

低密度物質を用いたスペースデブリの除去方法の研究

Research and Development of Orbital Debris Removal using Low Density Material

田 崎 洸 彦	九州大学大学院	工学府航空宇宙工学専攻
濱 田 洋 彰	九州大学大学院	現：三菱電機株式会社
阿 江 和 暁	九州大学大学院	現：株式会社デンソー
土 井 彰	九州大学大学院	現：株式会社 IHI エアロスペース
花 田 俊 也	九州大学大学院	工学研究院航空宇宙工学部門
北 澤 幸 人	航空宇宙事業本部宇宙防衛事業企画グループ	主幹

スペースデブリの除去方法案には、人工衛星を用いるものと地上設置のものがある。人工衛星を用いるものはさらに、能動的除去と受動的除去の二つに大別される。能動的除去は、少数の大型デブリに向いている方法である。これに対し、微小デブリは数が多く、軌道が正確に追跡されていないので、能動的に捕獲することができない。本研究ではこの微小デブリの除去を目標とし、受動的除去を行う衛星のシステム提案を行う。これは、大面積の低密度材料を軌道に展開し、貫通した微小デブリを破壊することなく減速し、大気圏に落下させる構想である。

Currently, the danger due to debris in earth orbit is increasing. Furthermore, methods for the removal of such orbital debris have become the subject of attention. This paper proposes a concept for passive Orbital Debris Removal (ODR). In the passive ODR described in this research, a large area of polyimide foil is opened. Low earth orbit micro debris decelerate due to their passing through the opened foil, and eventually reenter the atmosphere. In order to achieve efficient debris removal, as part of this research an unfolding mechanism has been invented that can open a large area of polyimide foil in low earth orbit. To demonstrate the effectiveness of this orbital debris removal concept, an event equivalent to the breaking up of a satellite by Chinese anti-satellite testing has been assumed. In order to give consideration to the perturbation of the orbital debris removal spacecraft, removal effectiveness was compared with regard to the direction of orbit injection, the effective cross sectional area, and orbit injection time as parameters.

1. 緒 言

2009年に発生したアメリカとロシアの通信衛星の衝突事故によって、大量のスペースデブリ（宇宙のゴミ）が発生し、スペースデブリ除去への関心は高まってきている。このような完全体の人工衛星同士が軌道上で衝突するのは史上初である。それ以前にも中国衛星（Fengyun1C）破壊兵器実験が行われており、スペースデブリ環境は劇的に変わってきている。Fengyun1C 破壊兵器実験では1 cm以上のデブリが15万個以上、アメリカとロシアの通信衛星の衝突事故では1 cm以上のデブリが6万個以上発生しており、100 μmサイズのデブリは億個のオーダーで発生していると考えられている。たとえ100 μmのデブリであっても運用中の宇宙機に衝突すれば、その運用を停止させるようなダメージを与える可能性はあり、宇宙開発にとって脅威となっている。

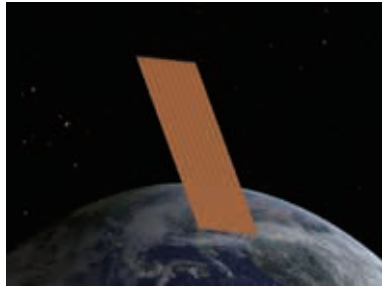
スペースデブリの除去（ODR: Orbital Debris Removal）方法の案には、人工衛星を用いるものと、レーザー照射のよ

うに地上設置のものがある。人工衛星を用いるものはさらに、能動的除去（ADR: Active Debris Removal）と受動的除去（PDR: Passive Debris Removal）の二つに大別される。ADRは少数の大型デブリに向いている方法であるが、微小デブリは数が多く、軌道が正確に追跡されていないので、個別に捕獲するADRは非現実的である。

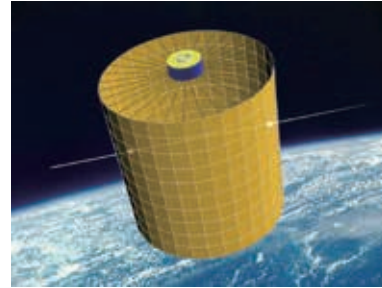
一方、フラックス（デブリ流量）の高い軌道上で大面積を広げて衝突させるPDRは微小デブリの除去に向いている。本研究では、近年急激に増加しており、その危険性が叫ばれている微小デブリの除去を目標とし、PDRを行う衛星のシステム提案および各PDR衛星の除去効果の検証を行う。これは、大面積の低密度材料を軌道に展開し、貫通した微小デブリを破壊することなく減速し、大気圏に落下させる構想である。第1図に受動的デブリ除去衛星の概念を示す。

従来の研究では、有吉が背景デブリに対して高度別フラックスを用いて簡易的に除去する方法を検証しているが、破碎モデルを用いた破碎によって生じた微小デブリの

(a) ロール展開型デブリ除去衛星



(b) 巨大円筒型デブリ除去衛星



第 1 図 受動的デブリ除去衛星の概念

Fig. 1 Concept of satellites for the passive removal of orbital debris

除去方法の解析は行われていない⁽¹⁾。また、平山の研究においては、ポリイミドフィルムを使用した微小デブリ除去方法の提案および減速させるための厚みの計算まで行っているが、有効断面積に関して 2 例示しただけで、ロケットへの収納方法やポリイミドフィルムの展開方法などは検証していなかった⁽²⁾。本研究では、破碎モデルを用いてポリイミドフィルムを効率的に使用した場合の微小デブリ除去効果の検証を行うことを目的としている。

デブリ除去衛星のミッションでは、①大型デブリへの接近除去 ②小型デブリ群の除去 ③背景デブリの除去、の三つのシナリオが考えられる。従来の研究で、③のバックグラウンド・デブリの除去はフラックスが小さく、効果が得にくいことが分かっているので、本研究では、②のデブリクラウドの除去に絞って効果を検討している。具体的には、破碎事象の発生直後に、クラウドが拡散する前のフラックスの濃いデブリクラウドの中に除去衛星を投入した場合の、クラウドの浄化効果を確認している。

2. デブリ除去衛星の展開構造

2.1 主要な要求

本研究で取り扱うデブリ除去衛星は、破碎直後の軌道上でポリイミドフィルムを展開し、デブリを貫通、減速させることを目的としている。ポリイミドフィルムは、平板型のような 1 回の貫通機会を望める構造では 10 枚、円筒、球形のような 2 回の貫通機会では 5 枚のフィルムを、隙間を空け固定すると仮定する。ポリイミドフィルムは密度が 1.488 kg/m^3 であり、 $25 \mu\text{m}$ の厚さの物を使用する。低密度素材であるため破碎がおきにくく、デブリ化しにくい。さらに、面積質量比が大きいため大気抵抗などによる高度低下が著しく消滅しやすいといった利点がある。

