

宇宙環境保全における微小デブリ研究の現状

松本 晴久 (JAXA), 奥平 修 (千葉工業大学), 花田 俊也 (九州大学), 東出 真澄 (JAXA),
赤星 保浩 (九州工業大学), 仁田 工美 (JAXA), ○北澤 幸人 (IHI / 九州工業大学 / JAXA)

Present Research Activities on Small Space Debris at Space Environment Prevention

Haruhisa Matsumoto (JAXA), Osamu Okudaira (Chiba Institute of Technology), Toshiya Hanada (Kyushu University),
Masumi Higashide (JAXA), Yasuhiro Akahoshi (Kyushu Institute of Technology), Kumi Nitta (JAXA),
Yukihito Kitazawa (IHI/ Kyushu Institute of Technology/JAXA),

Key Words: Space Debris, Standard, Hypervelocity Impact, Environment Model

Abstract

The micro-debris of the size from 100 μm to several mm is expected to cause a spacecraft critical failures and troubles. However, the collision probability of the micro-debris and its effect on space equipment are hardly predicted due to lack knowledge regarding the debris distribution and experimental/numerical investigation on material and components. This paper introduce research activities related on micro-debris for space environmental prevention

1. はじめに

UNCOPUOS (United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space : 国連宇宙空間平和利用委員会) は 2007 年に「スペースデブリ低減ガイドライン」を制定し、宇宙環境保全のためスペースデブリの発生抑止を世界各国に勧告している¹⁾。同ガイドラインは 7 項目の規定から構成されており、その筆頭 (ガイドライン 1) で「正常な運用中に放出されるデブリの制限。スペースシステムは正常な運用中にデブリを放出しないように設計すること。」として宇宙機からのスペースデブリの放出を防止することを強調している。スペースデブリは低軌道の場合、軌道上を秒速約 8km/s と超高速度で周回するため、微小な大きさ (例えば 0.1mm ~ 1mm オーダー) のスペースデブリ (以下「微小デブリ」と記す) でもその衝突により宇宙機のサブシステムやコンポーネントにクリティカルな損傷を与える可能性がある。IADC (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee : 国際宇宙機関間スペースデブリ調整委員会) は微小デブリの引き起こす傷害例として以下を挙げている²⁾。

- ▶ 大きさ 100 μm のデブリが衝突した際に発生すると考えられる障害の例
 - 高感度なセンサー類や表面への明瞭なダメージ。スペースシャトルの窓は交換が必要。
 - 細いテザーやスプリング、ワイヤーの破断
 - 多層断熱材 (MLI : Multi-Layer Insulation) の貫通

- 厚さ 300-500 μm の外壁の貫通
- ヒートパイプや冷却材ループ、ラディエーターの貫通
- 太陽電池セルの貫通 (短絡やアークバーニング)

- ▶ 大きさ 1 mm のデブリが衝突した際に発生すると考えられる障害の例
 - 被衝突体の厚さや材料によって、直径 2mm から 1 cm のクレーターや穴が生じる。
 - 厚さ 3mm ~ 5mm の外壁を貫通し、壁面裏にある機器にダメージを与える。
 - 曝露機器の構造にダメージを与える。
 - タンク、バッフル、太陽光シールド、外部ケーブルなどを貫通

国内で微小デブリの研究が本格化したのは、環境観測技術衛星(ADEOS-II)「みどり2号」の不具合の一要因として微小デブリの衝突が挙げられたことに起因する。当時の文部科学省宇宙開発委員会は事故調査の報告書³⁾において、「微小な宇宙デブリとの衝突については、確率と影響度の評価を行い、重大な不具合に至らないよう設計に反映させる必要がある。」としている。

この報告を受け、JAXA は宇宙関係企業との協力・情報交換を行いながら、「微小デブリ衝突耐性評価標準」⁴⁾を策定・制定し、さらに実設計に関する知見を盛り込んだ「スペースデブリ防護設計マニュアル」

