

# IDEA the Project for In-situ Debris Environmental Awareness

古本政博, 藤田浩輝, ○花田俊也 (九州大学)

Masahiro Furumoto, Koki Fujita, Toshiya Hanada (Kyushu Univ.)

Key Words: Small Satellite, Orbital Debris, In-situ Measurement

## Abstract

This paper briefly introduces IDEA the project for In-situ Debris Environmental Awareness, aiming a prompt and clear understanding of the current submillimeter-size debris environment in the low Earth orbit region. Orbital debris, even smaller than 1 mm, may cause a fatal damage on a spacecraft. Therefore, knowledge on submillimeter-size debris should be incorporated in design of spacecraft. However, the current submillimeter-size debris environment has not been defined well because measurements are quite limited in terms of orbital regimes and not continuously available yet. Thus, the IDEA project proposes to deploy a group of micro satellites, which conduct in-situ and near real-time measurements of submillimeter-size debris, into any orbital regimes to be monitored. This paper also introduces a simple constraint equation applicable for orbital planes on which debris contribute to the collision flux that a measurement satellite may experience. Finally, this paper reveals that two measurement satellites or more are necessary to properly estimate the orbital parameters of a broken-up object.

## 1. 緒言

近年, スペースデブリによる宇宙環境汚染および宇宙活動へのリスクが増大している。比較的大きなスペースデブリ (10cm以上) は地上から追跡できるので, 衝突を回避できる。しかし, 地上から追跡できないスペースデブリ (10cm以下) に対しては, 衝突による被害を最小化する対策が必要である。適切な対策を検討するために, 機能喪失に至るような被害を与え得るスペースデブリ (100 $\mu$ m以上)<sup>1)</sup>の環境 (分布と衝突頻度) を正確に認識しなければならない。

フラックスとして地上から計測することができるスペースデブリ (2mm以上)<sup>2)</sup>を除く微小デブリの実環境として参照している回収表面の衝突痕分布は, サイズ・空間領域の限られた, 時刻情報のない過去の積分情報であるため, 回収後に発生した大規模な破砕 (2007年1月の中国衛星破壊兵器実験や2009年2月の米ロ通信衛星衝突事故) により, 劇的に変化したスペースデブリ環境を正確に記述できていない。また, 地上から認識できない衝突や衛星表面の劣化で新たに放出される微小デブリにより, 恒常的に変動しているスペースデブリ環境を正確に記述できていない。恒常的に変動するスペースデブリ環境を正確に記述するためには, 実環境をすばやく正確に認識する観測手法の確立が不可欠である。

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は, 大型実用衛星

のリスク評価・健全性確認に資するインパクトセンサを開発した。このセンサは, 薄膜に等間隔で配置された導線の断線を検出することで, インパクト情報 (衝突時刻と微小デブリのサイズ) を計測できるものである。このセンサを小型衛星に搭載し, 軌道上に配備することで, 回収表面の衝突痕解析では限られていた, サイズ・空間領域の拡充を実現し, スペースデブリ環境をすばやく正確に認識することができる。このアイデアが, 九州大の学生により「デブリ環境の“その場”認識」を意味する英語の頭文字を並べた IDEA (In-situ Debris Environmental Awareness) 計画として具体化されている。

本論文では, IDEA計画の概要を紹介するとともに, 既知の人工天体を参考に, インパクトセンサに衝突する人工天体の軌道を調査・分析することで見出せる, インパクトセンサに衝突する人工天体の軌道に当てはまる簡単な拘束方程式を紹介する。また, この拘束方程式を応用することで, 破砕の起源を推定できるが, 観測衛星が2機以上必要となることを理論的に示す。