今回、デブリ除去衛星は、単発ミッションとして軌道上に投入することを想定しているため、打上げロケット搭載

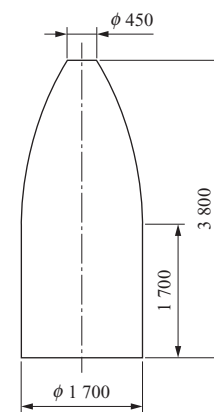
時には、フェアリングの占有が許容される。また、本研究では、デブリ除去衛星の構造を、イプシロンロケットをはじめとした複数の種類のロケットに適用可能とするために、打上げを想定しているロケットのなかで最小のフェアリングサイズに合わせて考案している。想定したフェアリングの形状、サイズを第 2 図に示す。このフェアリングサイズの要求は、本研究において考慮した 200 kg, 300 kg の質量制限に関わらず一定のものとする。

2.2 デブリ除去衛星展開機構案

2.1 節で述べた要求を満たすため、本研究で想定するデブリ除去衛星案を 4 パターン考案した。以下の項で紙風船型、傘型、小円筒型、ロール型の 4 種のデブリ除去衛星の要点をまとめる。

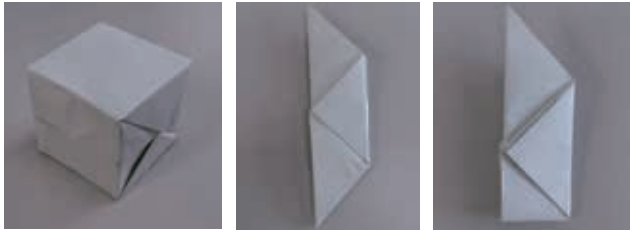
2.2.1 紙風船型デブリ除去衛星

第 3 図に紙風船型デブリ除去衛星を示す。第 3 図 - (a) に示すような構造を 1 枚のポリイミドフィルムを用いて成形する。フェアリングに合わせてサイズ設定を行った場合、 $6.8 \times 6.8 \text{ m}$ サイズの正方形のポリイミドフィルムを折れば、 $1.7 \times 1.7 \times 1.7 \text{ m}$ の立方体を成形できる。しかし、この構造のデブリ除去衛星を軌道上に投入した場



第 2 図 想定したフェアリングサイズ (単位: mm)
Fig. 2 Size of payload fairing in this study (unit: mm)

(a) 1枚の正方形から成形された紙風船 (b) 展開前の紙風船型除去衛星 (c) フェアリング搭載時の除去衛星



第3図 紙風船型デブリ除去衛星

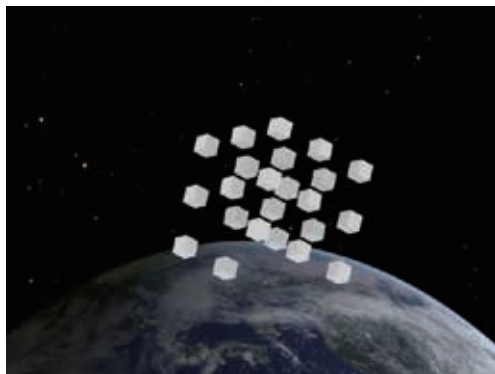
Fig. 3 “Paper balloon” type orbital debris removal satellites

合、軌道上をタンブリング状態で移動することを想定すると、有効断面積は 4.3 m^2 にしかない。

この構造のデブリ除去衛星を折り畳んだ図が、第3図 - (b) である。これをさらに第3図 - (c) の形まで折り畳み、搭載することを想定している。この時、フォイル質量は 8.6 kg となり骨組みを合わせた総質量は、 25.9 kg となる。

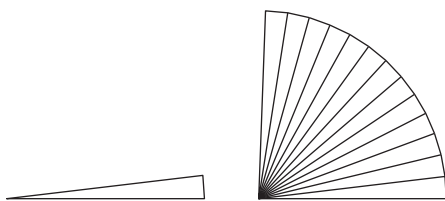
この展開機構を利用する場合は、有効断面積を大きくするため、第4図に示すように複数のデブリ除去衛星による衛星群としての運用をする必要がある。

折り畳み時に生じる骨組みなどの重なりによる厚みが 10 cm と想定した時、第5図に示すような扇型と仮定して、円状に搭載していく場合、フェアリング内には54個の衛星を搭載できるスペースがある。しかし、質量の制限と照らし合わせると、 200 kg の制限内では7個の衛星し



第4図 紙風船型デブリ除去衛星群

Fig. 4 Group of “paper balloon” type ODR satellites



第5図 フェアリング内搭載時の除去衛星（平面図）

Fig. 5 ODR satellite in payload fairing : top surface

かロケットには搭載することができず、すべての衛星の有効断面積を合わせても、 30.1 m^2 にしかない。また、 300 kg の制限でも、11個の衛星しか搭載ができず、 47.3 m^2 の有効断面積となる。

2.2.2 傘型デブリ除去衛星

次に、第6図に示す傘の骨組みを参考としたデブリ除去衛星の構造を考案する。この構造の除去衛星は、軌道上における展開時には円形の平板となる。

本研究では、ヨー軸周りの回転による安定を目指すのではなく、衛星に掛かる重力傾斜トルクを利用し、(1)式で得られたパラメータを基に、第7図における Lagrange 安定領域か、DeBra-Delp 安定領域を利用して展開面をつねに衛星の進行方向に向けられるよう、平板型除去衛星のサイズを決定する^{(3)~(6)}。

$$K_r = \frac{I_p - I_y}{I_r}, K_p = \frac{I_r - I_y}{I_p}, K_y = \frac{I_p - I_r}{I_y} \dots (1)$$

