

D5

デブリ除去衛星システムサイジング検討<その 2>

Debris removal satellite system sizing examination #2

○廣田 賢治, 渡辺 順一郎(TECS), 桑尾 文博, 大塚 聡子(NEC),
河本聡美, 池内 正之(JAXA)

○Kenji Hirota, Junichiro Watanabe(TECS), Fumihiro Kuwao, Akiko Otsuka(NEC),
Satomi Kawamoto, Masayuki Ikeuchi(JAXA)

デブリ除去衛星の開発においては軌道上実証を行い、実用化衛星の開発を目指すというロードマップが立てられている。実証を目指す上で、衛星システムはシンプルかつミニマムな設計を検討した。本報告では、軌道上実証衛星のシステム設計結果を報告するとともに、実用化に向けた課題を検討する。

In the roadmap for developing the active debris removed (ADR) satellite, the demonstration satellite will be launched before the ADR satellite. As the verification is a top priority, the demonstration satellite is minimum designed. The system of the demonstration satellite will be reported and issues to develop the ADR satellite will be discussed.



Empowered by Innovation



D5. The active debris removal (ADR) satellite system sizing study

19 Dec. 2014

○Kenji Hirota, Junichiro Watanabe (TECS), Fumihiro Kuwao,
Akiko Otsuka (NEC), Satomi Kawamoto, Masayuki Ikeuchi (JAXA)

NEC Confidential

Contents



-
1. **ADR Sat.** Outline and Roadmap
デブリ除去衛星概要 および 開発ロードマップ
 2. **ADR Sat.** and **The Demonstration Satellite (Demo Sat.)**
Requirement
デブリ除去『**実用**』および『**実証**』衛星 要求項目
 3. **Demo Sat.** System design
デブリ除去『**実証**』衛星 システム設計結果
 4. Issues for developing **ADR Sat.**
デブリ除去『**実用**』衛星 に向けた課題
 5. Concluding remarks
おわりに

1. ADR Sat. Outline and Roadmap



Space Debris is dangerous to spacecraft on the orbit. ADR satellite system is being studied.

<ADR Sat. precondition>

- ① The key technologies will be verified using **Demo Sat.**
Then **ADR Sat.** will be developed.
- ② The concept of **Demo Sat.** design is minimum.

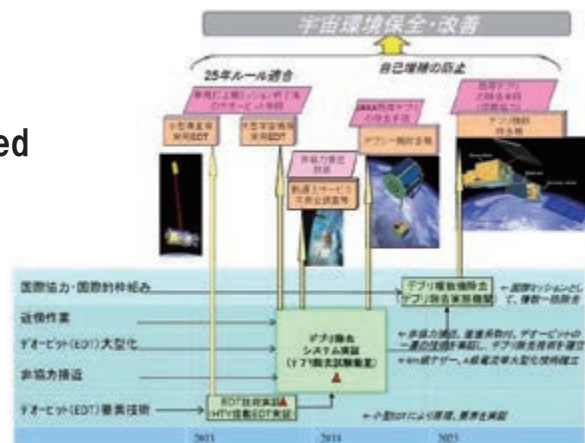


Fig.1 Debris removed Sat. Roadmap

2. ADR Sat. and Demo Sat. Requirement



● ADR Sat. Policy

- ・デブリ除去を目的とし、継続してミッションを実施できること。
- ・対象となるデブリの曖昧さ※に柔軟に対応できること。

※曖昧さ: デブリの形状, 大きさ, 破損状態, 軌道/高度の違い,
回転エネルギーの有無等

● Demo Sat. Policy

- ・特定のデブリに対象を絞って、要求を明確かつシンプルに定義する。
- ・要素技術の確認を目的とする。
- ・対象デブリを形状や大きさ、状態がわかっているロケット上段とする。

2. ADR Sat. and Demo Sat. Requirement



Table 1. ADR Sat. and Demo Sat. Requirement (1/2)