## 2. IDEA計画

### 2-1 目標

IDEA 計画の目標は微小デブリ環境の計測と推定である。これを以下のように段階に分けて説明する。

#### 1. 微小デブリの軌道上観測

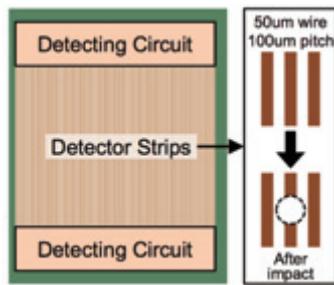


図 1 Space Debris Monitor 概念図<sup>3)</sup>

2. 動的環境モデルの構築
3. 環境変動の検知

第1目標は、小型衛星によって微小デブリを検出することである。このため、IDEA計画では、JAXAが有限会社QPS研究所と株式会社IHIの共有特許に基づき開発したSpace Debris Monitor (SDM)<sup>3)</sup>を用いる。図1に示すように、SDM上には直径50 $\mu$ mの銅線が100 $\mu$ mピッチで平行に並んでおり、デブリが衝突すると銅線が切断され、その部分だけ電気が流れなくなる。そのため、どの銅線が何本切断されたかによりデブリのサイズを計測することができる。また、一定時間間隔でいつ断線が起きたかを監視することで、デブリの衝突時刻を計測することができる。SDMが計測した微小デブリの衝突時刻とサイズを地上にダウンリンクすることで、高い時空間分解能を有する準リアルタイム観測が実現出来る。これは、地上に回収するまで情報を得ることができず、いつどこで衝突したか限定的な情報しか得られなかった従来の衝突痕調査と比較して大きな利点である。

次に、動的環境モデルの構築について述べる。デブリの環境モデルとは実際のデブリ環境をコンピュータ上に仮想的に再現したものであり、軌道を周回する宇宙機にどれくらいの微小デブリが衝突するかを予測することで適切な防護設計が可能となる。IDEA計画では、衝突データを準リアルタイムに取得できるという強みを活かし、理論的に構築した環境予測と衛星による観測データを逐次比較することで、常に最新の状態に更新して行く動的な環境モデルを目指す。

この動的環境モデルの構築に重要なことは、衝突データから相手の軌道を推定するため、どのような軌道上のデブリがSDMに対して衝突し得るかを理解することである。現在までの研究により、衝突位置あるいは衝突時の軌道情報からデブリの軌道平面に当てはまる拘束方程式を導出できる。この拘束方程

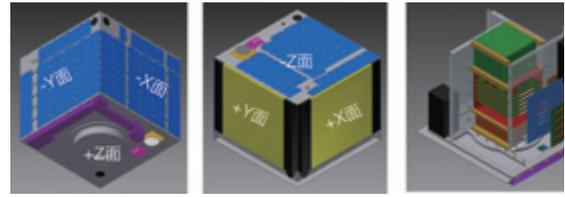


図 2 IDEA-1 (概念設計) の外観・内観

式については、第4節で詳述する。

続いて、環境変動の検知について述べる。2007年1月には中国衛星破壊兵器実験や2009年2月の米ロ通信衛星衝突事故のような大規模な破砕事象が発生している。このような破砕事象は軌道上のデブリ環境に大きな変動をもたらすと考えられるため、それらをいち早く検知することは、正確な環境把握の上でも宇宙機の安全確保の上でも大きな意義を持つ。

本論文では、第4節で詳述する軌道平面の拘束式を応用し、破砕事象の軌道平面を推定する手法を構築した。この手法については、第5項に詳細を述べる。

### 3. 概念設計

#### 3-1 設計コンセプト

IDEA 計画発足以来、観測衛星の初号機となるIDEA-1 の設計と実現性の検討が行われてきた。IDEA-1は初号機となるため、ミッション目標を「デブリ観測衛星の技術実証」と「微小デブリ衝突の準リアルタイム観測」と定め、「デブリ計測データ取得に特化したシンプルかつ堅固な設計」をコンセプトに設計が検討された。

基本構造は H-IIA ロケット相乗り打上げを前提に、図2に示すような50cm立方の小型副衛星とした。衛星の機能としてはデブリデータ取得のみであるが、SDMの面積をできるだけ確保しつつ、開発経験の少ない学生が展開機構のような複雑な機構の設計を避けられるよう相乗りの小型副衛星の最大寸法とした。

IDEA-1は前述のSDMを、+X、+Yの2面に一層ずつ搭載する。欧州宇宙機関 (ESA) の開発したデブリ環境モデルであるMASTER 2009によれば、図3に示すように微小デブリの衝突は進行方向に集中し、上下面からはほとんど飛来しないと予想されるため、インパクトセンサを搭載した2面を磁気トルカにより衛星の進行方向に指向させることでデブリ計測データ取得効率の最大化を図る。