K_r : ロール軸安定化パラメータ

K_p : ピッチ軸安定化パラメータ

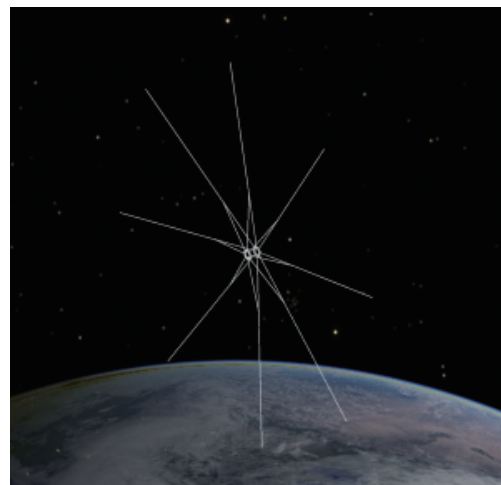
K_y : ヨー軸安定化パラメータ

I_r : ロール軸慣性モーメント

I_p : ピッチ軸慣性モーメント

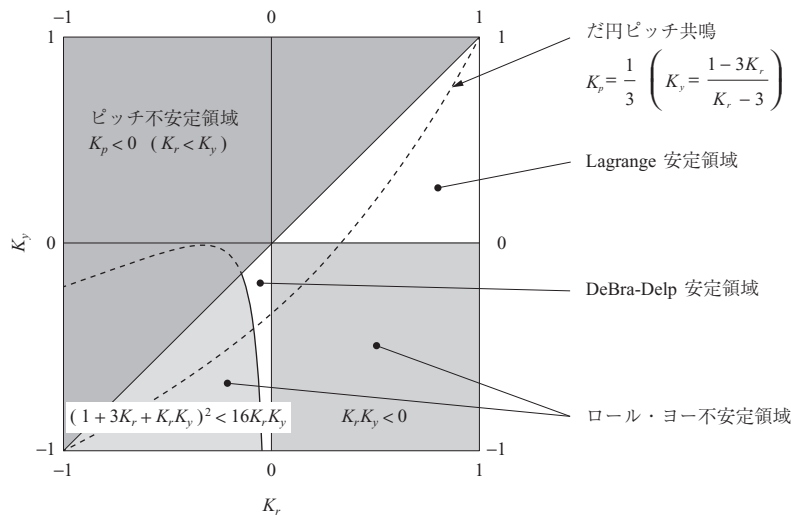
I_y : ヨー軸慣性モーメント

サイジングの結果、円の傘では、除去衛星単独の有効断面積 40.7 m^2 となる。ポリイミドフォイルの質量は 15.14 kg であり、総質量は 51.4 kg となる。群衛星としての運用では、 200 kg の制限では3個の除去衛星の搭載が可能であり、総有効断面積は、 122.1 m^2 となる。 300 kg の制限では5個の除去衛星の搭載が可能であり、総有効断面積は、 203.5 m^2 となる。第8図に、群衛星として運用された傘



第6図 傘型のデブリ除去衛星

Fig. 6 ODR satellite: “umbrella” type



第 7 図 重力傾斜トルクに対する安定形状の条件
Fig. 7 Conditions for gravity-gradient stabilization



第 8 図 群衛星として運用された傘型デブリ除去衛星
Fig. 8 Group of “umbrella” type ODR satellites

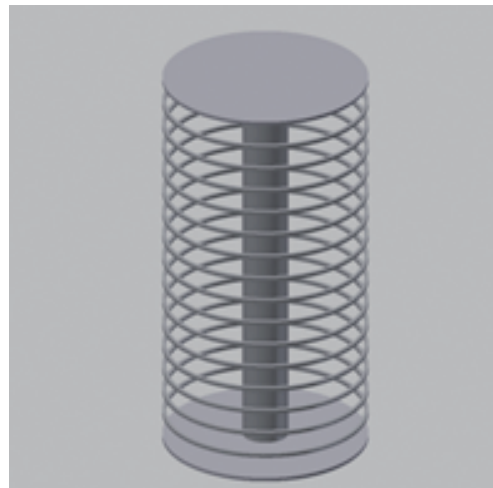
型デブリ除去衛星を示す。

2.2.3 小円筒型デブリ除去衛星

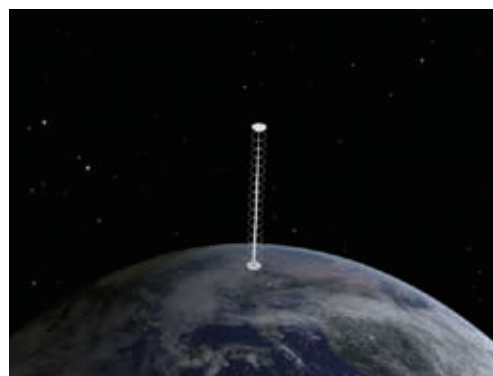
次に、縦に伸縮する小円筒を並べる方式を考案する。縦方向のみの伸縮をもった円筒形の展開機構として、^{ちょうちん}提灯のような構造を参考としてモデルを考える。

まず、単独ミッションに合わせ、小円筒型除去衛星（第 9 図）の構造を設定する。単独のデブリ除去衛星として、想定したフェアリング直径に合わせて設計したものを軌道上で展開した場合、第 10 図に示すような形で運用される。直径は 1.5 m で、高さは 6.3 m まで進展され、有効断面積は 9.45 m²、フォイル質量は 1.9 kg となる。天頂部と底部をアルミニウム合金で作製すると質量は 94.7 kg となり、展開に一般的な密度が 6 500 kg/m³ の超弾性ワイヤを用いた場合は、ワイヤ部が 2.6 kg、総質量は 99.2 kg となる。

次に、第 11 図に示すような衛星群としての運用を想定しサイジングを行った場合、直径を 0.31 m、高さ 6.3 m



第 9 図 小円筒型デブリ除去衛星
Fig. 9 Small-diameter-cylindrical-type ODR satellite

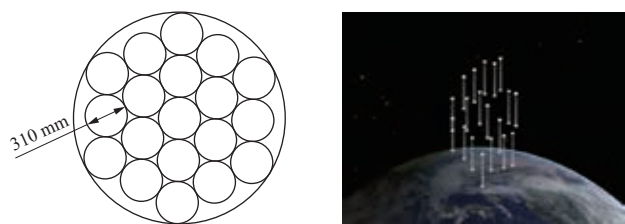


第 10 図 想定したフェアリングに合わせてサイジングされた小円筒型デブリ除去衛星
Fig. 10 Small-diameter-cylindrical-type satellite sized to fit assumed payload fairing

の円筒で 19 個のデブリ除去衛星が展開可能となり、その有効断面積は 37.11 m² となる。フォイル質量は 21.7 kg、天頂部、底部のアルミニウム合金は 76.9 kg となり、超合

(a) フェアリング収納時

(b) 展開時



第 11 図 直径 310 mm の小円筒型デブリ除去衛星群
 Fig. 11 Group of small-diameter-cylindrical-type satellites
 (diameter 310 mm)

金ワイヤは 48.9 kg 必要となる。よって総質量は 147.5 kg となる。

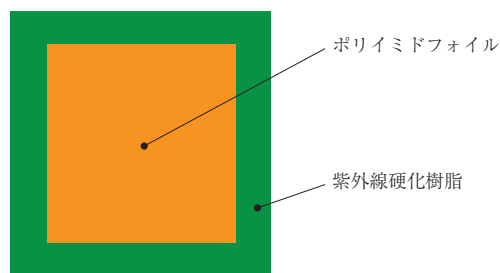
2.2.4 ロール型デブリ除去衛星

最後に、衛星群としての運用を必要としない、単一のデブリ除去衛星によって十分な面積を展開できる機構を考案する。今回着目したのが、JAXA（独立行政法人宇宙航空研究開発機構）の宇宙インフレータブル構造の宇宙実証（Space Inflatable Membranes Pioneering Long-term Experiments：SIMPLE）で使用された技術である紫外線硬化樹脂である。

本研究で、参考としたのは光学接着材 NOA61（Norland Products 社：アメリカ）という軍用や航空宇宙工学用で用いられている紫外線硬化樹脂である。この樹脂の材料特性は、密度 1290 kg/m^3 であり、アルミニウムの密度 2680 kg/m^3 の半分の密度である。しかし、デブリが樹脂部に当たった場合どのような破壊が起こり、どのようにそれに対策しなければならないかは、今後も研究が必要となる⁽⁷⁾。

今回考案した展開機構は、まず、ポリイミドフォイルに第 12 図に示す形で紫外線硬化樹脂を塗り、軌道上で紫外線を受けた際に硬化することで構造を保持するフレームを構成するという案である。

