

# 衛星の非デブリ化のためのバルーン立体展開機構

東京都立産業技術高等専門学校 荒川キャンパス 宇宙科学研究同好会および石川研究室  
肥沼晃史, ジェインマヤンク, 佐藤未悠, 小野鴻希, 小林大輝, 佐久間隆友, 結城健斗  
吉田智将, 若松大和, 長田光希  
指導教員 石川智浩

## 1. 序論

### 1-1. 背景

小型衛星の運用年数は5年程度だが、それに対し軌道寿命は数十年以上のものも存在し、これらは運用終了後も軌道を周回し続けることになる。ミッションを終え運用終了した人工衛星や打ち上げロケットの最上段、衛星フェアリング等やそれらの破片はスペースデブリ(以下デブリと記す)と呼ばれる。現在多くのデブリが存在しており、過去には実際に衝突事故も発生している。またデブリの数は年々増加しており、このまま増加すると衝突事故の発生確率が増加する。そのため自由な宇宙開発が難しくなることが懸念される。

このため現在、衛星を長期間デブリにさせないための技術研究が多く行われている。またデブリ対策は2つに大別できる。1つ目は既に存在しているデブリを回収・除去する技術、2つ目はこれから打ち上げる衛星がデブリになることを防ぐため(非デブリ化)の技術である。このうちデブリ回収を行うにはデブリに接触する必要があるため接触事故が発生するとデブリが増殖する恐れがある。

### 1-2. 目的

当該団体ではデブリになることを防ぐための装置(非デブリ化装置)を提案する。また

本提案では予定通り運用終了した衛星のみならず故障・停波・電源喪失した衛星も対象とし、どの場合でもデブリ廃棄の責任を果たすことができる非デブリ化装置を考えた。

上記の要求を満たすために次のような衛星と非デブリ化装置を想定した。

- (1) 非デブリ化装置は衛星本体の PAF 面に外付けし、本体衛星とは別電源・別通信回線の独立したシステムを構成し、衛星本体との接続は生存信号をもらうコネクタのみ。
- (2) 大気が微小に残る低軌道 (LEO)
- (3) 50 kg級小型衛星 (H2A ロケット)
- (4) 太陽電池は非展開と四面展開の場合
- (5) 衛星寿命は最大5年 (2~3年が多い)
- (6) PAF I/F 取付面は衛星機器非搭載
- (7) 大気抵抗を利用した軌道降下技術
- (8) 本提案の実験実証機には非デブリ化装置作動後の衛星姿勢や立体展開の状態を知るため、センサやカメラを搭載する (実用段階ではそれは不要)。

以上のうち最も大きな特徴は非デブリ化装置に本体衛星とは完全に独立した電源系・通信系・C&DH系を持たせることである。

非デブリ化の方法は小型衛星から展開機構を展開して軌道上で受ける大気抵抗を増幅させて落下させる方法を目指とする。

本ミッションの開始から終了までは以下

に箇条書きで示す (図 1-1). ①, ②は地上局側の動作, ③から⑧は衛星側の動作である.

- ①本体衛星の運用終了を決定
- ②地上から展開命令コマンドを送信
- ③非デブリ化装置で電波受信
- ④非デブリ化装置は展開物を広げる
- ⑤カメラやセンサを用いて展開を確認
- ⑥展開物により大気抵抗が増加
- ⑦高度低下
- ⑧地球大気圏に突入する

衛星には様々な大きさがあり, それぞれで非デブリ化が求められているが, 本考案での非デブリ化装置は最近増えてきた主衛星の相乗りとして搭載される小型衛星 50kg を対象とした. 本装置はどの 50kg 級衛星でも搭載できるよう共通化し, 衛星本体に影響の少ない配置である PAF239M のインターフェースフレーム(以下 IFF と記す)面に搭載することを考えた(図 1-2).

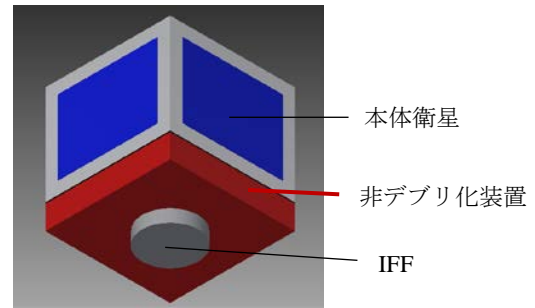


図 1-2. 非デブリ化装置搭載イメージ

本ミッションでは非デブリ化装置に大気抵抗を利用した大型立体展開機構を用いる. そのため大気が微量に存在する軌道高度 1000km 以下の衛星が対象となる. 共通モジュールの大きさは IFF 面から 50mm の機構である.

