

資料12-5

科学技術・学術審議会
研究計画・評価分科会
宇宙開発利用部会
(第12回)H25.9.4

HTV搭載導電性テザー実証実験 の検討状況について

平成25(2013)年9月4日

宇宙航空研究開発機構

執行役 伊東 康之

HTV搭載導電性テザー実証実験推進チーム長 井上 浩一

本資料の目的

スペースデブリ(*)の除去に必要とされる主要技術として、JAXAでは「導電性テザーを使ったデオービット技術」の研究を進めており、宇宙ステーション補給機「こうのとり」(HTV)を使った導電性テザーの原理実証(「HTV搭載導電性テザー実証実験」)を計画している。

「HTV搭載導電性テザー実証実験」のこれまでの検討状況について報告する。

(*)スペースデブリとは、地球の周回軌道上にある不要になった人工物体、すなわち宇宙のゴミ。使用済みロケット上段・人工衛星、それらの破片等

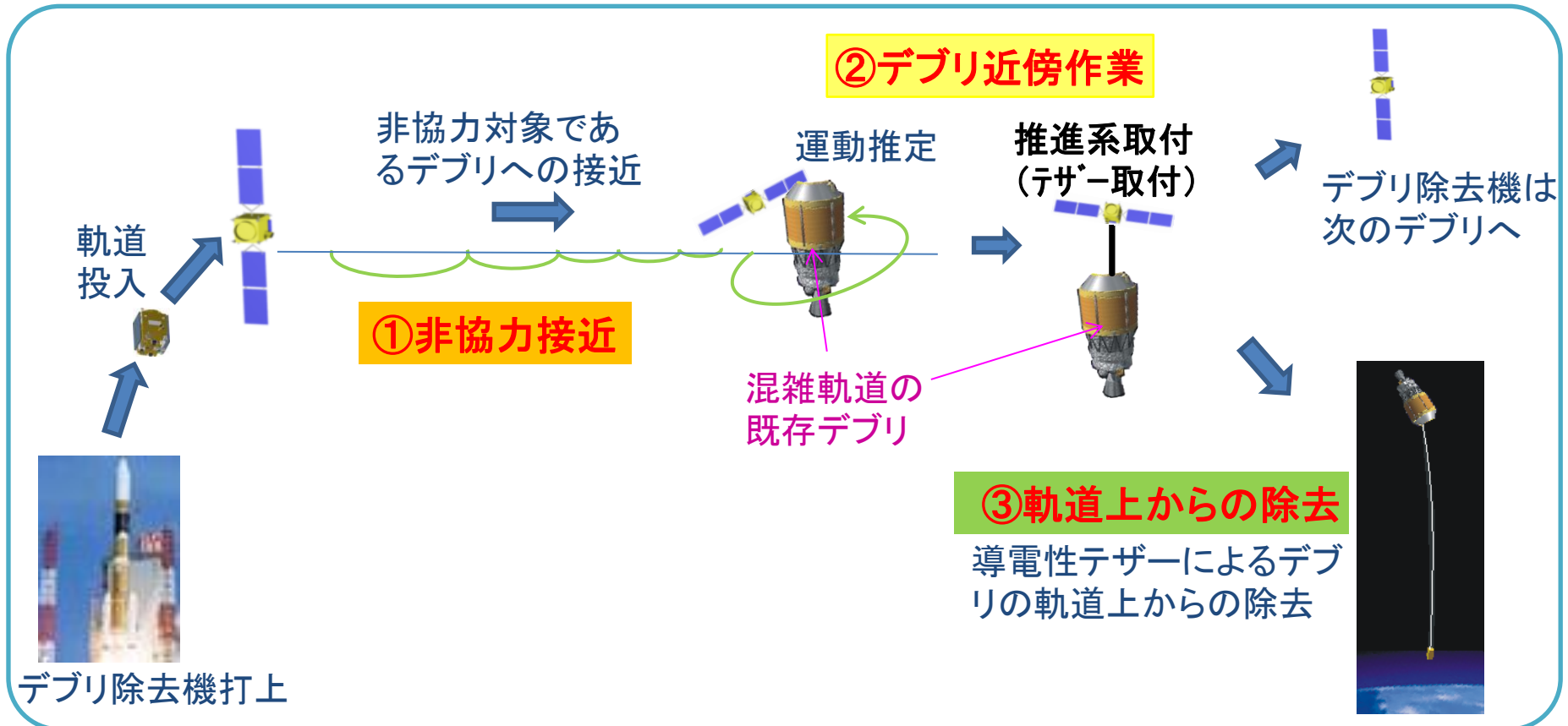
背景およびJAXAの検討状況

- 今後も宇宙開発を継続するためには、混雑軌道に廃棄されたロケット上段等大型デブリに接近・推進系取付・軌道上から除去するデブリ除去衛星が必要。【参考-1「デブリ除去の必要性」】
- 世界的にもデブリ低減の要請は高まっており、また宇宙基本計画および中期目標においてもデブリ除去技術に関し記述されている。【参考-2「スペースデブリ除去技術の実証に取り組む意義」】
- そこでJAXAは低コストのデブリ除去実現のために有望と考えている導電性テザーを用いたデブリ除去の技術開発に取り組んでいる。【参考-3「デブリ除去用推進系のトレードオフ」】【参考-4「導電性テザーによるデブリ除去の原理」】
- 以上を踏まえると、平成27(2015)年度に予定されているHTV6号機の飛行機会を活用し、世界に先駆けて、デブリ除去に関する主要技術の原理実証を行うことは、その後のデブリ除去システムの技術を実現する最初のステップとして意義は大きい。

