

## D3

## デブリ除去衛星の小型化検討

## Downsized Design of Active Space Debris Removal(ADR) Satellite

○廣田 賢治, 渡辺 順一郎(TECS), 桑尾 文博, 大塚 聡子(NEC),

河本 聡美, 青山 順一, 山元 透(JAXA)

○Kenji Hirota, Junichiro Watanabe(TECS), Fumihiro Kuwao, Akiko Otsuka(NEC),  
Satomi Kawamoto, Jun-ichi Aoyama, Toru Yamamoto (JAXA)

デブリ除去衛星の実現を目指して、デブリへの非協力接近、捕獲、デオービットのデブリ除去手法に注目して検討を行ってきた。これは、主にミッション系に関わる部分の検討であり、引き続き検討が必要ではあるが、ある程度実現性は見えてきた。使用する衛星は NEC の NEXTAR(標準バス)を前提として考えていた。NEXTAR は標準バスであることから、新規開発に比べコストが低くなることを期待したためである。しかし、デブリ除去衛星の更なる低コスト化を進めるために、衛星バス系の小型化検討を行った。衛星を小型化することにより、相乗りや複数打ち上げ等にも対応しやすくなり、必要推進等も少なくなるなど、トータルのコストが低くなることが考えられるためである。

検討の結果、衛星バス系について小型／軽量化を行うことができた。今後はミッション系と合わせたさらなる衛星全体の小型化を行い、経済性、運用性の向上を行っていく。

ADR method has been study aiming at realization in an ADR satellite.

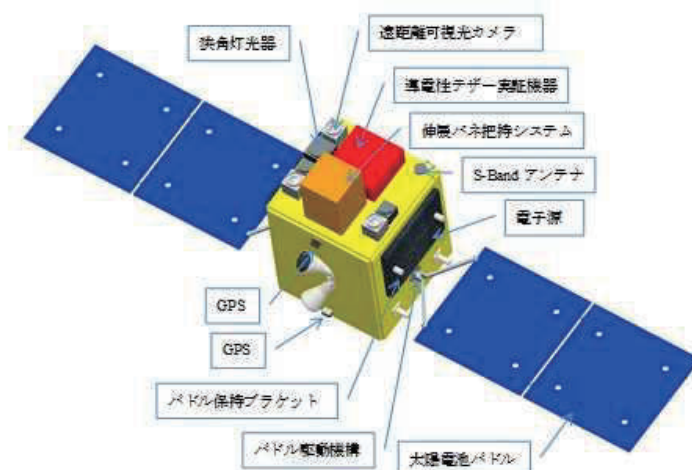
(ADR method: Noncooperation approach, capture and deorbit)

This is study of a mission system, and consideration is necessary next, but the feasibility has been seen. A used satellite was considered premise the NEXTAR (standard bus) of NEC.

Because NEXTAR is a standard bus, it's low-cost compared with new development.

But downsized design of a satellite bus system was performed for an ADR satellite decrease in cost. The cost of the total becomes low by downsized design of satellite.

It was possible to do a small size / weight saving about the satellite bus system as a result of the study. I'll miniaturize the whole satellite including a mission system and be improving the cost performance and operability from now on.





Orchestrating a brighter world



# Downsized Design of Active Space Debris Removal(ADR) Satellite

## デブリ除去衛星の小型化検討

19 Oct. 2016

○ Kenji Hirota, Junichiro Watanabe(TECS), Fumihiro Kuwao, Akiko Otsuka(NEC), Satomi Kawamoto, Jun-ichi Aoyama, Toru Yamamoto(JAXA)

### 目 次

1. ADR(Active Debris Removal) Sat. Outline  
デブリ除去衛星概要
2. The purpose of Downsized Design  
デブリ除去衛星 小型化の目的
3. Request analysis to the satellite bus system  
衛星バス系への要求分析
4. Study of the small ADR Sat. system  
小型デブリ除去衛星システムの検討
5. Technical subject  
技術課題
6. Concluding remarks  
おわりに