縦に長い長方形型のポリイミドフォイルに、紫外線硬化樹脂を第 12 図に示すように塗り（緑色の部分）、その上

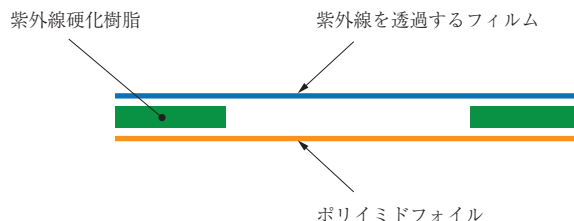


第 12 図 紫外線硬化樹脂によるフレーム構造
 Fig. 12 UV curable resin frame structure

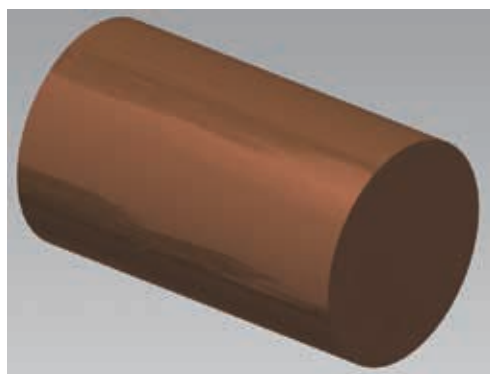
に紫外線を透過する透明なフォイルを第 13 図に示すように貼る。そして、この長方形のポリイミドフォイルを、第 14 図に示すようなロールを作るように巻いていき、ポリイミドフォイルによる円筒系のロールを作製する。この時、樹脂によるポリイミドフォイル同士の接着を防ぐため、紫外線を透過するフォイルでサンドイッチ状にする。

次に、第 15 図に示すように、軌道上でフォイルを展開するまで、紫外線を遮断するカバーの中にポリイミドフォイルのロールを取める。今回は、厚さ 5 mm のアルミニウム材によるカバーを想定している。このカバーの中には、巻かれたポリイミドフォイルを真っすぐに伸ばしていくローラの伸展機構を搭載する。

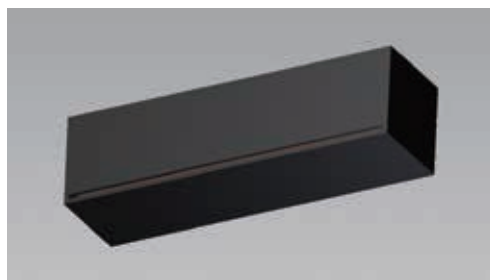
想定したフェアリングに合わせてサイジングした場合、 $0.8 \times 24.9 \text{ m}$ のポリイミドフォイルを、直径 0.48 m、32 巻きのロールとし、 $0.53 \times 0.53 \times 0.85 \text{ m}$ 、厚さ 5 mm の



第 13 図 ポリイミドフォイル上のサンドイッチ構造
 Fig. 13 Sandwich structure on polyimide foil



第 14 図 ポリイミドフォイルによって作られたロール
 Fig. 14 Polyimide foil roll



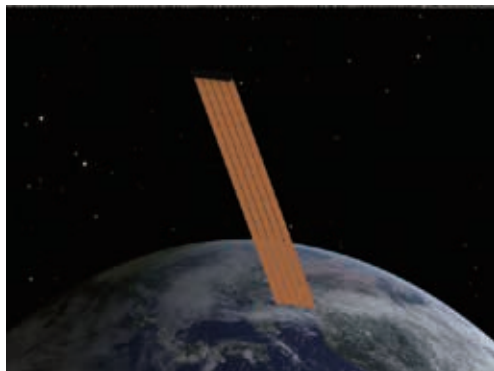
第 15 図 カバーに収まったポリイミドフォイルのロール
 Fig. 15 Polyimide foil in a cover

箱の中に収める。これを、フェアリング内に 5 個、第 16 図に示す形で搭載する。カバーの箱同士は 1 辺を接続してあり、軌道上で 1 本の直方体に展開するような機構を備えておく。今回、5 個のロールとした理由は、ロールの数を増やすことよりも、ロールの直径と巻き数を増やす方が、より展開面積の増大が図れることが分かったためである。

このロール型デブリ除去衛星は、第 17 図に示すように、軌道上でフォイルを 99.5 m² 展開可能である。フォ



第 16 図 フェアリング搭載時のロール型デブリ除去衛星
Fig. 16 Roll-type ODR satellite in payload fairing



第 17 図 軌道上で展開されたロール型デブリ除去衛星
Fig. 17 Roll-type ODR satellite after deployment

イルの質量は 37.0 kg となり、総質量 242.8 kg であり、これは 300 kg の制限内に収まる。これを 200 kg の制限と照らし合わせた場合、4 個のロールを搭載でき、79.6 m² の面積を展開できる。フォイルの質量は 29.6 kg となり、総質量は 194.3 kg となる。

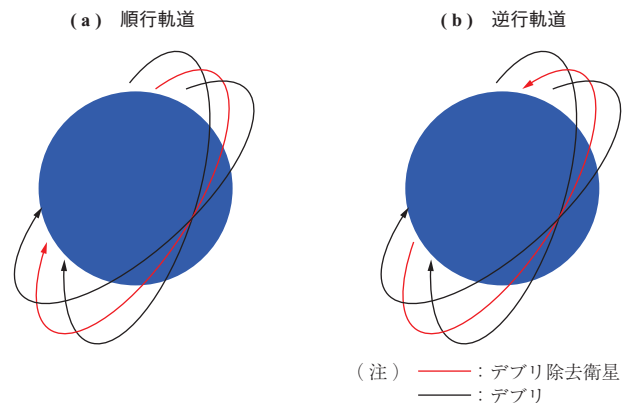
2.3 各展開機構トレードオフの総合評価

デブリ除去衛星群の運用は、衛星群の離散をどう防ぐか、衛星のフォイル部が進行方向から見て重ならないように配置を保つことが可能かなど、問題が多い。そのため、本トレードオフでは衛星群としての運用が必要な展開機構は低く評価している。第 1 表に各展開機構トレードオフ評価を示す。

展開可能面積と質量を比べた結果、今後も継続した研究が多く必要であるものの、紫外線硬化樹脂を用いたロール型の展開機構の評価が高く、次いで、傘型を高く評価することが分かった。引き続き、紫外線硬化樹脂を用いたロール型展開機構を使用した場合を想定して、デブリ除去効果の検証結果を述べる。