5) (一般には非公開)の整備や実験設備・解析ツールの整備を行ってきている。

文献⁴⁾に示される微小デブリの衝突リスクに対する防御設計の妥当性を確認するための評価フローをベースにし簡略化したフローを図1に示す。

この中で特に課題が多いのは前記の事故調査の報告書でも指摘されているように「確率と影響度の評価」、すなわち、デブリ環境モデルから算出される微小デブリの「衝突頻度」と、衝突の影響を評価するために弾道限界方程式によって算出するべき「損傷限界の特定」である。この2項目を明確にするための取組みを紹介する。

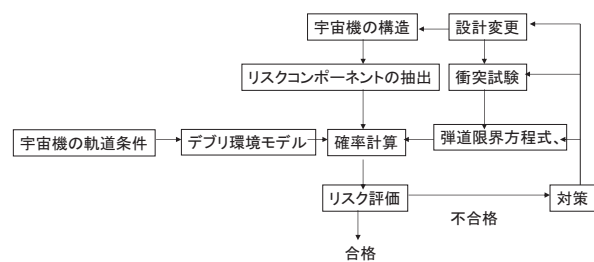


図1 微小デブリの衝突リスク評価フロー(文献⁴⁾を基に大幅に簡略化)

2. 微小デブリの「衝突頻度」に関する取組み

2.1 環境モデルの適用標準

微小デブリを地上から「観測・追跡」をすることは困難であり、軌道上から回収した物体の衝突痕や地上実験等をベースとして理論的考察などから、デブリの存在量・分布を数学的に記述した「デブリ環境モデル(デブリフラックスモデル)」を用い、微小デブリの宇宙機への衝突頻度等を推定することになる。

デブリ環境モデルの宇宙機設計への適用プロセスを定めた国際標準 ISO14200⁶⁾では5種類のデブリ環境モデルを紹介している。このうち、広く用いられているデブリ環境モデルは、米国航空宇宙局(NASA)のORDEMモデルと欧州宇宙機構(ESA)のMASTERモデルであるが、両モデルは算出する微小デブリの衝突頻度(フラックス)は、特に微小デブリの領域で大きく異なっている。大きさ $100\mu\text{m}$ では衝突頻度の差異は1桁程度、 1mm では2桁程度の差異が知られている⁷⁾。NASAは昨年ORDEMの最新版(ORDEM 3.0)を公開したが、両者の差異は残ったままである。図2にMASTERの最新版であるMASTER-2009とORDEMの最新版であるORDEM3.0との衝突頻度の差異の例を示す⁸⁾。最新モデルでも両者は一致していないことがわかる。衛星破砕モデル、データソース、処理方法等の違い等から欧米のモデル間の不-

致は当面は解消しない可能性が高いと言われている。特に軌道高度 800km - 1000km の微小デブリの存在量に関する実測データが殆ど存在していないことが両者の差異が埋まらない大きな要因の一つと推定している。

現状ではデブリ環境モデルによって衝突頻度計算値が大きく異なるため、JAXAの宇宙環境標準⁹⁾ではデブリ環境モデルを実設計の衝突頻度解析に適用する場合、ORDEM、MASTERのような公的宇宙機関が開発し継続してメンテナンスをしているモデルを複数使い、モデルの算出値を比較しデブリの衝突頻度が多くなるものを採用すること、また、モデル使用のトレーサビリティの確保を推奨している。国際標準であるISO14200も基本的にこの考え方を踏襲し制定された。

なお、JAXAの研究開発部門が開発したデブリ衝突損傷リスク解析ツール(TURANDOT)は、上記の環境標準でのモデル適用ガイドラインに沿い、衛星各部の遮蔽効果を考慮した上で、宇宙機各部のデブリ衝突による損傷発生確率を推定することが可能である。