本装置を搭載する膜投影面積を検討するため, 膜面積に対する軌道落下年数を NASA の Debris Assessment Software Ver.2.0.2 より算出し展開の大きさの目標を定めた. その結果を図 1-3 に示す. 算出条件は太陽同期軌道で高度 650 km, 軌道傾斜角は  $98^\circ$ , 開始年が 2018 年 1 月とした.

まず展開機構等を搭載しない場合の最小投影面積は  $0.16\text{m}^2$  であり軌道寿命は約 92 年である. また太陽電池パネルを側面の 4 面分展開した場合, 太陽電池パネル面と垂直方向から見たときの投影面積は  $0.64\text{m}^2$  であり, 軌道寿命は約 25 年である. そこで本ミッションにおいてはその 1/5 倍の 5 年まで軌道寿命を短くすることのできる性能を目指す. そのため展開物の面積は  $3\text{m}^2$  以上展開させる必要があり, これを要求仕様として定めた.

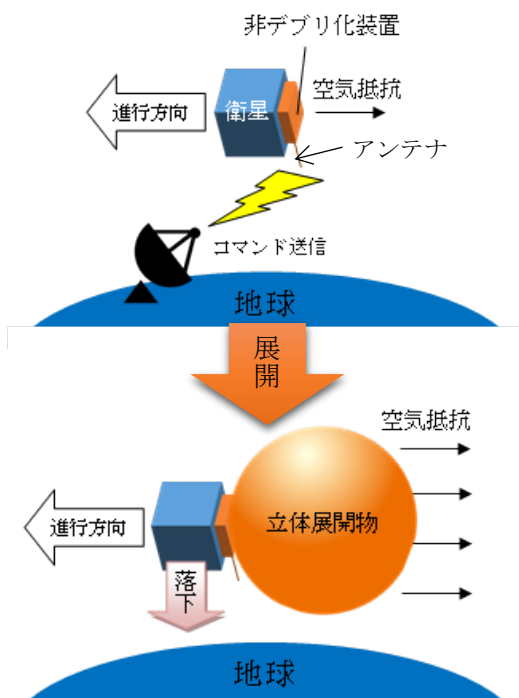


図 1-1. 衛星の非デブリ化の手順

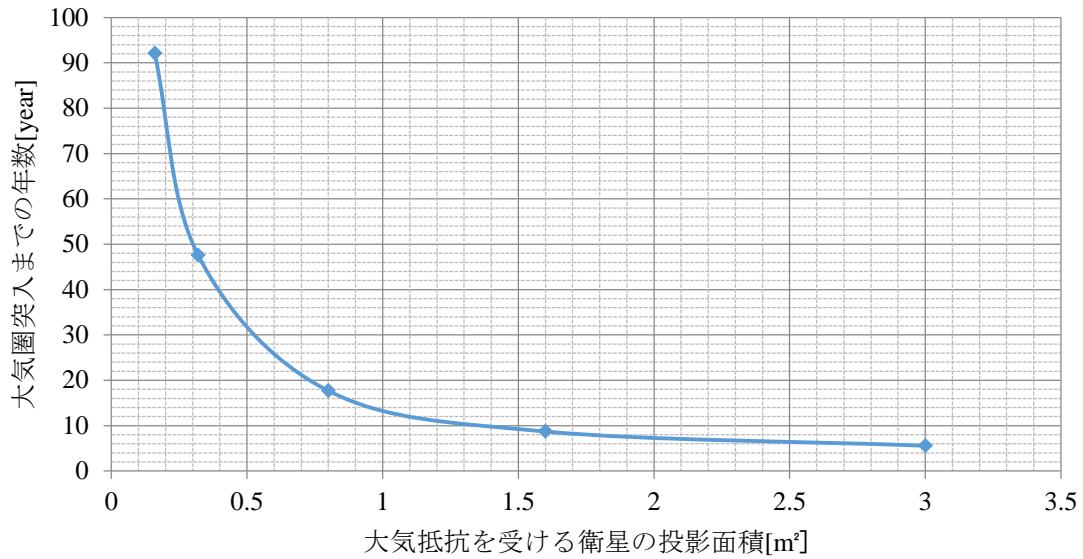


図 1-3. 投影面積に対する軌道寿命

## 2. ミッション概要

### 2-1. ミッション内容

非デブリ化装置のシステムブロック図を図 2-1 に示す。搭載する 2 つのカメラは展開物を内側と外側の両方からの撮影を行うためである。また加速度センサ、ジャイロセンサは非デブリ化装置展開後の自機の挙動を長期間観測するためのもので、これらのデータを取得することで今後の非デブリ化装置の改良を行うためである。またこれらの各種センサは研究的な要素のため実用上は不要なものなので共通搭載部には含まない。

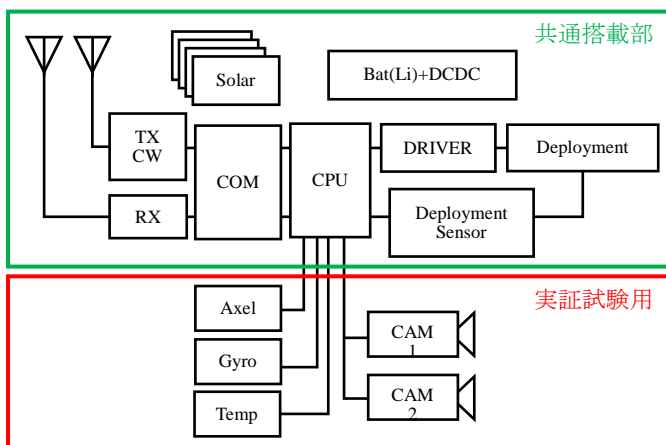


図 2-1. 非デブリ化システムブロック図