3. デブリ除去衛星の投入軌道

デブリクラウドがデブリ除去衛星に多く衝突する軌道として、破碎した親物体と同じ軌道と、その軌道のカウンタ軌道の二つが考えられるので(第 18 図)、この二つの軌



第 18 図 デブリ除去衛星の投入軌道
Fig. 18 Injection orbits of ODR satellites

第 1 表 各展開機構トレードオフ評価
Table 1 Trade-off analysis for each deployment mechanism

展開機構区分	単独での 200 kg 制限下		単独での 300 kg 制限下		群衛星での 200 kg 制限下		群衛星での 300 kg 制限下		衛星群運用	総合評価
	展開面積 (m ²)	質量 (kg)	展開面積 (m ²)	質量 (kg)	展開面積 (m ²)	質量 (kg)	展開面積 (m ²)	質量 (kg)		
紙風船型	4.3	25.9	4.3	25.9	30.1	181.3	47.3	284.9	あり	×
傘型	40.7	51.4	40.7	51.4	122.1	154.2	203.5	257.0	あり	△
小円筒型	1.95	7.8	1.95	7.8	37.1	147.5	37.1	147.5	あり	×
ロール型	79.6	194.3	99.5	242.8	-	-	-	-	なし	○

道をデブリ除去衛星の投入軌道として設定する。上記二つの軌道をそれぞれ、順行軌道、逆行軌道と呼ぶ。第2表に順行軌道と逆行軌道の利点と欠点を記す。

デブリ除去衛星の効果の検討指標は、ある破砕事象が発生した際に、破砕由来のデブリをどれだけ除去できるかである。デブリ除去衛星は、デブリが除去衛星を貫通する時の減速効果によって、そのデブリが25年以内に大気に落下するように設計するので、デブリ除去衛星によるデブリ除去個数は、デブリ除去衛星に衝突するであろうものすべてとしている。除去効果を検討するため、2007年のFengyun1C破壊兵器実験をテストケースとして、除去効果の定性的、および定量的性質を数値解析して調べた。解析における主な留意点として以下の点を挙げる。

- (1) 摂動によるデブリ除去衛星の軌道変化を考慮
- (2) 除去衛星によるデブリの重複除去の考慮
- (3) デブリ除去衛星の投入時期の検討
- (4) 除去したデブリの高度分布などを加味した、さまざまな視点からの除去効果の評価

なお、(1)、(2)については、以下に示す全解析で考慮している。(3)、(4)については計算結果で示す。

4. 計算方法

4.1 除去対象

除去対象はFengyun1C破壊兵器実験相当の破砕イベントによって発生した微小デブリである。破砕による破片デブリは、第3表に示す条件でNASA標準破砕モデル⁽⁸⁾を用いて生成した。ただし、面積質量比分布と速度分布については、MASTER-2005で用いられた補正を適用している⁽⁹⁾。

デブリ除去衛星の除去対象は、大気抵抗による自然浄化で除去できないデブリであることが望ましい。よって、自然浄化を加味した時に、デブリ総数が平衡状態になる年数を見極め、その年数経過時点で残っているデブリを除去対象とすることを想定した。しかし、今回計算した第19図に示す破砕によって発生したデブリ総数の時間推移の結果

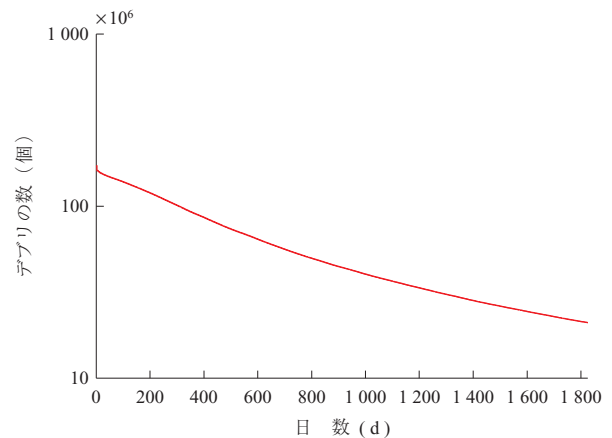
第2表 順行軌道と逆行軌道の利点と欠点
Table 2 Advantages and disadvantages of prograde and retrograde orbits

投入軌道	利 点	欠 点
順行軌道	デブリクラウドと同じ摂動を受け、デブリ密度の濃い領域に長く留まる。	デブリクラウドとの相対速度が小さい。
逆行軌道	デブリクラウドとの相対速度が大きい。	デブリクラウドとの軌道傾斜角が異なるので、徐々に軌道面がずれる。

第3表 破砕事象の解析条件

Table 3 Analysis of conditions of orbital object breakup event

破 碎 事 象	Fengyun1C 破壊兵器実験
破 碎 親 物 体	Fengyun1C
破 碎 年 月 日	2007.01.11
解 析 サ イ ズ 下 限 (μm)	100
破 碎 タ イ プ	爆 発
質 量 (kg)	1 558.0
ス ケ ー ル フ ァ ク タ	1.0
軌 道 長 半 径 (km)	7 225.5
離 心 率	0.001 1
軌 道 傾 斜 角 (度)	98.65
昇 交 点 赤 経 (度)	1.77
近 地 点 引 数 (度)	263.82
真 近 点 離 角 (度)	241.88
放 出 速 度 最 大 値 (km/s)	0.70
放 出 速 度 分 布	等 方 性



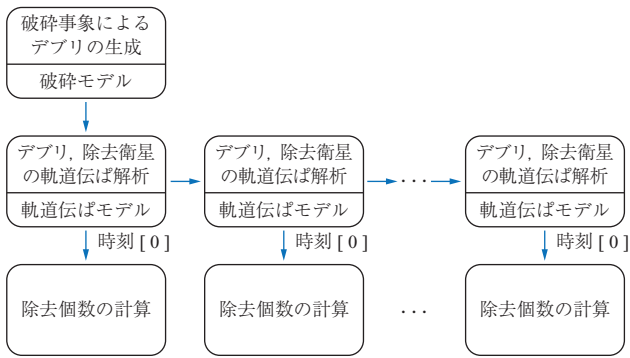
第19図 破砕によって発生したデブリ総数の時間推移
Fig. 19 Temporal transition in number of remaining pieces of debris

のように、破砕から1800日後、すなわち約5年後であっても、デブリは、いまだ自然浄化によって総数が減少している。したがって、少なくとも破砕発生から5年内にはデブリ総数が平衡状態にならないことが判明した。

デブリ総数が平衡状態になる時期を見極めることは難しいため、デブリ除去衛星の除去対象は、破砕によって発生したデブリのうち、1年以内に自然浄化されるものを除いたものとし、1年間での除去効果を検討する。すなわち、破砕から1年以内に自然浄化しないデブリを、その1年間に除去衛星でどれだけ除去できるかを検討した。

4.2 除去個数の計算

第20図に除去個数計算の解析フローを示す。解析では、破砕モデルによって任意の破砕事象によるデブリを生成し、軌道伝ばモデルによって生成した全デブリと観測機の軌道伝ばを計算することによって、それぞれの軌道履歴



第 20 図 除去個数計算の解析フロー

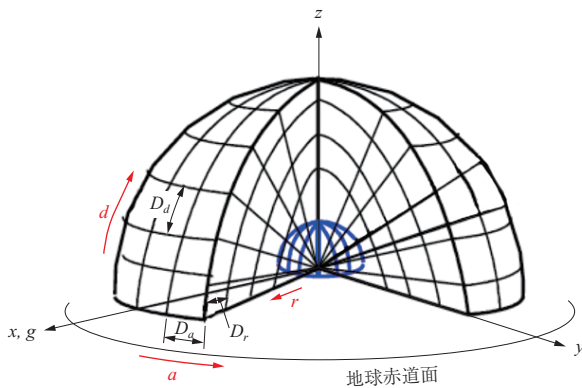
Fig. 20 Procedure for analyzing number of removed pieces of debris