Orchestrating a brighter world



## 1. ADR Sat. Outline



スペースデブリ(以降、デブリ)は、軌道上の宇宙機等に対して危険をもたらす。このデブリを能動的に軌道上から取り除く除去衛星システムの検討を行う。

< Subject of this study >

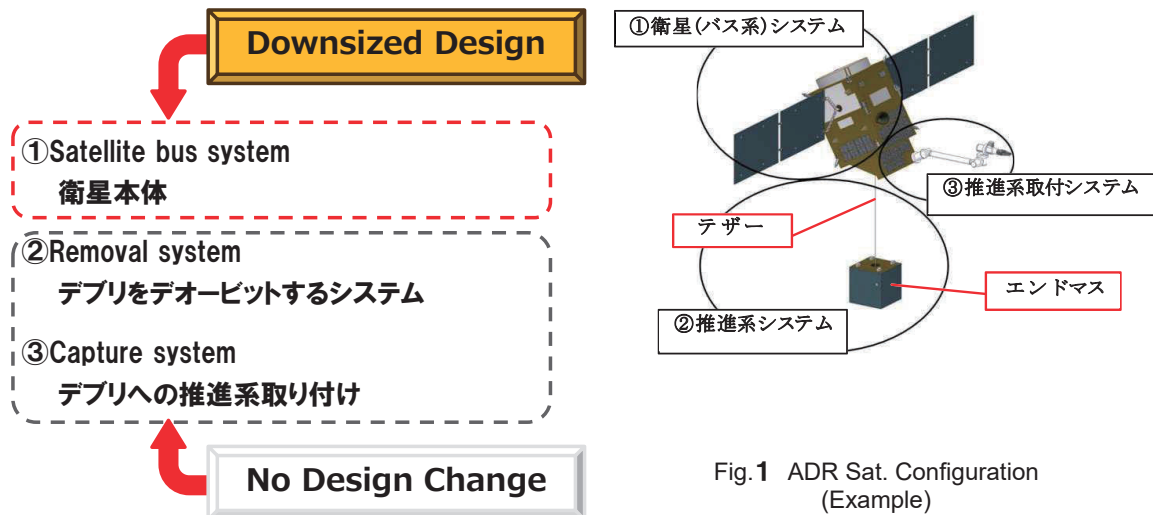


Fig.1 ADR Sat. Configuration (Example)