また非デブリ化装置との通信が取れなくなることも想定してタイマー式で打ち上げから 6 年経過したら自動で作動するシステムも搭載したり、本体衛星からのステータス信号受信の受信を行うことで展開させる方法も考えている。

また展開機構には単純なドライバーで展開可能なシステムを採用することで、確実に安定した展開機構が実現できることで自機のデブリ化を防ぐことができる。

しかし、万一本装置との通信トラブルや機器の故障により、展開が失敗した場合の対策として以下の 3 つの案を考えている

- ・高輝度 LED を数点搭載することで将来、画像認識型のデブリ回収型衛星の支援を行う
  - ・自機の位置を電波により発信するシステム
  - ・任意の期間経過後、自動的に非デブリ化装置を展開するプログラムを搭載
- 本ミッション成功の確認は Norad による軌道観測が有力であるが、装置との通信の確立により、写真やセンサ値からも得られる。

## 2.2.本ミッション搭載衛星の仕様

本装置を搭載できる衛星の仕様は以下の3つである。

### ①衛星サイズ：50kg 級衛星

現在考えている立体展開機構の収納時の大きさが40cm角立方体の50kg級衛星を想定。そのうち非デブリ化装置は40×40×5cmとする。

### ②軌道高度：650km

本ミッションにおける非デブリ化装置は空気抵抗を利用する降下システムであるため、微小に大気が残る高度であり、かつロケット相乗り衛星の軌道高度である高度650kmの衛星を対象とする。

### ③非デブリ化装置寿命：展開前5年，展開後5年

本ミッションは基本的に本体衛星のミッションが終了してから実行することを目的としたものであるため、非デブリ化装置の保証寿命は展開前の保存期間5年と展開後に落下するまでの5年間として設計を行う。

## 2.3.得られる成果・波及効果

本ミッションが実用化され今後打ち上げられる小型衛星に簡単に取り付けられる非デブリ化装置が実現すればデブリの増加を防ぐことができる。これにより安全で安定した宇宙開発が可能となり、高専・大学団体等による宇宙開発の促進や民間企業等による新たな宇宙産業の発展に貢献できると考える。