を作成する。最後に、作成した軌道履歴を基に時刻ごとの除去個数を計算する。

デブリ除去衛星による除去個数の計算には、球形有限要素モデルを用いた。このモデルは、宇宙空間を第 21 図に示すように、赤経、赤緯、軌道半径で離散的に区切り、検査要素ごとにデブリの衝突を解析できる。このような手法はガスダイナミクスの理論と類似しており、空間を要素で区切ったうえで、任意時刻での物体のケプラー軌道に基づいて、その物体が存在する検査要素を確率的に決定し、その検査要素内における物体ごとの存在確率と相対速度を用いて物体同士の衝突を解析する。

第 22 図に検査体積内のパラメータの定義を示す。ここに示すパラメータを用いて検査要素ごとの除去個数を算出するまでの流れを以下に示す。

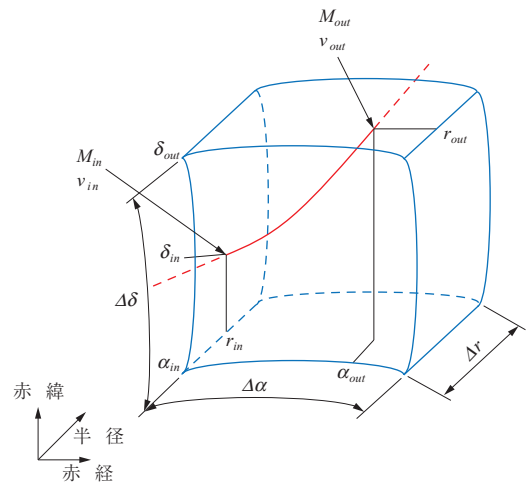
一つの検査要素における、任意の時刻 t から $t + dt$ の間のデブリ個数 N の変化はその要素に対するデブリ除去



- (注) D_a : 赤経方向分解能
- D_d : 赤緯方向分解能
- D_r : 半径方向分解能
- a : 赤経
- d : 赤緯
- r : 半径

第 21 図 球形有限要素モデルの検査要素⁽²⁾

Fig. 21 Spherical control volume discretization scheme⁽²⁾



- (注) M_{out} : 検査容積退出時の平均近点角
- v_{out} : 検査容積退出時の速度
- M_{in} : 検査容積進入時の平均近点角
- v_{in} : 検査容積進入時の速度
- r_{out} : 検査容積退出時の半径 (地球中心から)
- r_{in} : 検査容積進入時の半径 (地球中心から)
- α_{out} : 検査容積退出時の赤経
- α_{in} : 検査容積進入時の赤経
- δ_{out} : 検査容積退出時の赤緯
- δ_{in} : 検査容積進入時の赤緯
- $\Delta\delta$: 赤緯分解能
- $\Delta\alpha$: 赤経分解能
- Δr : 半径分解能

第 22 図 検査容積内パラメータの定義

Fig. 22 Definition of parameters in control volume

衛星の存在確率 $P_{ODR_{bin}}$ と検査要素の体積 V 、デブリ除去衛星の有効断面積 A 、デブリ除去衛星とデブリの相対速度 v_{rel} (l 番目) および N 個のデブリの相対速度の平均値 \bar{v}_{rel} を用いて、

$$\begin{aligned}
 N(t) - N(t + dt) &= \left(\frac{P_{ODR_{bin}} \cdot A}{V} \sum_l (v_{rel}) \right) dt \\
 &= \left(\frac{P_{ODR_{bin}} \cdot A \cdot N(t) \cdot \bar{v}_{rel}}{V} \right) dt \\
 &\dots\dots\dots (2)
 \end{aligned}$$

で求められる。また (2) 式の左辺を変形すると、

$$N(t) - (N(t) + N'(t)dt) = -N'(t)dt \dots\dots\dots (3)$$

であるので、(2)、(3)式から

$$N'(t) = - \frac{P_{ODR_{bin}} \cdot A \cdot N(t) \cdot \bar{v}_{rel}}{V} \dots\dots\dots (4)$$

である。(4)式から任意の時刻におけるデブリ個数 $N(t)$ は、

$$N(t) = N(0) \exp\left(- \frac{P_{ODR_{bin}} \cdot A \cdot \bar{v}_{rel}}{V} t \right) \dots\dots\dots (5)$$

であるから、一つの検査要素における任意の時刻でのデブリ除去衛星によるデブリの除去個数 $\Delta N_{bin}(t)$ は、

$$\Delta N_{bin}(t) = N(0) \left(1 - \exp\left(-\frac{P_{ODR_{bin}} \cdot A \cdot \bar{v}_{rel}}{V} t \right) \right) \dots\dots\dots (6)$$

軌道 1 周回分のデブリ除去個数 ΔN_{total} は、

$$\Delta N_{total} = \sum_{bin} \Delta N_{bin} \dots\dots\dots (7)$$

で求められる。

ここで、第 22 図に示すような軌道の物体の検査体積内の存在確率 p_{bin} は、検査体積内への進入時、および退出時の平均近点離角 M を用いて、

$$p_{bin} = \frac{dM}{2\pi} = \frac{|M_{in} - M_{out}|}{2\pi} \dots\dots\dots (8)$$

で求められる。ここで M は離心近点角 E と離心率 e を用いて、

$$M = E - e \sin E \dots\dots\dots (9)$$

で求められる。さらに E は e と真近点離角 f を用いて、

$$E = 2 \tan^{-1} \left\{ \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan\left(\frac{f}{2}\right) \right\} \dots\dots\dots (10)$$

で求められる。検査要素内への進入時、および退出時の f を求める方法は、それぞれでどの面から進退出するかによって異なる。第 22 図中の軌道の進入時のように赤経方向に垂直な面から進退出する場合は、進退出の赤経 α 、昇交点赤経 Ω 、軌道傾斜角 i 、近地点引数 ω を用いて、

$$f = \tan^{-1} \left(\frac{\tan(\alpha - \Omega)}{\cos i} \right) - \omega \dots\dots\dots (11)$$

で求める。第 22 図中の軌道の退出時のように、赤緯方向に垂直な面から進退出する場合は、進退出時の δ 、 Ω 、 i を用いて球面三角法から、

$$\alpha = \sin^{-1} \left(\frac{\tan \delta}{\tan i} \right) + \Omega \dots\dots\dots (12)$$

で α を求め、(11) 式を用いて f を求める。さらに、軌道半径方向に垂直な面から進退出する場合は、進退出時の r 、軌道長半径 a 、離心率 e を用いて、

$$f = \cos^{-1} \left(\frac{a(1-e^2) - r}{r \cdot e} \right) \dots\dots\dots (13)$$