3

© NEC Corporation 2016

NEC Confidential

Orchestrating a brighter world

NEC

## 1. ADR Sat. Outline



The 400kg order NEXTAR base satellite study in the past

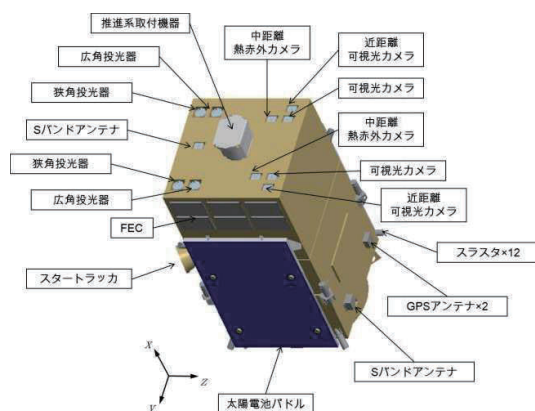


Fig. 2 ADR Sat. Lift-off Configuration of 400kg order

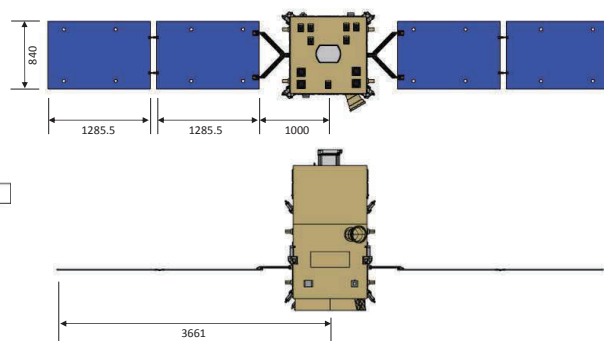


Fig. 3 ADR Sat. Mission Configuration of 400kg order

4

© NEC Corporation 2016

NEC Confidential

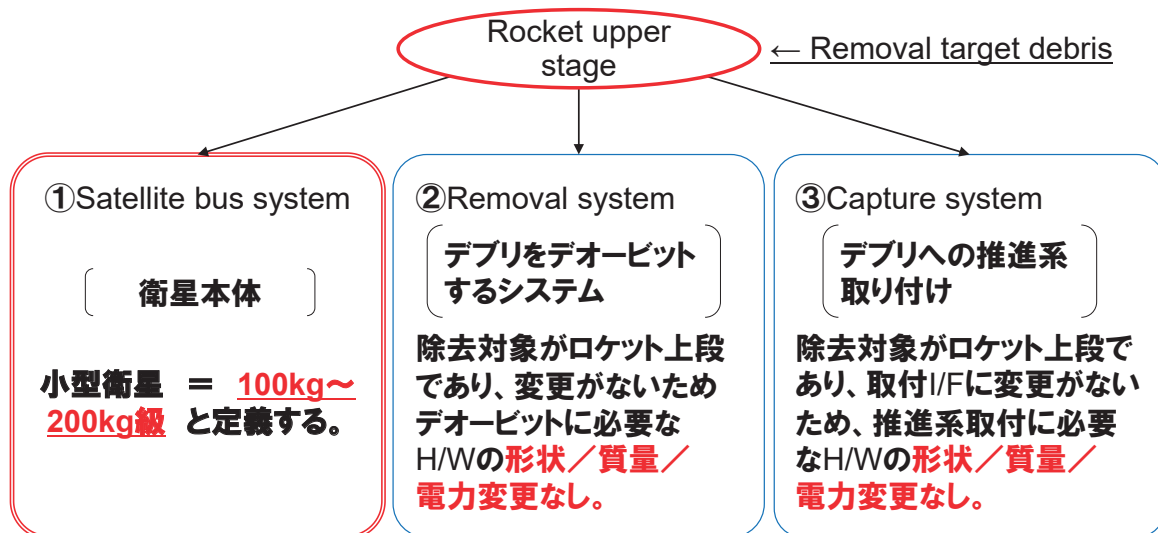
Orchestrating a brighter world

NEC

## 2. The purpose of Downsized Design



『ミッション要求を満たす範囲』で小型化の検討を行い、複数機の同時打上等も視野に入れたコストを抑えた衛星システムを目指す。  
**経済性／運用性の向上を目指す。**