また本ミッションの立体展開機構は宇宙ステーションや宇宙ホテル等の立体構造物の建造工程を簡略化するのに用いることも可能だと考える。

## 3.立体展開機構

### 3.1.立体展開と平面展開の比較

図3-1に示すように相乗り衛星の軌道高度である650kmでの外乱トルクは重力傾斜トルクが大きい。このとき平面物を展開すると衛星全体の重心位置によっては投影面積が小さくなることが考えられ、常に一定以上の投影面積を保つためには姿勢制御を行う必要がある。一方立体物を展開した場合にはどんな姿勢でも容易に一定以上の投影面積を保つことができる。また運用終了した衛星は乱回転することが想定されるがこの場合にも同様に立体展開の方が有用だといえる。

しかしISS放出などの高度400km程度の低軌道衛星の場合は大気抵抗の影響を大きく受けるため、展開物の形状を傘状にするなどの工夫をすれば平面展開でも有用な効

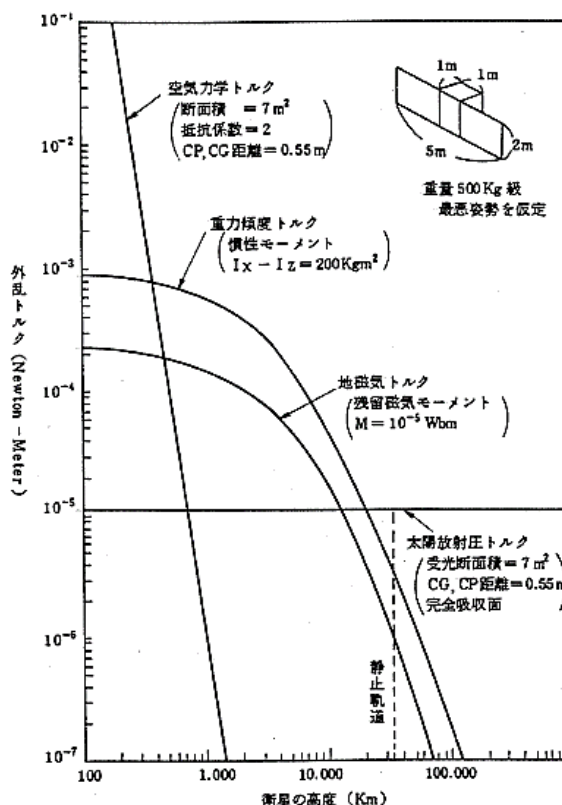


図 3-1.衛星の軌道高度における外乱トルク

果を得られると考える。

以上より対象衛星の軌道高度が 650km 程度であることから立体展開を採用する。

### 3-2.設計条件と展開方法

展開物の設計条件として、真空・原子状酸素・紫外線・放射線プラズマ流に耐えることができ、非磁性体でさらに衛星姿勢制御時等で振動し難い設計とする。また共通モジュール化を行う上では本体衛星の自由度を可能な限り損ねないために、より高い収納性を持つ必要がある。さらに、より単純な機構を設計することで、非デブリ化として高い成功率・信頼度を得ることができると考える。

以上の要求より、展開物は立体的でよりコンパクトに収納できる単純な機構である必要がある。そこで本ミッションにおける展開案として以下の3つを提案する。

展開案①と②は放出型展開機構(図 3-2)であり、放出型とはテザーで自機と繋がれた展開物を放出し、その後展開するという仕組みのものである(②の原理では放出型ではなくても実現可)。ただし放出した物体が戻って本体と衝突しても問題がないよう設計する。またテザーには張力が働くため針金などを使用する。放出機構にはジャッキアップ機構(図 3-3)もしくは圧縮バネを用いる。シザーズ機構は少ないスペースでより長く伸展させることが可能であり、さらに一動作で伸展させることも可能である。

#### ① ばね鋼式展開機構

1 つ目の案はワンタッチテント式放出型展開機構である。図 3-2 のように収納された立体展開物体を宇宙に放出し、宇宙空間

中で展開する。まず放出機構は Cubesat 分離に用いられる J-POD と同様の仕組みで考え、圧縮バネは放出出口の形状に合わせ、小さいバネを 4 つ並列にする。

立体展開物を係留するテザーはデオービット研究で検討されている Al-Alamid 導電性テザーを使用する(直径 2mm, 引張強さは 144N, 1.69g/m)。

本方式の注意として、展開物が衛星本体と衝突しても立体展開形状や穴が開くなど配慮が必要。放出途中に膜が挟まれることがないように配慮が必要。またテザーが膜展開の失敗原因にならないようにすることが挙げられる。放出蓋の把持力が強い必要がある場合はパラフィンアクチュエータの利用を考慮する。