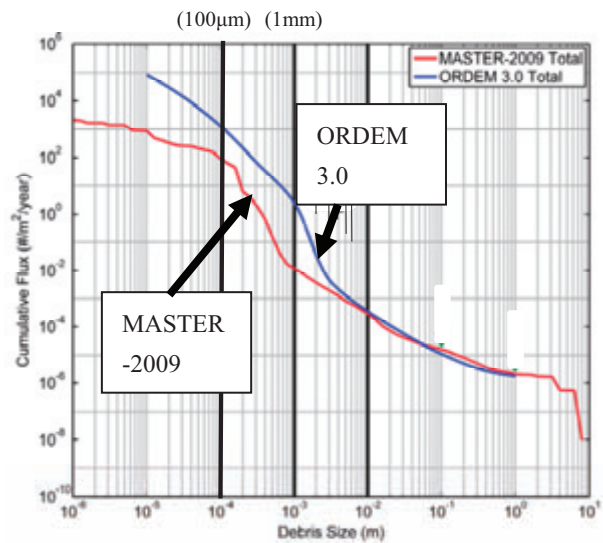


図2 MASTER-2009とORDEM3.0のデブリの衝突頻度(フラックス)の比較例(文献⁸⁾を一部加筆修正)。近地点高度 838km 、遠地点高度 855km 、軌道傾斜角 98.84° を想定(衛星DMSP 5D-3 F19, NORAD ID 39630)

2.2 軌道上デブリ計測装置(SDM: Space Debris Monitor)の開発

前項で、デブリ環境モデルの差異について紹介した。現時点で国内ではデブリ環境モデルは存在しないもの、これまで計測がされていない微小デブリの

存在分布を計測するための計測装置 (SDM) が開発された^{10,11)}。図3にSDM外観を示す。

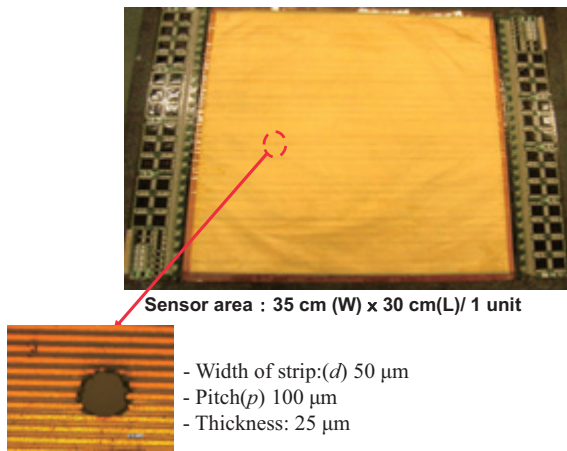


図3 軌道上デブリ計測装置 (SDM : Space Debris Monitor) 外観図¹⁰⁾

SDMはポリイミド樹脂製で、1ユニットの大きさは約35cm×約30cm、厚さが約25 μm のフィルム状のセンサーである。このセンサーはフレキシブルプリント回路基板 (FPC) 技術を応用し、銅 (及びニッケル) を主成分とする幅50 μm の導通線をフィルムの表面100 μm ピッチで配置している。この導通線はフィルム面上に約3300本の平行線群を構成する。微小デブリがセンサーを貫通すると、センサーに孔があき、導通線を切断する。導通線の破断を電気的に検知することにより、微小デブリの衝突 (貫通) を検知し、更に、破断した導通線の数から微小デブリの大きさを一定の誤差範囲で知ることができる。また、破断後のセンサーの有感面積も把握できる。SDMはこれまで殆どデータが取得されていない100 μm ～数mmの微小デブリの「存在量」と「大きさ」を準リアルタイムで計測することに特化したセンサーであり、本原理による世界初のセンサーである。なお、SDMは、そのプロトモデル (研究室モデル) は既に有限会社QPS研究所が超小型衛星に搭載、打ち上げ済み¹²⁾であるが、フライトモデルは宇宙ステーション補給機「こうのとり」5号機 (HTV-5) に搭載され (図4)、フライト実証を実施した¹³⁾。

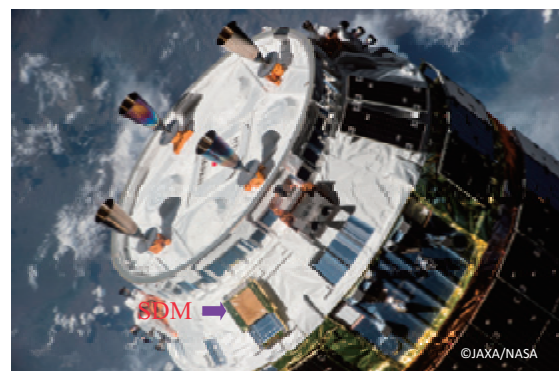
「こうのとり」5号機は、2015年8月19日20時50分49秒 (日本時間)、種子島宇宙センターからH-IIBロケット5号機に搭載されて打ち上げられ、打上げから約14分54秒後に打上げ機から正常に分離された。8月24日午後7時29分、ISS (国際宇宙ステーション) のロボットアームにより、「こうのとり」5号機は把持され、8月25日午前2時28

