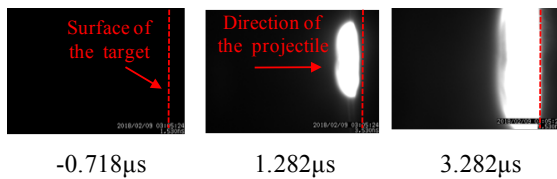


図 6 高速度カメラ計測による発光雲拡散の様子

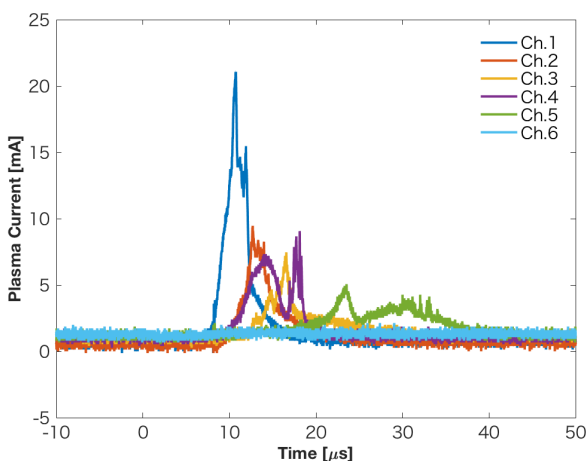


図 7 各プローブで計測したプラズマ電流

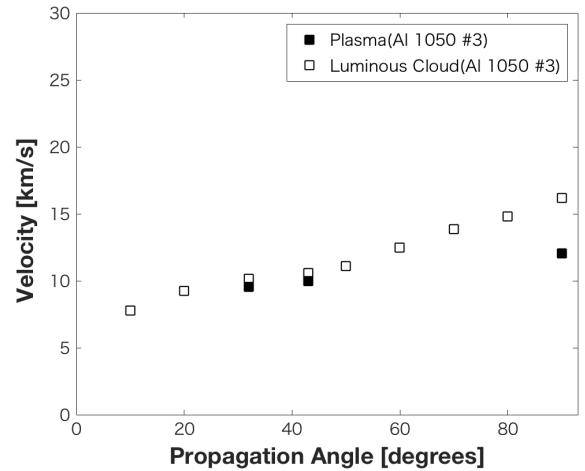


図 8 発光雲とプラズマの拡散速度の比較

3.2 分光計測による発光雲の温度と輝線スペクトルの観測について

図 9 にアルミニウム板とナイロン球の衝突時のストリークカメラ分光器計測結果を示す。衝突により連続スペクトルと標的と飛翔体材料由来の輝線スペクトルが観測された。また、輝線スペクトルを除いた連続スペクトルを黒体放射のプランクの式でフィッティングを行うことで時間変化の発光雲の温度の推定を行ない、最大で 3400K であることがわかった。

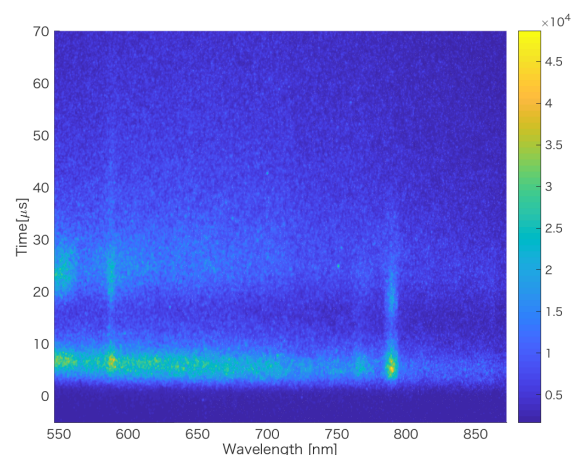


図 9 アルミニウム板とナイロン球の衝突による分光計測結果

4 結論

異なる標的と飛翔体材料を中心とした組み合わせで衝突実験を行い、イジェクタの発生と拡散について調べた。

今年度は、飛翔体材料に直径 7mm のナイロン球 (約 7km/s) を標的材料にアルミニウム板を中心に衝突実験を行なった。イジェクタの発生や拡散を調べるため、フォトディテクタ、高速度カメラ、ストリークカメラ分光器、プラズマプローブを用いた同時計測を行なった。高速度カメラ計測とプラズマプローブ計測により、気相成分の伝搬には角度依存性があることがわかった。また、ストリークカメラ分光器計測により飛翔体と標的材料由来の輝線スペクトルも確認できた。さらに、輝線スペクトル以外の放射スペクトルを黒体輻射であることを仮定し、プランクの式を用いてフィッティングを行なったところ、最大で 3400K 程度であることがわかった。

今後、異なる飛翔体と標的材料での組み合わせによる衝突実験から得られた分光計測結果を比較し、飛翔体と標的材料由来の輝線スペクトルの分離を試みる。さらに、各元素の輝線スペクトルの時間変化を比較することで、衝突による気化のプロセスを明らかにしていく予定である。

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利用施設の採択課題として実施しました。実験に多大な協力をして下さりました長谷川直氏と宇宙科学研究所・田中孝治研究室の学生の皆様に感謝申し上げます。

引用文献

- 1) G. Eichhorn, Analysis of The Hypervelocity Impact Process from Impact Flash Measurements, Plasma Space Science, 24, p.771, 1976.
- 2) J.F. Friichtenicht, and J.C. Slattery, "Ionization Associated with Hypervelocity Impact," NASA-TN-D-2091, 1963.
- 3) S. Fukushige, Y. Akahoshi, K. Watanabe, T. Nagasaki, K. Sugawara, T. Koura, and M. Cho, "Solar-Array Arcing Due to Plasma Created by Space-Debris Impact," IEEE Transaction on Plasma Science, Vol. 36, No. 5, 2008.

- 4) S. Kawakita, G. Segami, K. Nitta, H. Kusawake, M. Takahashi, H. Matsumoto, and S. Hasegawa, "Discharge of Spacecraft Solar Panels by Hypervelocity Impact," Trans. JSASS Aerospace Technology of Japan, Vol. 7, pp. Tr_2_53-Tr_2_56, 2009.
- 5) 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," 14th Hypervelocity Impact Symposium, UK, 2017.
- 6) T. Enling, X. Shenghai, Y. Minghai, and L. Lexin, Sweep Langmuir Probe and Triple Probe Diagnostics for Transient Plasma Produced by Hypervelocity Impact, Plasma Science and Technology, Vol. 14, pp. 747-753, 2012.