ばね鋼式の立体展開物の構造は実際に製作を行い実験を行った。1 本のばね鋼を三角形状に固定し、膜を張る。これを 3 枚用いた四角錐型である(図 3-4)。この構造の場合収納時の大きさは、直径 400mm, 厚さは 50mm 程度まで折り畳むことができる。

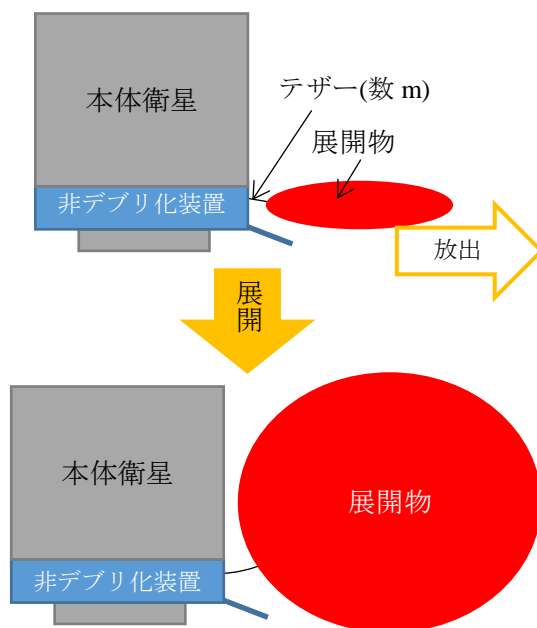


図 3-2.展開物放出のイメージ図

展開時は展開物を放出すると同時に展開を開始する。このためワンアクションで展開することが可能な単純な機構であるが、展開はうまくできていない。

原因としてばね鋼の反発力の弱さがあり、重力下では十分に立体に展開することができないことがわかった。平面展開では展開失敗はなかったが立体展開にすると構造にねじりが生じている。そのねじりを解くようなアクチュエーションが必要なのかがどうか今後の焦点となっている。問題点があるものの、手で広げると最小投影面積で  $3.39\text{m}^2$  となり、設計要求を満たすことになる。

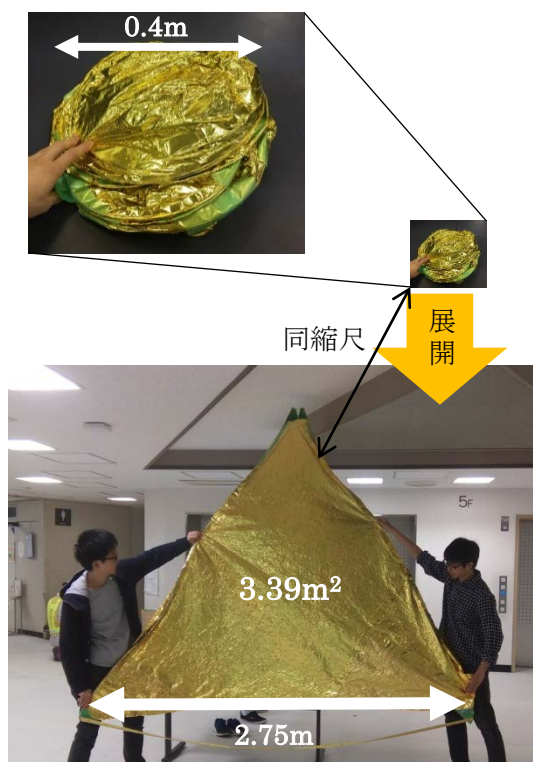


図 3-4. 展開案①の収納時と展開時

### ② CO<sub>2</sub> ガス式展開機構

CO<sub>2</sub> タンクの圧縮ガスによりアルミ薄膜を広げる案である(図 3-5)。

展開方法は CO<sub>2</sub> タンクの封止アルミ膜を

軌道上で破りガスの圧力でアルミ薄膜を膨らます。ガスがリークしても厚手のアルミ薄膜により形状を保持させるか、機構的にラッチをかける設計とすることを考えている。またガス圧が高くアルミ薄膜が割れることを防ぐために圧力逃し弁を着ける。