5

© NEC Corporation 2016

NEC Confidential

Orchestrating a brighter world

NEC

## 3. Request analysis to the satellite bus system

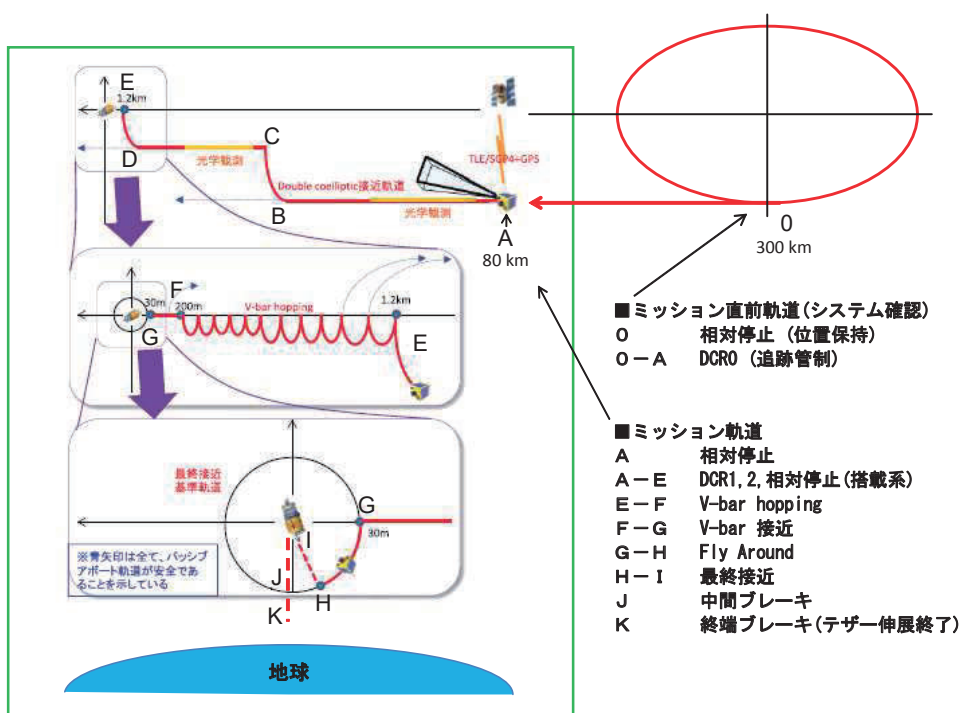


Fig. 4 Mission orbit

6

© NEC Corporation 2016

NEC Confidential

Orchestrating a brighter world

NEC

## 3. Request analysis to the satellite bus system

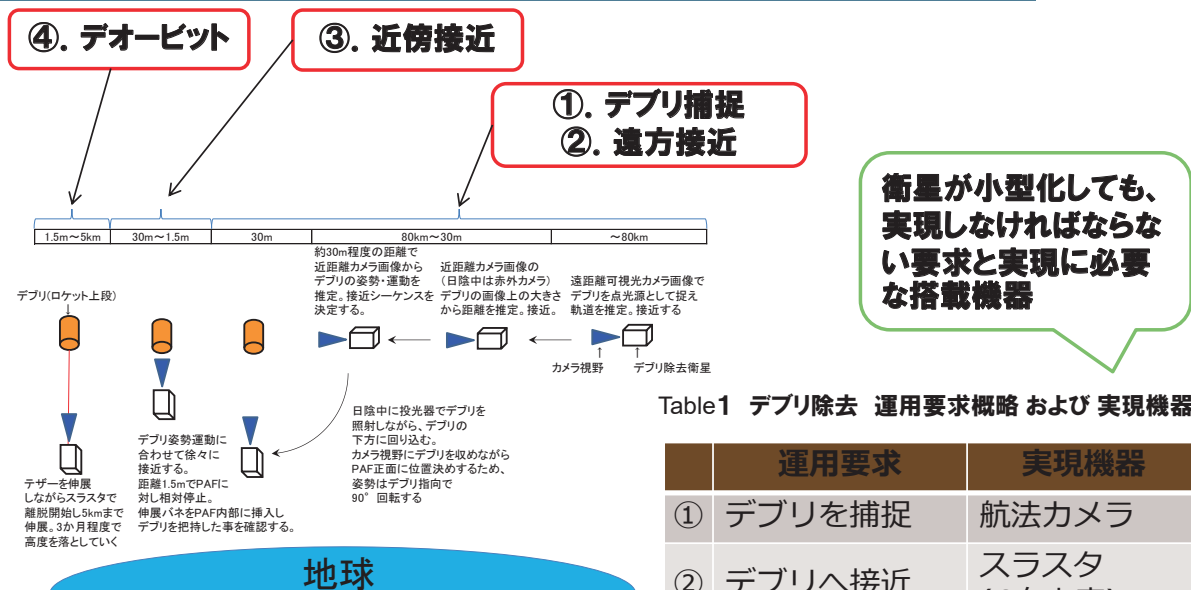


Fig. 5 ADR Operation

## 3. Request analysis to the satellite bus system

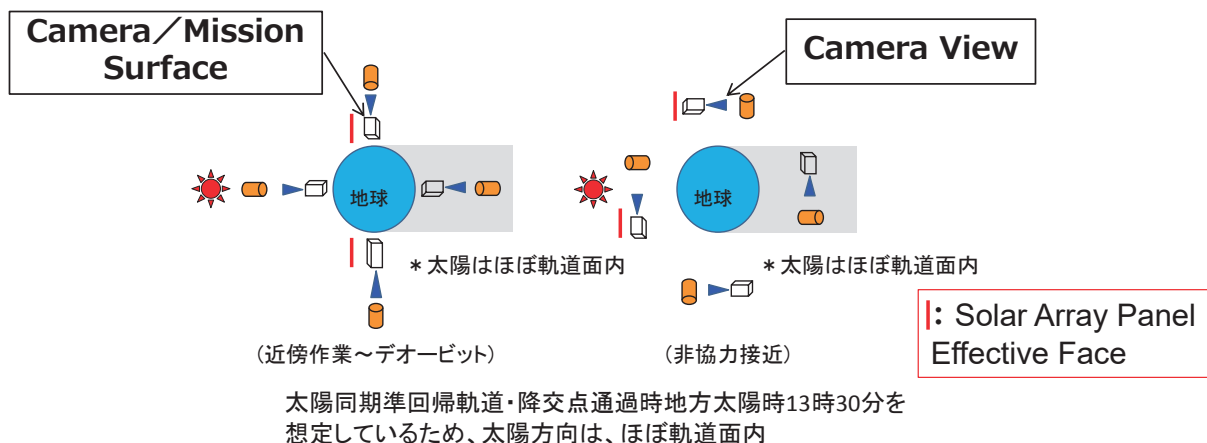


Fig. 6 ADR Sat. attitude to the sun

衛星本体へ太陽電池パネルの貼り付けを検討し、衛星の小型化を目指した。

しかし、カメラ/ミッション機器搭載面以外では、それぞれの姿勢にて2面しか有効面がなく、太陽電池パネルの搭載面積を稼げないことから、**太陽電池バドル回転機構**も必要であると判断した。