Requirement	ADR Sat.	Demo Sat.
System	(1)様々な種類のデブリを除去できること。 (2)複数のデブリを除去できること。 (3)自身がデブリとならないこと。	(1)対象デブリ:非協力対象のロケット上段とする。 (2)ロケット上段は重力傾斜安定していること。 (3)ロケット上段に対して相対停止可能なこと。 (4)デブリ実証衛星一機にてデブリ単体をデオービットできること。
Navigation	非協力対象であるデブリを視認して、接近できること。	カメラ画像を用いて、デブリを視認し接近できること。(光学航法) (1)ロケット上段の運動推定が可能なこと。 (2)画像処理可能なこと。

2. ADR Sat. and Demo Sat. Requirement



Table 1. ADR Sat. and Demo Sat. Requirement (2/2)

Requirement	ADR Sat.	Demo Sat.
Debris Capture	デブリ除去機器の設置ができること。また、回転エネルギーを低減できること。	ロケット上段へデブリ除去機器を取り付けられること。
Debris Removal	デブリに対して軌道変更に必要な力を加え、目的の場所まで移動できること。	デブリ除去に用いる機器は、導電性テザー(以後、EDT:Electro Dynamic Tetherと呼ぶ)を考えている。この導電性テザーを用いて、デブリをデオービットできること。 (1)長さ:5km (2)電流:1A (3)EDT伸展方向:地球 → 天頂

3. Demo Sat. System design



3.1 Demo Sat. System design

Demo Sat.の要求を満たすシステム設計を行った。構成品及び質量を表2に示す。

Fig.2, 3に外観図および寸法を示す。

Table 2. Demo Sat. Component and Mass

デブリ除去衛星 バスシステム機器構成	略号	デブリ除去衛星 質量[kg]
		合計
バスシステム		280.89
衛星マネージメント系	SMS	15.43
通信系	TTC	4.87
太陽電池パドル系	SPS	35.00
電源系	EPS	40.38
姿勢軌道制御系	AOCS	54.21
推進系	RCS	25.30
熱制御系	TCS	9.50
構体系	STR	51.30
計装系	INT	24.90
マージン		20.00
ミッション		115.2
EDT-M	EDT-M	11.50
EDT-E	EDT-E	15.50
ミッションコントロール系・画像処理系		41.80
推進系取付機器		8.00
マージン		38.40
衛星合計(ドライ質量)		396.1
推進薬		45.0
衛星合計		441.1

3. Demo Sat. System design

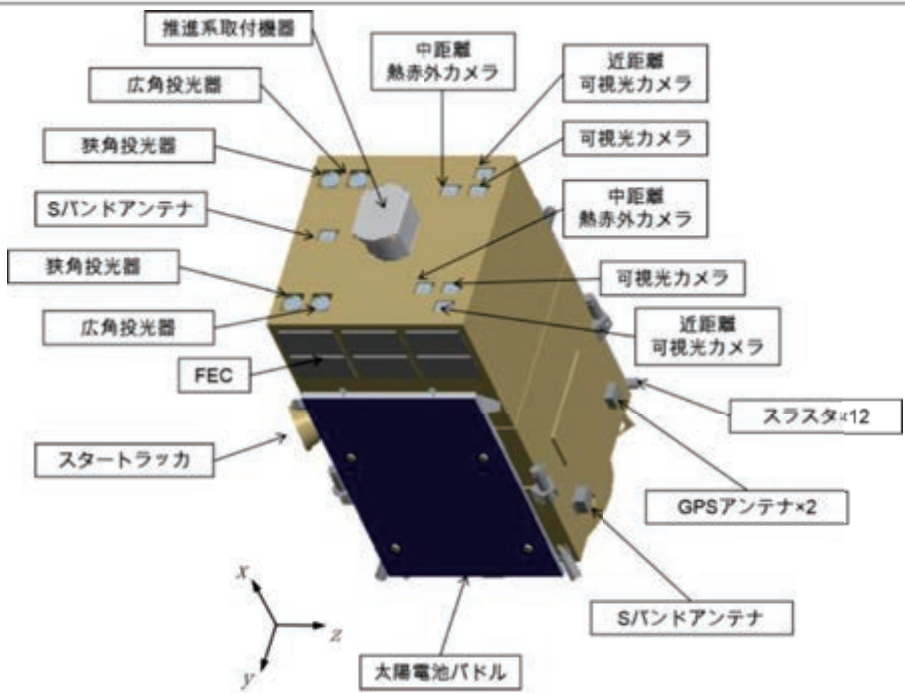


Fig.2 Demo Sat.