分、ISSへの結合が完了した。その後、9月29日午前1時53分にISSから分離、9月30日5:33頃に大気圏に再突入し、約42日間にわたるミッションを終えた¹⁴⁾。SDMは「こうのとり」5号機の運用中問題なく作動し、ISS係留中の9月1日、スペースデブリ (もしくはメテオロイド) の衝突によるものと考えられる導通線の破断信号を検出した。破断した本数は1本のため、衝突したデブリの大きさは0.1mm程度と推定される¹⁵⁾。

この結果、ISSでは初となるリアルタイムでのデブリ計測が実施できた。また、現在米国等でSDMと同原理 (導線の破断を用いるデブリセンサ) が研究開発されているが^{16),17)}、これらに先立ち、「世界初」の宇宙実証・データ取得となった。



(a) フライト中の「こうのとり」5号機



(b) SDM搭載部拡大

図4 「こうのとり」5号機に搭載された「SDM」

今後、高度800km-1000kmを飛行する宇宙機にSDMを搭載し、微小デブリ環境を計測し「環境モデル」の高精度化に貢献するデータを取得することが望まれる。また、リアルタイムの計測が可能なることを活かし、軌道上での破碎事象等の迅速な把握とその影響度評価や、九州大学が研究を進めている、デブリ衝突頻度の時間変動を評価する「動的環境モデル」¹⁸⁾

の構築にも SDM を搭載した衛星の実測データが有効活用できると考えられる。

なお、民間の宇宙ベンチャー企業であるアストロスケール社は、九州大学花田研究室のコンセプトをベースとする微小デブリ計測衛星「IDEA OSG 1」(イデア・オーエスジー・ワン)を2016年後半に打ち上げる予定であり、同衛星には2台のSDMが搭載される¹⁹⁾。IDEA OSG 1は、Dnepr ロケットで打ち上げられ、高度600-800kmを掃引する。約2年間にわたっての運用を計画しており、計測したデータは地上に送られ、九州大学を中心に解析を行う予定である。本ミッションが成功すれば、世界初の微小デブリ環境の常時監視となり、微小デブリ環境に関する新たな知見が得られることが期待される。

2.3 微小デブリ発生要因に関する研究

微小デブリ環境を不明確にしている要因の一つとして、その発生メカニズムが不明確なことがあげられる。微小デブリ生因の一つは微小デブリが宇宙機に衝突した際に2次的に発生する反跳物(ejecta)と推定されている。図5にMASTER-2009による計算例を示す。本図はMASTER-2009による衝突頻度(フラックス)値を、その値を構成する発生要因ごとに区分したものである。MASTERでは数100 μm 程度ではejectaを主要因としていることがわかる。一方、JAXAの国際宇宙ステーションでの微小デブリ捕獲実験(SM/MPAC)でもejecta起因のデブリが確認されている¹⁰⁾。ejectaの研究はデブリ環境モデルの高精度化に資するとともに、ejectaを発生させにくい材料選定に資する可能性がある。しかしながら、ejectaの発生量を定量的に見積もる試験・評価方法もなく、JAXAは九州工業大学と協力し、更にフランスONERAとも協力し、ejecta評価のための国際標準ISO11227²⁰⁾を制定した²¹⁾。今後、ejecta評価の研究が進むことが期待される。

3. 「損傷限界の特定」に関する取組み

宇宙機に対して衝突頻度が高い微小デブリの衝突試験・数値解析結果は世界的に見てもほとんど公表されておらず、「損傷限界」を把握するためのデータは全く欠落しているといっても過言ではない。JAXAでは、平成16年度からJAXA宇宙科学研究所スペースプラズマ共同研究設備の二段式径ガス銃を用い、JAXAの衛星に適用している材料・部品等に対する衝突データ(損傷限界)を蓄積している。特に「みどり2号」