## 4. Study of the small ADR Sat. system



デブリを除去する = デブリ除去運用 全体概略に示す運用を達成できる。  
運用シーケンスへ影響を与えないことを前提として、小型化検討を行う。

小型衛星バスの選定



既開発の小型衛星バス

観測ミッションを想定した小型衛星が多く、100kg級衛星にてランデブードッキングを実施するために必要な、6自由度制御／姿勢変更が実施可能なバスは計画段階に留まっている。

小型衛星はミッションとバスの一体化設計を行い、制約をクリアする開発を行っている。

デブリ除去 運用要求を満たす小型衛星バスの調達は難しい。



衛星全体の小型化を機器レベルから見直す。

9

© NEC Corporation 2016

NEC Confidential

Orchestrating a brighter world

NEC

## 4. Study of the small ADR Sat. system



衛星構成機器  
統合／削除 検討

衛星構成機器  
小型化 検討

### ①統合SMS

衛星マネジメントシステム  
姿勢制御計算機  
テレコマI/Fモジュール

### ②統合PCU

制御器  
分配器  
シャント  
ODC

### ③姿勢制御系 統一

スラスタへ統一  
リアクションホイール、  
磁気トルカの削除

### ④視覚系の冗長系削除

遠距離カメラ、挟角  
投光器の削除

### ⑤スラスタ削除

12本→8本へ削減  
(冗長の削除および姿勢変更時に並進移動が発生する)