で求める。したがって、(8)～(13) 式を用いて観測機およびデブリの存在確率 p を求めることができる。

一方、検査要素の体積 V_{bin} は幾何学的に、

$$V_{bin} = \frac{2}{3} \left(3r^2 + \frac{1}{4} (\Delta r)^2 \right) \cos \delta \sin \left(\frac{\Delta \delta}{2} \right) \Delta \alpha \Delta r \dots\dots\dots (14)$$

である。

最後に、検査要素を通過する時のデブリ除去衛星とデブリの相対速度 v_{rel} は、デブリ除去衛星とデブリのそれぞれの速度ベクトル \bar{v}_{ODR} 、 \bar{v}_i を用いて、

$$v_{rel} = |\bar{v}_{rel}| = |\bar{v}_{ODR} - \bar{v}_i| \dots\dots\dots (15)$$

で求めることができ、さらに検査要素内の各速度ベクトルは、その検査要素に進入する際の速度ベクトルと退出する際の速度ベクトルの平均をとって、

$$\bar{v} = \frac{\bar{v}_{in} + \bar{v}_{out}}{2} \dots\dots\dots (16)$$

とする。したがって、(15) 式と (16) 式を用いてデブリ除去衛星とデブリの相対速度を求めることができる。

球形有限要素モデルによる計算では、結果が空間を区切る分解能に依存する。分解能を高くとるほど、より詳細な計算結果となるが、その分計算時間が増大する。第 4 表に計算で設定したモデルの計算条件を示す。第 4 表に記したように、赤経、赤緯の分解能は 1.0 度、軌道高度の分解能は 20 km としている。同じ低軌道領域における破片デブリを解析する際の、MASTER の分解能は赤経が 20 度、赤緯が 5 度、軌道高度が 20 km である。計算を行った分解が MASTER と比べて、十分高いことが分かる。

4.3 デブリ除去衛星による除去の考慮

デブリ除去対象としているデブリは、1 年以内に自然浄化されるものを除いているが、次のタイムステップに移る時ごとに、デブリ除去衛星によって除去されたものも除いていくことが望ましい。デブリ除去衛星による除去を考慮せずとも、除去個数はほとんど変わらないことが計算から分かっているが、次章から述べる計算結果は、すべて、デブリ除去衛星による除去を考慮したものである。

5. 計算結果

5.1 除去効果

計算では 1 年間で自然浄化するものを省きその期間で自然浄化しないデブリをどの程度除去できるかの検証を行った。

除去効果の検証はロール型デブリ除去衛星を想定し、

第 4 表 球形有限要素モデルの計算条件

Table 4 Calculation conditions for spherical control volume discretization scheme

項目	単位	最小値	最大値	分解能
軌道高度	km	200.0	2 000.0	20.0
赤 経	度	0	359	1.0
赤 緯	度	-90	90	1.0

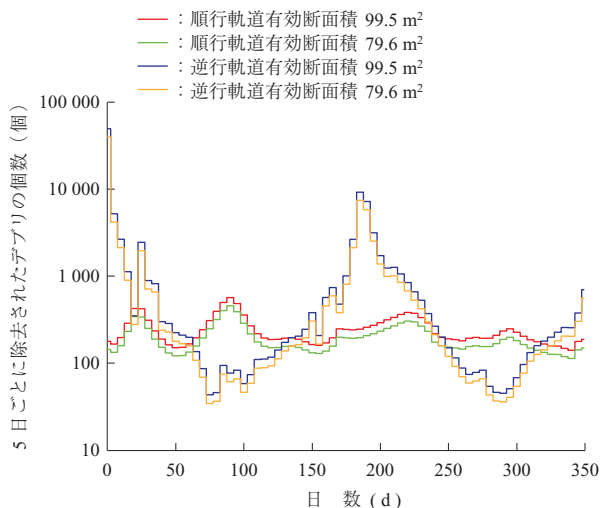
200 kg, 300 kg の質量制限があった場合の二つの有効断面積, 質量を用いて計算を行った。順行軌道, 逆行軌道の比較, また, どの領域のものが除去できているのか定性的な違いを調べるため, 自然浄化されたものとデブリ除去衛星が除去したものの高度分布を作成した。最後にデブリ除去衛星の軌道投入時期を, 破碎発生直後, 破碎発生 10 日後, 破碎発生 30 日後の 3 ケースで調べ投入時期が違うことでどの程度効果に差がでるのかを計算した。

5.2 投入軌道の違いによる比較

第 23 図に有効断面積 99.5 m² と 79.6 m² のデブリ除去数について順行軌道, 逆行軌道での結果を示す。デブリ除去数の比較結果を第 5 表に示す。これより逆行軌道にデブリ除去衛星を投入した方が大きな除去効果が得られる。

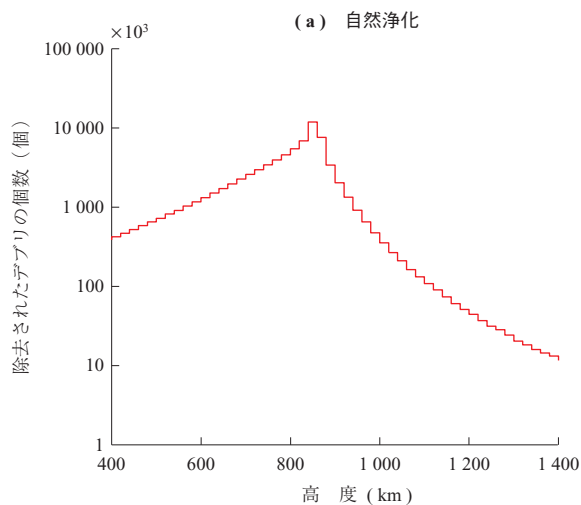
5.3 デブリ除去衛星の有効断面積による比較

すでに触れた第 23 図に, 5 日ごとのデブリ除去衛星の



第 23 図 順行軌道, 逆行軌道の除去効果

Fig. 23 Removal effectiveness for prograde and retrograde orbits



第 24 図 除去されたデブリの高度分布
Fig. 24 Altitude distribution of removed debris

第 5 表 投入軌道によるデブリ除去数比較結果
Table 5 Results of comparison of number of pieces of removed debris with injection orbits of satellites

投入軌道	有効断面積 (m ²)	デブリ除去数 (個)
順行軌道	99.5	17 604
順行軌道	79.6	14 083
逆行軌道	99.5	105 015
逆行軌道	79.6	84 029

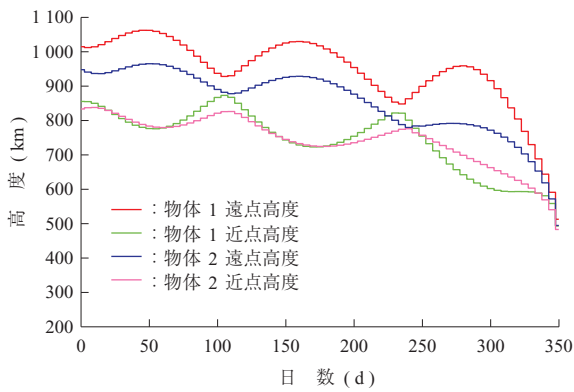
デブリ除去数の推移を示す。図中の青色の線は有効断面積 99.5 m², 黄色の線が 79.6 m² の逆行軌道投入時の計算結果を示す。傾向はほぼ変わらず, 除去効果は 99.5 m² が僅かながら高い。傾向として 40 日ごろから効果は減少し, 2 か月ごろに最小となる。その後効果は回復し半年ごろに再び極大となる。