また、「デブリ計測データ取得に特化したシンプルかつ堅固な設計」として、次にあげるような特徴をもつ。ソフト面では、多くのプロセッサを積む必

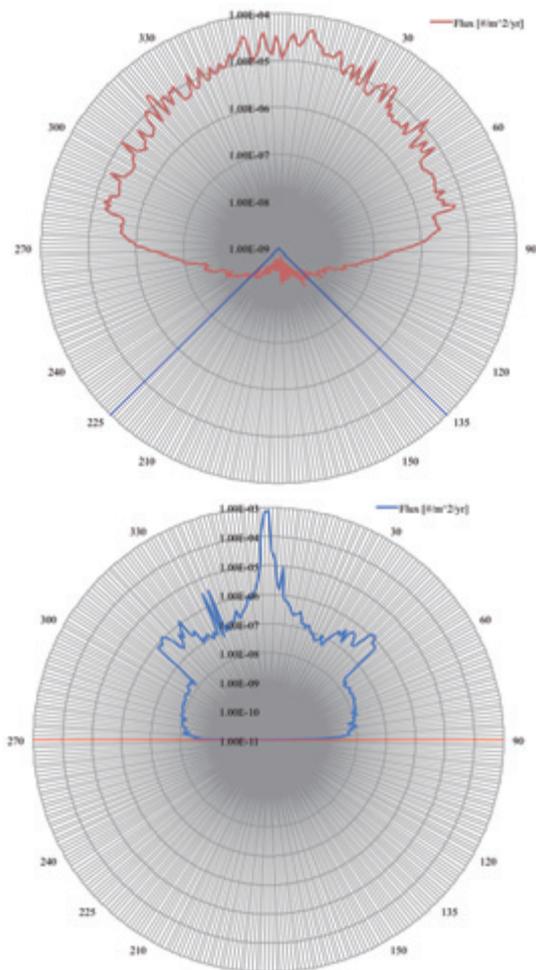


図 3 微小デブリの飛来方向予測  
上：方位角，下：仰角

要がないよう、1台の高性能なCPUにはほぼ全てのタスクを処理させる中央集権処理を採用し、シンプル化を図る。また、ハード面では衛星の生存に重要な機器がデブリの衝突により破損することを防ぐために外壁と内壁の二重構造とし、重要な機器をその内部に配置することで堅固さを高めた。

3-2 開発・打ち上げ予定

デブリ問題に取り組むベンチャー企業である株式会社アストロスケールは、IDEA 計画の意義・理念に共感し、オーエスジー株式会社の支援を得て、前節で述べた概念設計を参考に、IDEA OSG 1 と命名された初号機の開発・製造を進めている。図 4 はその想像図である。九州大学は、今後、ミッション解析とデータ解析を主に担当する予定となっている。なお、IDEA OSG 1 の打ち上げは、2016 年度下半期に計画されている。

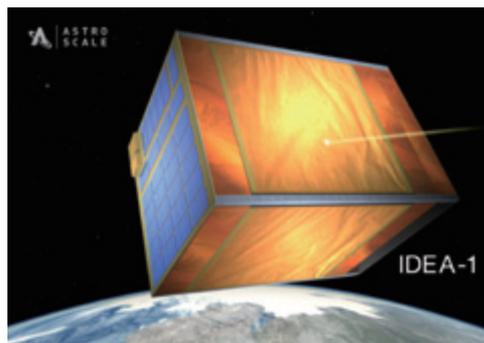


図 4 IDEA OSG 1 想像図

4. 衝突しうる軌道面の拘束

4-1 拘束方程式の導出

観測衛星により衝突が検出された際のデブリと衛星の軌道面の関係は図5に示すようになる。

RSW座標系（R軸は常に地心から衛星方向を指し、S軸は速度ベクトルの方向を指すように位置ベクトルに垂直、W軸は軌道平面に垂直）を考えると、各軸の単位ベクトル  $e_r, e_s, e_w$  は、軌道傾斜角 ( $i$ ) と昇交点赤経 ( $\Omega$ )、緯度引数 ( $u$ ) を用いて式 (1) のように表される。位置ベクトルと角運動量ベクトルは常に直交するので、観測衛星の軌道要素 ( $i, \Omega, u$ ) を用いて定める  $e_r$  とデブリの軌道要素 ( $i', \Omega'$ ) を用いて定める  $e_{w'}$  の内積は0となり、デブリの軌道平面は式 (2) により拘束されることとなる。

$$[C_{\Omega}^3]^T [C_i^1]^T [C_u^3]^T \equiv [e_r | e_s | e_w] \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \cos i' \sin u \sin i = \sin i' \cos(\Omega - \Omega') \sin u \cos i \\ + \sin i' \sin(\Omega - \Omega') \cos u \end{aligned} \tag{2}$$