### ①小型／軽量化

必要推薬が少なくなり、  
小型タンクの選択が可能

### ②小型／低消費電力化

必要電力が少なくなり、  
小型の太陽電池パドルの  
選択が可能

10

© NEC Corporation 2016

NEC Confidential

Orchestrating a brighter world

NEC



## 4. 1 ADR Sat. Reconfiguration



Table 2 Configuration List Mass/Power

デブリ除去衛星 システム機器構成	質量[kg]	消費電力(合計、モード毎)			
		合計	STBY	非協力接近	近傍作業
ミッション					
ミッションデータ処理・制御機器	7	18	34	34	33
非協力接近実証機器(カメラ、投光器)	19	0	39	26	0
推進系取付実証機器	15	0	0	0	0
導電性デザ-実証機器	28	0	0	0	50
マージン	7	2	7	6	8
バス					
衛星マネジメント系	10	17	22	22	22
テレメトリ・コマンド系	2	3	15	15	15
太陽電池パドル系	26	10	10	10	10
電源系	16	15	15	15	15
姿勢軌道制御系	10	22	42	42	42
推進系	12	8	30	30	8
熱制御系	6	22	22	22	22
構体系	30	0	0	0	0
計装系	6	0	0	0	0
マージン	12	10	16	16	13
質量/電力合計					
Mission	76	20	80	66	91
Bus	130	107	172	172	147
Dry Mass	206				
Propellant	18				
Wet Mass	224	127	252	238	238

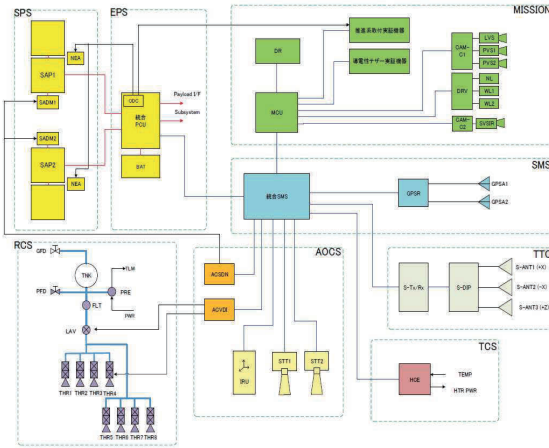


Fig. 7 System block

## 4. 1 ADR Sat. Reconfiguration

## &lt;Power&gt;



Table 3 Solar Array Panel・Battery Sizing

必要電力		備考
必要電力(日照)(ミッション+バス)	252 W	
必要電力(日照)(ミッション+バス)	252 W	
伝達効率(SAP→負荷)	0.9	
伝達効率(SAP→BAT→負荷)	0.75	
軌道周期	97.7 min	
日照時間	63.6 min	
日照時間	34.1 min	
必要発生電力	480 W	
太陽電池		備考
太陽フラックスat 1AU	1368 W/m <sup>2</sup>	
太陽電池エネルギー変換効率	0.28	
太陽電池バックシートの効率	0.90	
太陽電池そのものの効率	0.8	
太陽角	30 deg	
発生電力 at BOL	222 W/m <sup>2</sup>	
太陽電池劣化率	0.03 /yr	
衛星寿命	2 yr	
太陽電池劣化	0.94	
発生電力 at EOL	209 W/m <sup>2</sup>	
必要面積 at EOL	2.81 m <sup>2</sup>	
パドル面積(1枚あたり)	0.64 m <sup>2</sup>	
パドル枚数	3.45	
バッテリー		備考
Name	NEC製IML134/123/274B	
Base Voltage	28 V	
バッテリー深度	0.25	
セル質量	0.762 kg	
セル容量	31.2 Ah	
セル放電電圧	3.82 V	
伝達効率	0.75	
直列セル数	8 個	
並列セル数	1 個	
バッテリー質量	6.096 kg	

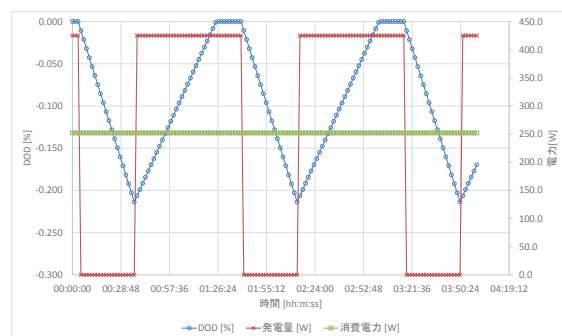


Fig. 8 Power consumption profile (Non-cooperative approach)