本研究では, デブリ除去衛星自身も摂動を受けて動くことを考慮している。このため 1 年間で検証を行っているが, 以降も摂動を受けてこの周期を繰り返すことが分かる。

5.4 除去されたデブリの高度分布

自然浄化されたデブリと, デブリ除去衛星によって除去されたデブリの高度分布について解析した結果を以下に述べる。第 24 図は横軸に高度, 縦軸に個数を取り, 除去されたデブリの高度分布を出力したものである。自然浄化されるものとデブリ除去衛星に除去されるデブリとではその空間領域にほとんど差がないことが分かった。ただし, 今回の解析では破碎後 1 年間のうちに「自然浄化されなかったデブリ」を除去対象としているため, 単純に両者を比較し自然浄化の 1% しかデブリを除去できていないという訳ではない。

第 25 図に示した結果から, 破碎事象が発生した高度よ



第 25 図 デブリの軌道履歴

Fig. 25 Orbital history of debris generated by breaking up of orbital object

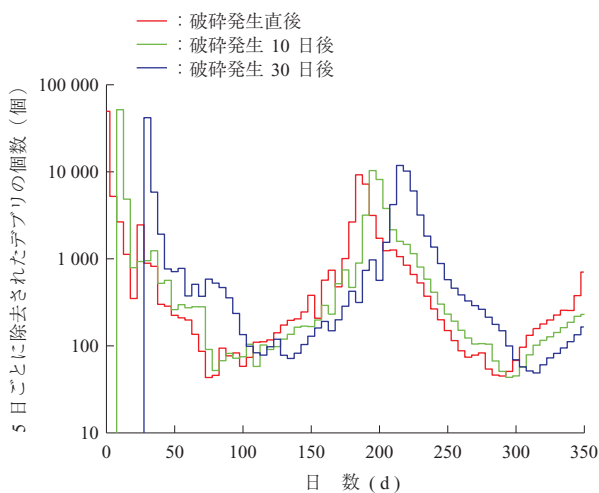
りも高い高度領域においても、自然浄化の方がデブリ除去衛星よりもデブリをより多く除去している。この結果を確認するため、高高度を通るあるデブリの近点および遠点履歴を調べた。第 24 図に示すように、高高度を通るデブリは自然浄化効果によって高度を下げ、大気に落下している。

5.5 デブリ除去衛星投入時期による比較

本研究では投入時期を

- (1) 破碎発生直後
- (2) 破碎発生 10 日後
- (3) 破碎発生 30 日後

の 3 ケースで計算を行い、結果を比較した。比較結果を第 26 図および第 6 表に示す。デブリ除去衛星の有効断



第 26 図 デブリ除去衛星の投入時期を変化させた場合

Fig. 26 Removal effectiveness when changing orbital injection timing

第 6 表 デブリ除去衛星投入時期を変化させた場合

Table 6 Results of comparison of number of pieces of removed debris with time of satellite injection

投入時期	破碎発生直後	10 日後	30 日後
デブリ除去数 (個)	105 015	105 363	105 666

面積は 99.5 m² である。

第 26 図にデブリ除去衛星の有効断面積は現時点での最大値 99.5 m² を用いて計算結果を示す。最初のピーク値は 10 日後が一番高く、二つ目のピーク値は 30 日後が一番高いという結果になり、ピーク値の値は必ずしも破碎発生直後が最大になるという訳ではないということが判明した。除去個数も破碎発生直後が最大という訳ではないという結果を得た。また 30 日後ははじめのピーク後の減少傾向がほかの 2 ケースに比べ、僅かになだらかになっている。

6. 結 言

6.1 各機構の比較

今回考案したデブリ除去衛星に用いる展開機構を展開可能面積と質量のトレードオフによって比較する。本研究では、考案した案のうち、除去衛星群としての運用が必要な機構は、衛星群の離散をどう防ぐか、衛星のフォイル部が進行方向から見て重ならないように配置を保つことが可能かなど、問題が多いため低く評価している。

展開可能面積と質量を比べた結果、フェアリングに搭載するデブリ除去衛星の構造は、今後も継続した研究が多く必要であるものの、紫外線硬化樹脂を用いたロール型の展開機構の評価が高いことが分かった。次いで、傘型の除去衛星も高く評価できることが分かった。

6.2 除去効果の検証

球形有限要素モデルを用いて除去効果の検証を行った。デブリ除去衛星自身も摂動を受けて軌道伝ばすること、除去衛星による除去デブリの重複が生じないことを考慮して検証を行っている。本研究結果、明らかになったことを以下にまとめる。

- (1) 除去衛星は、破碎した親物体の軌道と同じ軌道よりも、逆行軌道に投入する方が、除去個数は多くなる。
- (2) 自然浄化によっても、高高度を通るデブリは除去される。
- (3) 除去衛星の投入時期が破碎発生直後、10 日後、30 日後の場合における、それぞれの除去個数は 30 日後、10 日後、破碎発生直後の順で多いが、3 者の結果の差異は 1% 以下である。

参考文献

- (1) Y. Ariyoshi, S. Kashima, T. Hanada, Y. Kitazawa and A. Kawabe : Effectiveness of Passive Orbital Debris Removal for Future Environment ISTS 2011-r-38 (2011. 1)
- (2) H. Hirayama, S. Kashima, T. Hanada, Y. Kitazawa and A. Kawabe : Efficient Shape for Passive Orbital Debris Removal Satellite ISTS 2011-r-39 (2011)
- (3) 茂原正道 : 宇宙工学入門 培風館 1994年10月 pp. 110 - 118
- (4) 茂原正道 : 宇宙工学入門 II 培風館 1998年10月 pp. 44 - 54
- (5) B. G. Theodore : The Influence of Constant Disturbing Torque on the Motion of Gravity-Gradient Stabilized Satellites AIAA Journal Vol. 1 No. 4 (1963) pp. 968 - 969
- (6) J. T. Harduvel : Clarification of the Garber Instability for Gravity-Gradient Stabilized Spacecraft Journal of Guidance Control and Dynamics Vol. 18 No. 5 (1995) pp. 1220 - 1222
- (7) Norland Products Incorporated : Norland Optical Adhesive 61 (2013. 2) (オンライン) 入手先 < <https://www.norlandprod.com/adhesives/NOA%2061.html> > (参照 2014-06-28)
- (8) N. L. Johnson, P. H. Krisko, J. -C. Liou and P. D. Anz-Meador : NASA's New Breakup Model of EVOLVE 4.0 Advances in Space Research Vol. 28 No. 9 (2001) pp. 1377 - 1384
- (9) S. Flegel, et al. : MASTER-2009 Final Report, Institute of Aerospace Systems (2011. 6)