3. Demo Sat. System design

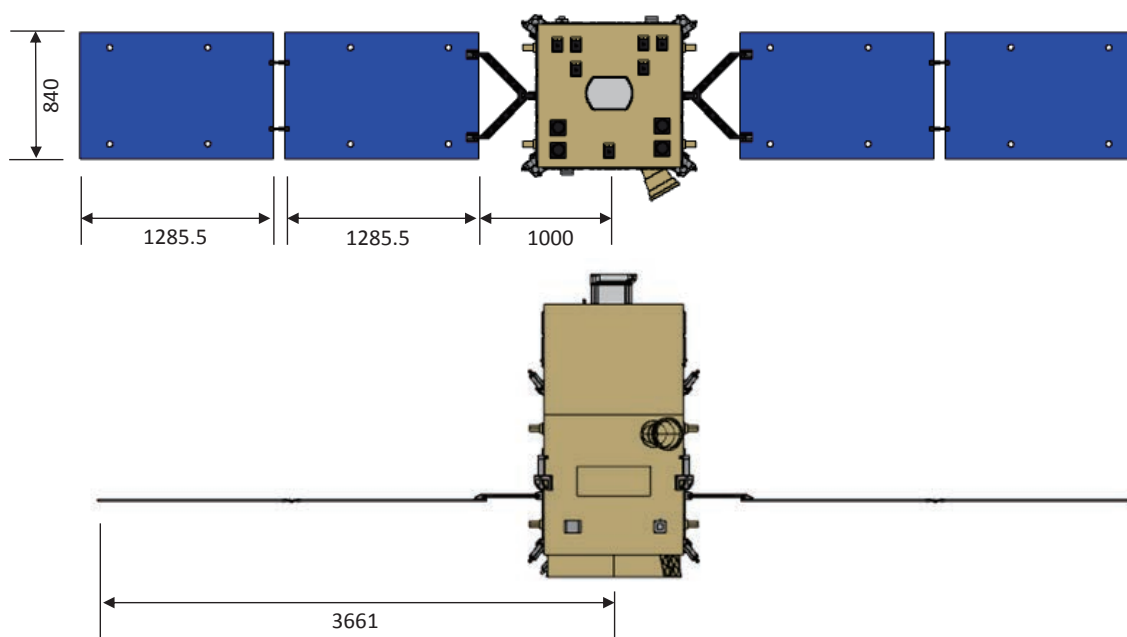


Fig.3 Demo Sat. size

3. Demo Sat. System design



3.2 Non-cooperative approach and nominal scenario

(1) Angles-Only Navigation (AON)