電力消費が最も多いフェーズにて検討。

パドル寸法を(800×800mm)／枚と仮定し、片側2枚の2翼が必要。

電力消費が最も多いフェーズにて検討。

DODは25%に収まり、電力収支は成り立つことが確認できた。

## 4. 1 ADR Sat. Reconfiguration &lt;Propellant&gt;



Table 4 Necessary propellant capacity

基本パラメータ		備考
ミッション軌道	650 km	
	98 deg	
	97.7 min	
Δ V/バジェット		備考
概略接近	150 m/s	
最終接近	10 m/s	
離脱	2 m/s	
マージン	3 m/s	
合計Δ V	165 m/s	
推進剤バジェット		備考
比推力	200 s	ヒドラジン
ドライ質量	206 kg	
推進剤	18.1 kg	
推進剤密度	1000 kg/m <sup>3</sup>	ヒドラジン1000kg/m <sup>3</sup> 、GP1400kg/m <sup>3</sup>
推進剤体積	0.0181 m <sup>3</sup>	
	18.1 L	

必要 推進剤容量について検討。

推進剤容量18Lから、Φ390mmのタンクを選定。

## 4. 2 ADR Sat. Sizing study



衛星形状  
検討項目

①ロケットI/F制約からの衛星形状検討  
イプシロンロケットへの搭載  
フェアリングエンベロープ内に収まるサイズ

③ミッション要求からの衛星形状検討  
カメラ間距離 800mm  
投光器間距離 1200mm

②太陽電池パドル面積からの衛星形状検討  
パドル寸法を800×800mmとし、片側2枚  
2翼を搭載できる衛星形状

④電界放出型電子源(FEC)面積要求  
500mm<sup>2</sup>のFECを衛星進行方向に  
平行な面へ配置する。

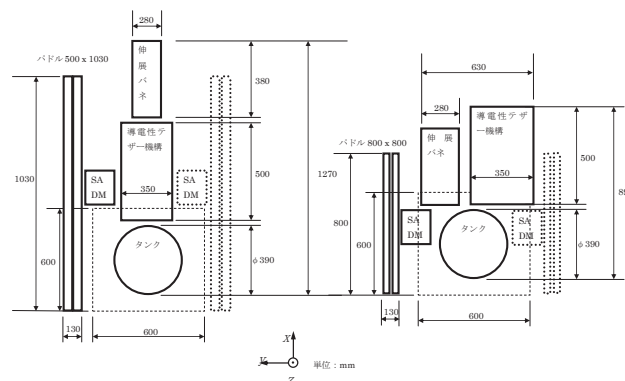


## 4. 2 ADR Sat. Sizing study



## 衛星形状 検討項目

## ⑤代表的な構成品の機器配置からの衛星形状検討



**Fig. 9** Small ADR Sat.  
Sizing study (Example)

15

© NEC Corporation 2016

NEC Confidential

Orchestrating a brighter world **NEC**