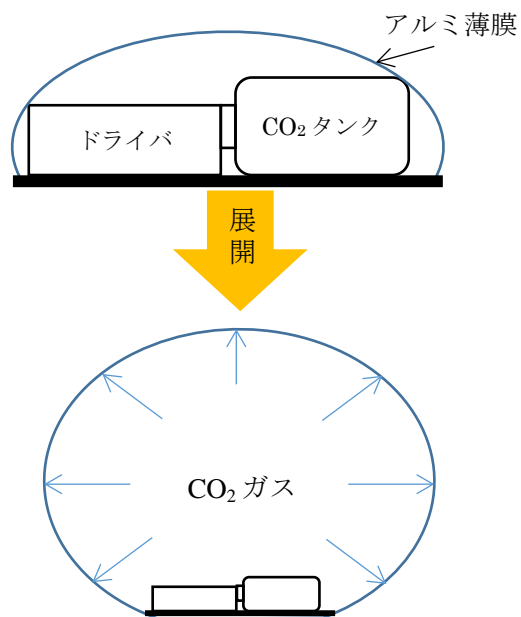


図 3-5. 展開案②の展開イメージ

### ③ コンベックステープ式展開機構

2本のコンベックステープの間に台形型の膜を張る。これを4枚つくりそれぞれのコンベックステープを丸める(図 3-6)。これを底面の四方に搭載し収納機構で固定する。

展開方法は収納機構の固定具が外れ、コンベックステープが伸展することで四角錐台型に展開する(図 3-7)。



図 3-6. 収納状態

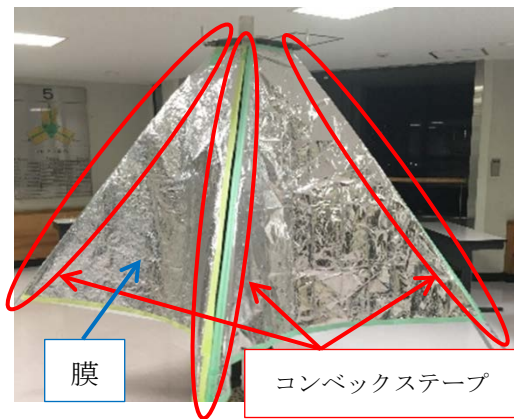


図 3-7.膜 4 枚展開時

### 3.3.地上試験方法

展開機構の試験として無重力環境の再現を行いたいと考える。そのため以下の 3 つの実験方法を考えた。

- ・落下式試験

高所から展開機構を落として微小重力を再現して行う展開試験である。ただし落下すると空気抵抗の影響で展開が妨げられることが考えられる。

- ・吊り下げ式試験

天井から吊るして水平方向の展開のみの挙動を確認する試験である。ただし同時に多方向への展開を行う機構の場合には難しい。

- ・航空機による微小重力試験

航空機の放物線飛行による無重力再現環境で行う展開試験である。この方法は機内の広さに応じた小型モデルでの試験になってしまう。

## 4. 本ミッションの特徴

本ミッションは今後のデブリの増加を防ぐため、50kg 級衛星を対象とした非デブリ化装置の実証であり、その仕様は本体衛星の設計に大きな影響を与えないために大き

さは 40×40×5cm で、IFF 面に搭載できるものとする。また本体衛星の機能が停止してしまった場合にこそ非デブリ化装置を作動させられなければならないため、本体衛星とは独立したバスシステムを搭載し、どんな状況でも地上局からのコマンドで作動可能な非デブリ化装置を目指している。

展開機構に関しては、展開後に制御を行わなくても常に一定以上の効果が得られるよう立体展開機構を用いる。立体展開機構ならば姿勢制御を一切行わなくても確実に落下させることができると考える。

今後本装置やその考え方が広がればデブリの増加を大幅に削減させることができると考える。さらに立体展開機構は非デブリ化のみに限らず、他の分野のミッションに応用することもできると考える。

## 5. まとめ

本稿では故障・停波・電源喪失した衛星でも対応できる大気抵抗を利用した立体展開型非デブリ化装置を提案した。本装置の動作シーケンスや搭載条件などの検討を行い、立体展開物を 3 つ提案し製作実験を行った。結果どの場合でもそれぞれ課題は残っているが今後さらに低リスクな立体展開を目指して本装置の実用化を目指したい。

将来的に多くの小型衛星に共通搭載されることで、クリーンな宇宙開発が実現すると願っている。