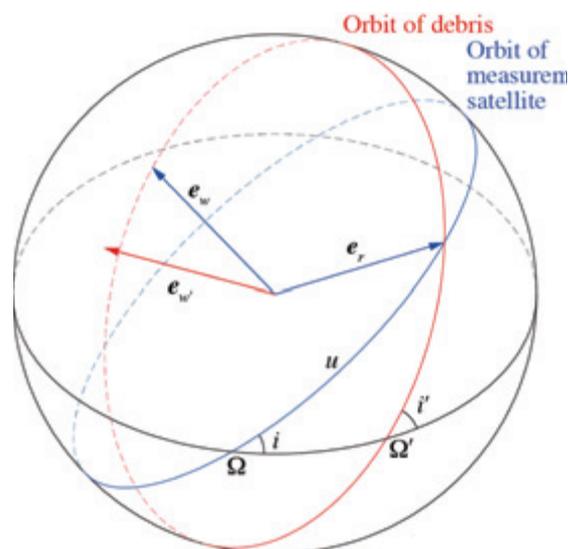


図 5 デブリと観測衛星の軌道面の関係

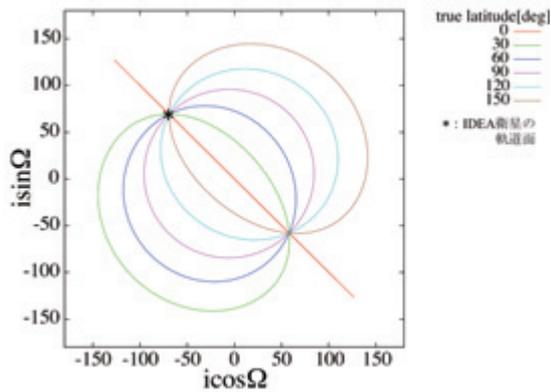


図 1 衝突位置ごとの検出し得るデブリの軌道面

式 (2) は、微小デブリの昇交点赤経および傾斜角すなわち軌道平面が微小デブリの衝突位置により拘束されることを示す。また、図6は、この拘束式に基づき、微小デブリの軌道平面すなわち軌道傾斜角と昇交点赤経の関係を計測位置（緯度指数）ごとに図示したものである。この拘束方程式を用いることで、実際に微小デブリの衝突が計測された際、その微小デブリの軌道平面を絞り込むことができる。

### 5. 2基以上の観測衛星を用いたデブリ軌道面推定

本節では、なんらかの破碎事象により生じた微小デブリを観測衛星が検出した際に、その破碎事象の発生した軌道平面を推定する方法について述べる。

前項に示されたように、観測衛星に衝突する微小デブリの軌道平面は式 (2) により拘束される。また、地球低軌道を周回する物体は、地球の非球体性による付加的な重力ポテンシャル成分の1つである $J_2$ 項の影響により、次式で表されるように昇交点が移動する<sup>4)</sup>。

$$\Omega(t) = \Omega_0 + \dot{\Omega}(t - t_0) \quad (3)$$

ただし、 $t_0$ : 爆発によるデブリ発生時刻のような基準時刻、 $\Omega_0$ : 基準時刻における昇交点赤経。また、 $t$  は基準時刻からの経過時間を表す。

ここで、観測衛星により異なる時刻毎に衝突データ  $r_j = [x_j, y_j, z_j]^T$  ( $j=1, 2, \dots$ ) が得られたとすると、未知パラメータ  $(\Omega_0, i, \dot{\Omega})$  は、(2), (3)式に示されるような拘束を受けることになる。たとえば図7は、実在するデブリの起源であるFengyun-1Cと仮想的な3機の観測衛星それぞれの軌道要素に基づく数値シミュレーションから得られる衝突データ（1ヶ月毎に3基それぞれにデブリが同時に衝突した場合の12ヶ月分のデータ）を用いて、拘束方程式の解となる  $(\Omega_0, i)$  の組み合わせをプロットしたものである。ただし、残り1つの未知パラメータについては、 $\dot{\Omega} = 0.0$

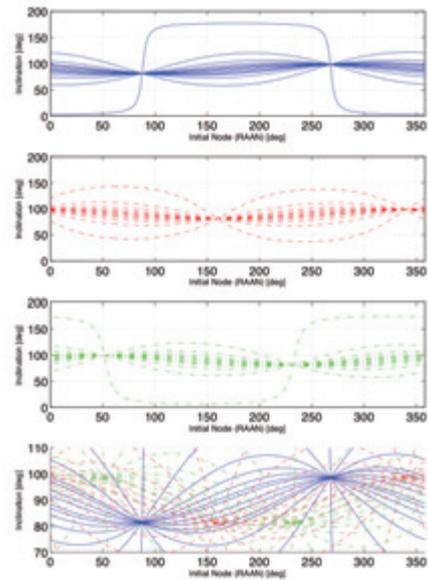


図 7 各衝突データに対して拘束条件式から得られる未知パラメータ  $(\Omega_0, i)$  のプロット図。  
( $\dot{\Omega} = 0.0$  [deg/day], 上から順に観測衛星1~3, 全観測衛星)