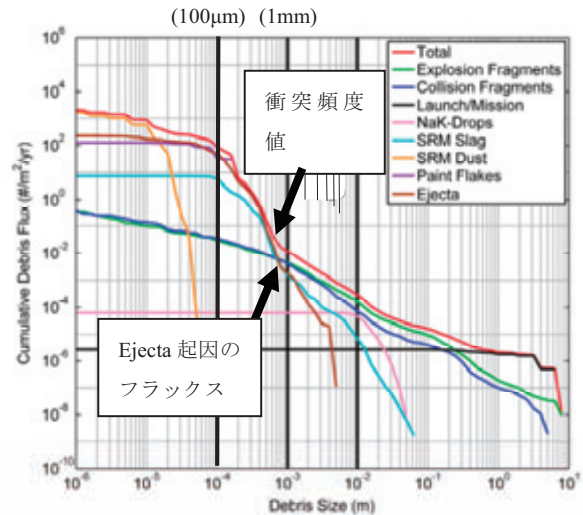


図5 MASTER-2009 デブリ衝突頻度(フラックス)とその構成要因(文献⁸⁾を一部加筆修正)。近地点高度838 km、遠地点高度855 km、軌道傾斜角98.84°を想定(衛星DMSP5D-3 F19, NORAD ID 39630)

の不具合を鑑み、電力ハーネス、太陽電池アレイ、MLI(実装状態模擬)の評価から優先的にデータ取得を開始した。研究当初では、衛星用電力ハーネスへの衝突試験を行い、少なくとも大きさ200~300 μm 以上の微小デブリは設計での考慮が必要との知見を得た²²⁾。

平成18年度から試験で実施できない8km/s以上の速度領域についてはHydrocodeを用いた解析で補っている。得られた知見は前述の「スペースデブリ防護設計マニュアル」⁵⁾にまとめ、JAXAプロジェクトへデブリの衝突防護設計に関する知見を提供している。

これまで、アルミ板、二重壁構造(Whipple Bumper)、ハニカムサンドイッチ構造、アラミド繊維織布、電力ハーネス、太陽電池パネル等の評価を行ってきたが、更なる衝突試験及び数値解析を行う必要があると考えている。なお、上記マニュアルは非公開ではあるが、衝突試験や解析に関し可能な範囲で積極的に公開・発表している(例えば文献²³⁾及び²⁴⁾。

4. おわりに

大きさ数mm程度以下のデブリは、その存在量・分布や成因について不明確な点が多い。その一方、微小デブリは、その衝突により宇宙機のサブシステムやコンポーネントにクリティカルな損傷を与える可能性がある。このような微小デブリの環境解明や衝突の影響評価に関する研究の一端、JAXA研究開発部門での活動を中心に、紹介した。国内にはデブリ

環境モデルが未だ存在しない、プラズマガンのような 10 km/s を超える衝突を再現する設備が無い等、研究を進める上での課題は多い。その一方、SDM のような世界トップレベルのセンサー技術や、微小デブリの発生メカニズムに関する研究（九州工大による ejecta の研究や九州大学による破砕モデルの研究等）、各種部品。材料に対する「損傷限界」に関する試験・解析的知見の蓄積等、研究は着実に進められている。これらの研究を通し、微小デブリ環境とその変動の把握、衝突の影響の正確な把握を行い、宇宙環境保全のためスペースデブリの発生抑止に貢献していくことが可能であると考えている。

謝辞

JAXA 宇宙機設計標準デブリ防護設計標準ワーキンググループ (WG3) 及び宇宙環境標準(WG10)ワーキンググループの委員各位には多くの貴重なご指導・ご助言を賜りました。厚く御礼申し上げます。