## 4. 2 ADR Sat. Sizing study



## 衛星形状 検討結果

**イプシロンロケットのフェアリングエンベロープに  
2基搭載可能な見通しが立ったことが分かった。**

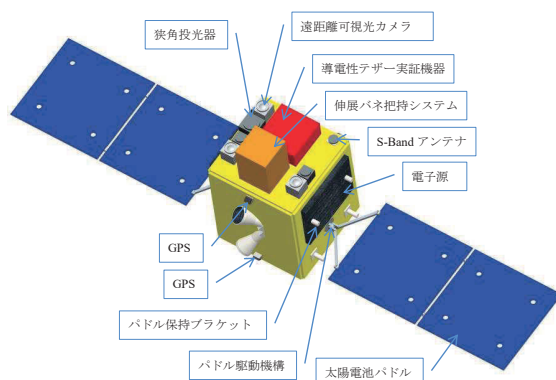


Fig. 10 Small ADR Sat. Mission Configuration

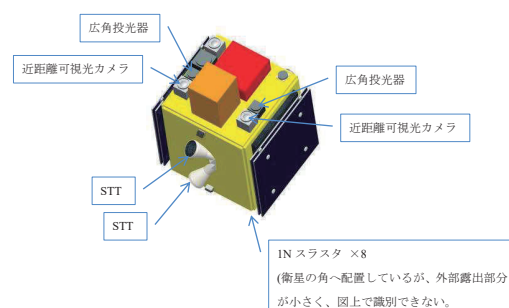


Fig. 11 Small ADR Sat. Lift-off Configuration

16

© NEC Corporation 2016

NEC Confidential

Orchestrating a brighter world **NEC**

## 4. 2 ADR Sat. Sizing study

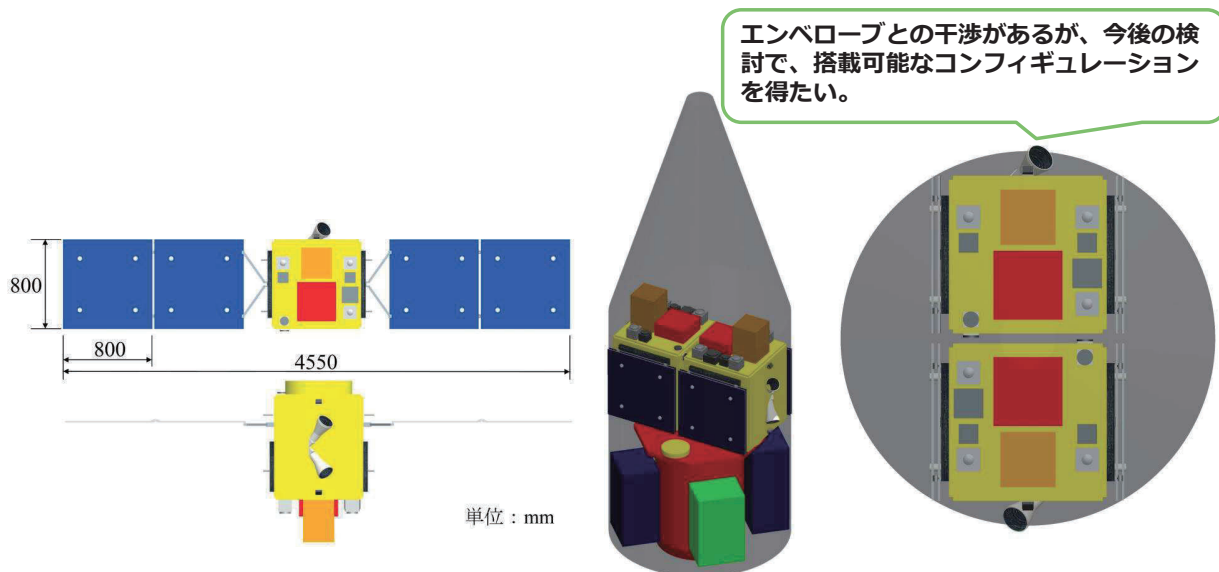


Fig. 12 Small ADR Sat. Mission Configuration  
(Orbit/Paddle development)

Fig. 13 Small ADR Sat. Lift-off Configuration  
(Epsilon rocket fairing envelope)

## 5. Technical subject



除去対処とするデブリ (ロケット上段) やミッション要求/ミッション機器/運用シーケンスを変更せずに、**衛星バス系のみ**の見直しを行い、400kg級NEXTARベースの衛星から**230kg程度**まで、**衛星の小型/軽量化の見通しを立てる**ことができた。

この**小型/軽量化**には統合SMSや統合PCUといった機器の開発も見込まれた数値であり、今後とも開発進捗を取り込んだ**小型化**の検討が必要である。

**スラスト削減**における姿勢制御への影響につき、今後シミュレーション等を用いた影響の確認が必要である。

## 6. Concluding remarks



**NEXTARベースのデブリ除去衛星の検討結果から、質量に関しては軽量化することができたと考えている。**

**しかし、発生電力量の低減や推進剤容量などのこれ以上の衛星バス単体での小型化検討は、効果が薄いと考える。現状のミッション機器や運用シーケンスを含めた、衛星システム全体での小型化検討を行うことが必要と考える。**

**今後はミッション機器の小型／軽量化とも合わせた運用シーケンスの効率化を行い、衛星の小型化検討を進めて、経済性、運用性を向上させたいと考える。**