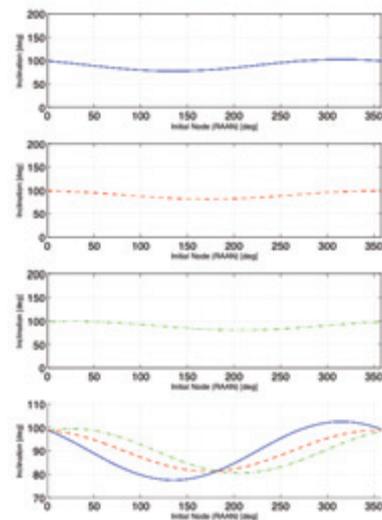


図 8 各衝突データに対して拘束条件式から得られる未知パラメータ  $(\Omega_0, i)$  のプロット図。  
( $\dot{\Omega} = 0.9665$  [deg/day], 上から順に観測衛星1~3, 全観測衛星)

[deg/day]と固定している。図から分かるように、各観測衛星については1つの衝突データに対して未知パラメータの組み合わせは1つの曲線上のいずれかとなり、ここから起源物体の候補を抽出することが可

能となるが、一意には決まらない。

また、同じ観測衛星で異なる日時の衝突データを収集したとしても観測衛星そのものの軌道に対応する2つの交点が得られるのみで、デブリに軌道面に対するパラメータを決めることはできない。一方で、図8に示すように、 $\dot{\Omega}$ がここで仮定されるデブリの起源(Fengyun-1C)に対する真値に等しい ( $\dot{\Omega} = 0.967$  deg/day) 場合、3つの観測衛星それぞれに対する曲線は全て1つに重なり、この場合、デブリの軌道平面に対する  $(\Omega_0, i)$  は、異なる観測衛星毎の曲線の交点の1つ  $(\Omega_0, i) = (1.674 \text{ deg}, 98.65 \text{ deg})$  として求められる。

ここで、もう1つの交点は、180度位相が異なる  $\Omega_0$  に対応するもので、この点に対する  $i$  の値は、 $J_2$ 項による昇交点赤径の摂動と軌道傾斜角の関係式<sup>4)</sup>

$$\dot{\Omega} \propto -\cos i \quad (4)$$

を用いることで、解の候補から取り除くことができる。さらに、これら3つの曲線に対して同じ2点で交わることから、観測衛星が最低2機あれば理論的に一意の解が得られることがわかる。

以上より、2機以上の観測衛星から得られる衝突データを用いることで、3次元の未知パラメータ空間において一意にパラメータ推定が行える。

## 6. 結言

「デブリ環境の“その場”認識」を意味する英語

の頭文字を並べたIDEA計画では、微小デブリ（サイズ100  $\mu\text{m}$ から2 mm程度まで）の衝突により薄膜に形成される孔のサイズを一定時間間隔で計測するSDMを搭載した小型副衛星を軌道の上に配置する。本論文では、既知の人工天体を参考に、SDMに衝突する人工天体の軌道を調査・分析し、SDMに衝突する人工天体の軌道に当てはまる簡単な拘束方程式を見出した。また、この拘束方程式を応用することで、破碎の起源を推定できることを理論的に明らかにした。

## 参考文献

- 1) Nitta, K., Kawakita, S., Takeda, A., Katayama, M., “The response of Cable Harness Subjected to High Velocity Impact”, Trans. JSASS Space Tech. Japan, 8, ists27, pp.Pr\_2\_55-Pr\_2\_62, 2010.
- 2) Mehrholz, D., et al., "Detecting, tracking and imaging space debris", ESA Bulletin (0376-4265) 109, pp.128-134, 2002
- 3) Maki Nakamura, et. al., “Development of In-Situ Micro-Debris Measurement System”, Advances in Space Research, Vol.56, No.3, pp.436-448, 2015
- 4) D. A. Vallado: Fundamentals of Astrodynamics and Applications, McGraw-Hill, New York, 1997.