Demo Sat.を実現させるミッション軌道目標 (Fig.4) の成立性を確認した。

ミッション軌道は△Vプロファイルの検討を行い衛星軌道を求めた。

デブリは非協力な対象であるため、衛星側に用意されたカメラを用いて光学航法を行う。

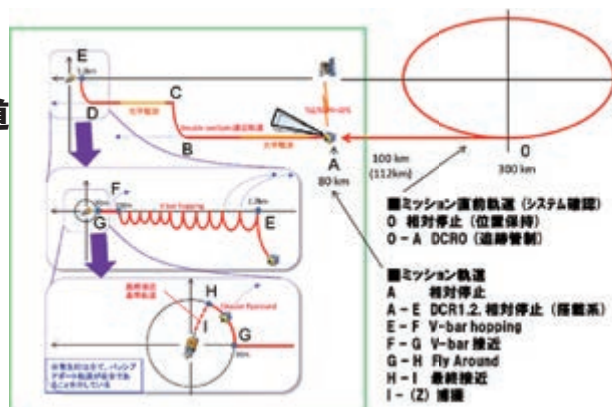


Fig.4 Mission Orbit and Milestone A~I

3. Demo Sat. System design



3.2 Non-cooperative approach and nominal scenario

(2) Motion of the satellite in the vicinity of the debris

Fig.5にデブリ近傍作業の概要を示す。

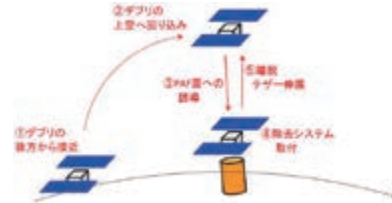


Fig.5 The vicinity of the debris

Fig.4に示すミッション軌道为目标として、はやぶさの姿勢制御(6自由度制御)をコンセプトとしたシミュレーションを行い、必要な精度で誘導制御が行えることを確認した。

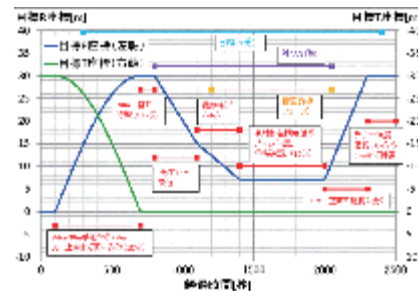


Fig.6 Navigation

確認結果をFig.7,8,9に示す。

3. Demo Sat. System design



3.2 Non-cooperative approach and nominal scenario

Less than $\pm 10\text{cm}$
(1400~2000sec)

Less than $\pm 3\text{deg}$
(1400~2000sec)

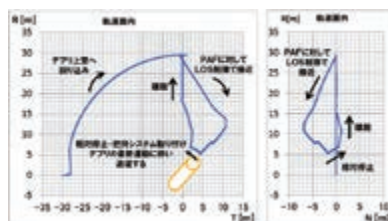


Fig.7 Motion of the satellite in the vicinity of the debris

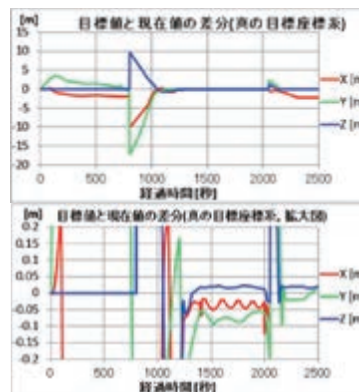


Fig.8 Error in position

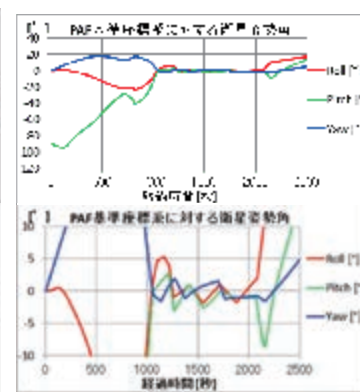


Fig.9 Error in attitude angle

3. Demo Sat. System design



3.3 Capture Mechanism

(1) Capture Mechanism trade-off

Table 3. Capture Mechanism trade-off

トレードオフ 代表項目	①鋸	②伸展ブーム	③多関節アーム
把持動作に伴うリスク ・デブリ、衛星本体の破壊リスク ・新規デブリの発生リスク	鋸がデブリへ刺さった際に、デブリが破損する恐れがある。	PAF部への接触のみであり、リスクは小さい。	PAF部への接触のみであり、リスクは小さい。
形状、取付I/Fの明確さ	鋸射出時の反動が大きく、今後取り付け方法に軽減策が必要となる。	明確である。	明確である。
把持 開始／完了時 成否判定の容易さ	把持開始判定条件が厳しく、完了後の成否判定が難しい。	把持開始／完了の成否判定が明確である。	把持開始判定条件が明確でない。把持完了後の成否判定は明確である。
既存技術で開発可能かつ開発リスクの少なさ	地上では試験が実施できない。	既存技術で対応可能。	既存技術で対応可能。

3. Demo Sat. System design



3.3 Capture Mechanism

(2) Capture Mechanism Configuration

PAF is held by a Capture Mechanism.