参考文献

- 1) United Nations Office, Space Debris Mitigation Guidelines of the COPUOS, (Resolution of 22 December 2007)
- 2) IADC, Sensor System to Detect Impacts on Spacecraft, IADC-08-03, Version 2.1, April 2013
- 3) 宇宙開発委員会, 環境観測技術衛星 (ADEOS-II) 「みどり II」の運用異常に係る原因究明及び今後の対策について, 平成 16 年 7 月 28 日
- 4) JAXA, 微小デブリ衝突耐性評価標準, JERG-2-144, 平成 24 年 5 月 10 日
- 5) JAXA, スペースデブリ防護設計マニュアル, JERG-2-144 HB, 平成 26 年 3 月 17 日
- 6) ISO, Guide to Process-Based Implementation of Meteoroid and Debris Environmental Models (Orbital Altitudes Below GEO+2000km), ISO 14200.2012
- 7) Y. Kanemitsu, Y. Akahoshi, T. Narumi, P. Faure, H. Matsumoto, Y. Kitazawa, Comparison of Space Debris Environment Models: ORDEM2000, MASTER-2001, MASTER-2005 and MASTER-2009, JAXA-RM-11-020E, 2012, March 2012, ISSN 1349-1121.
- 8) P.H. Krisko, S. Flegel, M.J. Matney, D.R. Jarkey, V. Braun, ORDEM 3.0 and MASTER-2009 modeled debris population comparison, Acta Astronautica, 113, 2015, 204-211
- 9) JAXA, 宇宙環境標準, JERG-2-144, 平成 22 年 3 月 2 日
- 10) Y. Kitazawa, H. Matsumoto, O. Okudaira, P. Faure, Y. Akahoshi, M. Hattori, T. Handa, A. Karaki, A. Sakurai, K. Funakoshu, T. Yasaka, Research and Development on In-situ Measurement MMOD sensors at JAXA, The Sixth European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, April 22-25, 2013.
- 11) M. Nakamura, Y. Kitazawa, H. Matsumoto, O. Okudaira, T. Handa, A. Karaki, A. Sakurai, K. Funakoshu, T. Yasaka, S. Hasegawa, M. Kobayashi, Development of In-Site Micro-Debris Measurement System, Advance Space Research, Volume 56, Issue 3, 1 August 2015, Pages 436-448
- 12) 九州大学 HP, https://www.kyushu-u.ac.jp/pressrelease/2014/2014_1_06_2.pdf (最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日)
- 13) JAXA HP, <http://www.ard.jaxa.jp/pickup/kasper.html> (最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日)
- 14) JAXA HP, <http://fanfun.jaxa.jp/countdown/htv5/> (最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日)
- 15) JAXA HP, <http://www.ard.jaxa.jp/index.html#pickup> (最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日)
- 16) Orbital Debris Quarterly News, Vol.12, Issue 4, October 2008, NASA
- 17) Orbital Debris Quarterly News, Vol.16, Issue 3, July 2012, NASA (最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日)
- 18) T. Hanada, Y. Ariyoshi, M. Uetsuhara, M. Tagawa, H. Chen, Y. Tsutsumi, A. Doi, S. Kawamoto, T. Yanagisawa, K. Hashimoto, A. Kawabe, and Y. Kitazawa, Orbital Debris Modeling and Applications at Kyushu University, Journal of Space Technology and Science, Vol.26, No.2, 2012, pp.28-47.
- 19) アストロスケール社プレスリリース(2015 年 9 月 24 日) http://astroscale.com/wp-content/uploads/2015/10/15-0924_IDEA_PressRelease_NC5.pdf
- 20) ISO, Test procedure to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact, ISO 11227, 2012
- 21) S. Masuyama, S. Matsumoto, P. Faure, H. Nakamoto, Y. Akahoshi, Takao Koura, H. Matsumoto, Y. Kitazawa, Feasibility of standardized ejecta evaluation for spacecraft surface materials, Procedia Engineering, Volume 58, 2013, pp. 543-549
- 22) 松本晴久, デブリ防護設計標準 WG, デブリ防護設

計標準 (WG3) の活動状況,第 4 回「スペースデブリワークショップ」講演資料集,宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-10-011,2011 年 2 月, pp. 169- 180

- 23) Higashide, M. et al. : Evaluation of Space Debris Impact on Spacecraft Structure Panels, Trans. JSASS Aerospace Tech., 10, No.ists28, pp.Pr_1-Pr_6, 2012.
- 24) K. Nitta, M. Higashide, Y. Kitazawa, A. Takeba, M. Katayama, H. Matsumoto, Response of an Aluminum Honeycomb Subjected to Hypervelocity Impacts, Procedia Engineering, Volume 58, 2013, pp. 709-714.