After Capture of PAF, EDT is extended.

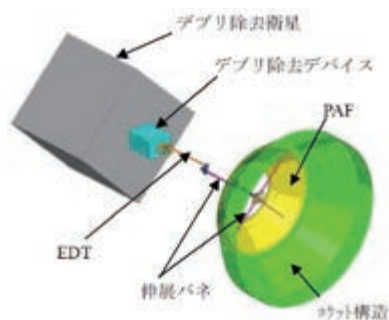


Fig.10 PAF Capture

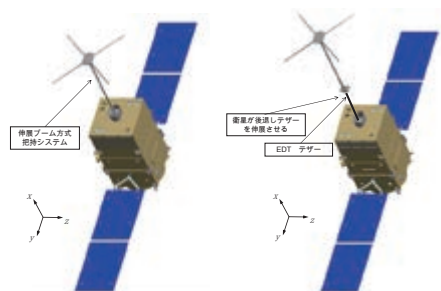


Fig.11 Capture Mechanism Configuration

3. Demo Sat. System design



3.4 Electro Dynamic Tether (EDT) Configuration

Fig.12にEDT取り付け配置検討結果を示す。

衛星やデブリに対して、余分な回転や振動を与えないために、テザーは衛星重心を通る位置に設置する。また、カメラ画像により伸展状態を確認するため、衛星+X面に配置する。

EDTシステムは電界放出型電子源 (FEC) から電子を放出する。このFECから放出した電子をテザーで取り込んでしまわないように、衛星の進行方向とはならない、±Y面に配置する。

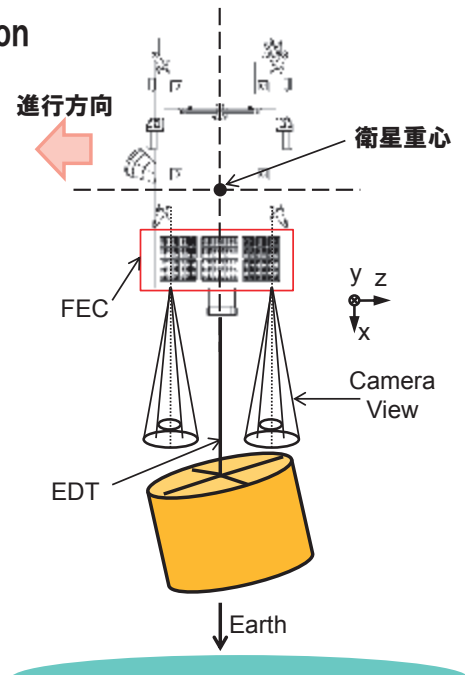


Fig.12 EDT Configuration

3. Demo Sat. System design



3.5 Demo Sat. System Issues and Solutions

(1) 【Issue】 S-Band ANT View interference

2 SANTS are installed in +X panel and +Z panel.

Fig.13 にS-Band アンテナの視野妨害を示す。

Sバンドアンテナ (SANT) を通して、地上局との通信を行う際に、デブリに接近するほどアンテナ視野が妨害される可能性があることが分かった。

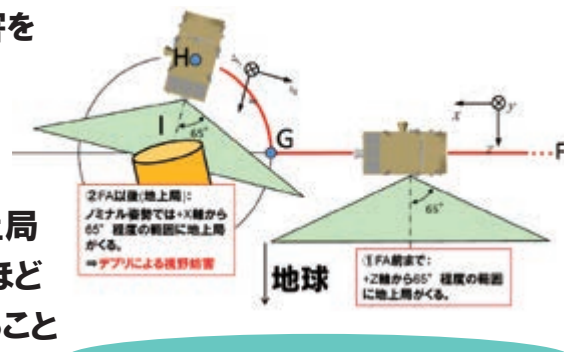


Fig.13 S-Band ANT View interference

3. Demo Sat. System design



3.5 Demo Sat. System Issues and Solutions

(2) 【Solution】

①案：SANT2基の搭載位置，個数を変更せず、また、通信のために中継衛星を使用しない。視野妨害中には自律運用を基本とする。

②案：SANT2基の搭載位置，個数を変更せず、一部運用期間に中継衛星を使用する。(Fig.14)

③案：SANTを4基搭載し、常時中継を使用する。

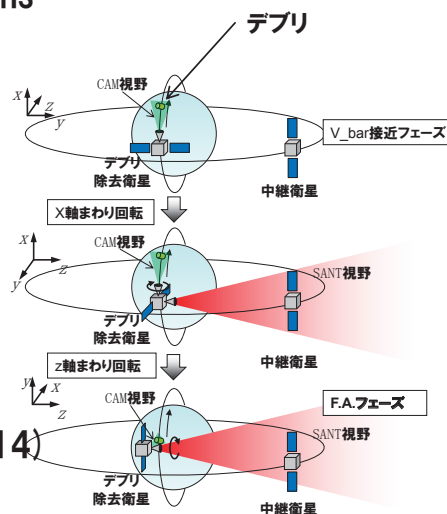


Fig.14 Catch of Relay Satellite

3. Demo Sat. System design



3.5 Demo Sat. System Issues and Solutions

(3) 【Solutions trade-off】

コストを低く抑えることができること、非可視中の自律運用は不可能ではないこと (はやぶさの実績を想定) を考慮して、①案を第一候補とする。

①案

SANTを2基搭載し、中継衛星を使用しない。視野妨害中には自律運用を基本とする。

Table 4. Solutions of S-Band ANT View interference trade-off

番号	衛星コンフィギュレーション SANT配置位置	中継衛星の利用 重量	可視性	運用	コスト	実証・運用
①	+X面と+Z面(2つ)	-	・可視機会は限定される。 ・デブリ極近傍まで接近した際、デブリによって遮蔽される可能性有り。	・オンボードによる自律運用が基本。	-	・実用向け ・低コストで実現可。
②	+X面と+Z面(2つ)	-	・地上局から非可視のとき、一時的に姿勢変更を行い、中継衛星を利用して通信を行う。	・オンボードによる自律運用が基本。 ・運用状態を地上でモニタし、必要に応じてマニュアル運用を行う。	・中継衛星の利用によるコスト増 ・アンテナ・トラポッド・スイッチ等の追加によるコスト増 ・中継衛星の利用によるコスト増	・実証向け ・確実性を重視
③	各面に3～4つ配置。ほぼ全方向のSANT視野を確保	+5 kg	・地上局から非可視のとき、中継衛星を利用して、継続的な通信を行う。			

①～③は同等の自律性を持つとする。

①を基準

4. Issues for developing ADR Sat.



- ◆ Demo Sat.のコンセプトのままでは、高（静止）軌道のデブリを除去対象とできない。
- ◆ 軌道傾斜角 $i < 90^\circ$ or $i > 90^\circ$ により、衛星の運用方法、機器配置が変更となるため、汎用的なADR Sat.を用意できない。
- ◆ Demo Sat.ではロケット上段PAF部を把持対象としているため、他形状のデブリは把持できない。
- ◆ 回転エネルギーを持ったデブリの除去手法が明確でない。
- ◆ 複数デブリの除去手法が明確でない。
- ◆ 通信遮断時間や遅れを考慮した、自律化、自動化について明確でない。
(オフノミナル判断および対処も含む。)

7. Concluding remarks



■ Demo Sat.に向けた検討を進めてきたことにより、対処すべき具体的な課題が挙がり、シナリオの実現性も見えてきた。

■ しかし、Demo Sat.のデブリ除去手法のみでは、ADR Sat.に向けた様々な環境条件にあるデブリすべてに対応することは難しい。

■ 今後もDemo Sat.に向けた検討を行うが、常にADR Sat.に向けた目をもってデブリ除去衛星のシステム検討を進めて行く必要がある。

Empowered by Innovation

NEC

TCES