導電性テザーを用いたデブリ除去のプロセスと技術課題

- デブリは自由運動をしており、軌道上での捕獲が考慮されていないため、その除去のためには、**①非協力物体(*)への接近、②近傍作業(運動推定・推進系取付)、③軌道上からの除去等**の技術的な課題がある。
- 上記を実現するための技術を研究中。
 - ① 光学カメラ等を用いた除去対象への非協力接近技術
 - ② 高精度の制御を不要とする推進系取付方法(伸展ブーム、鉤等)およびそのための相対距離・姿勢推定技術
 - ③ 燃料・大電力不要の導電性テザー(微小推力のため②の推進系取付も難易度低下) 等

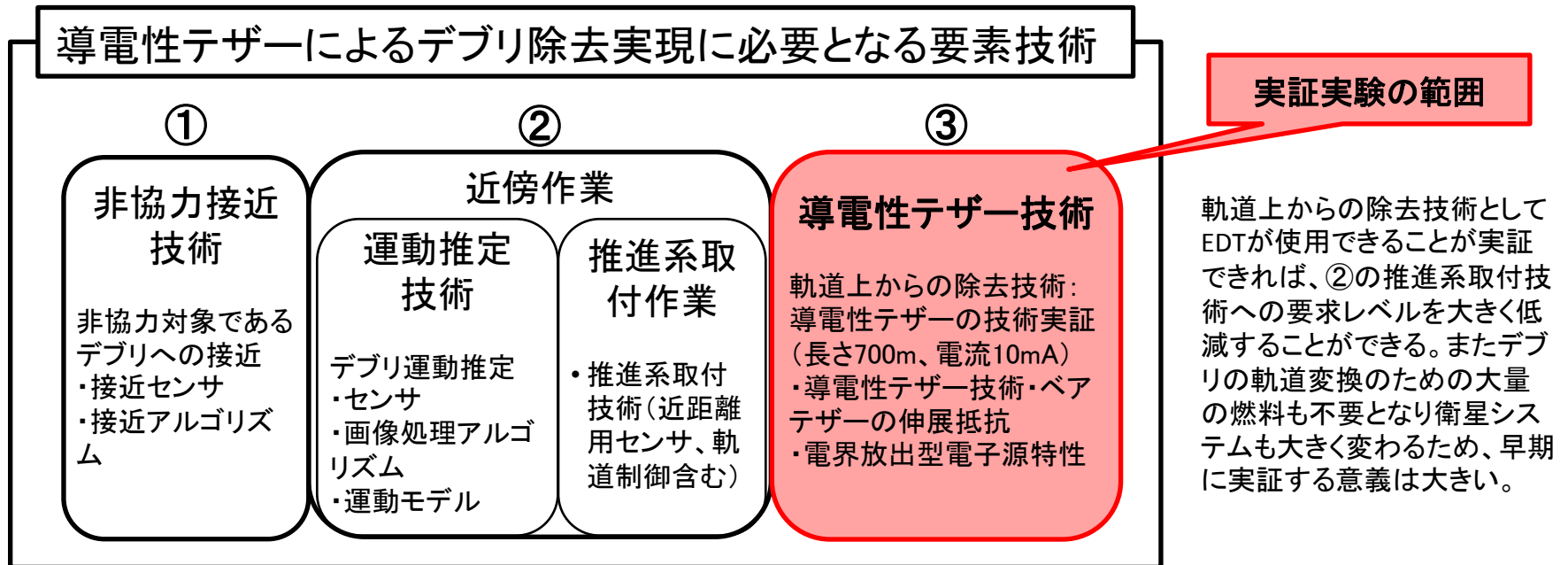
(*)非協力物体とは、ランデブッキングを実施するための能力・機器を有さない物体のこと。ランデブッキング実験を行ったETS-VII(1997年打上)では、ターゲット衛星、チェイサ衛星双方にドッキングに必要な機器を搭載し、相互に姿勢を制御していた。



実証実験の検討状況

実証実験計画

- 現在検討中の実験ミッションでは、デブリ除去実現に必要な技術①非協力物体への接近、②近傍作業(運動推定・推進系取付)、③軌道上からの除去のうち、まずは③軌道上からの除去のための導電性テザー(EDT)技術の範囲について、HTVを利用して「ベアテザー(被覆のない裸テザー)」の伸展と電流駆動の軌道上実証を計画



HTVによる導電性テザー実証実験の概要

■ ミッション概要

- HTVから反地球方向にエンドマスを出し、テザーを伸展
 - HTVのISSドッキング用ランデブセンサを利用してエンドマスの運動を計測
 - HTV側に搭載した電子源からの電子放出によりテザーに電流を流し、導電性テザー(EDT)実用化に必要な技術を実証
- ⇒ HTVからの電力・通信の供給、ランデブセンサの活用により、簡素なEDTシステムを構成可能

■ スケジュール

- 平成27(2015)年度打上げ予定のHTV6号機に搭載し、実証予定

■ 資金規模

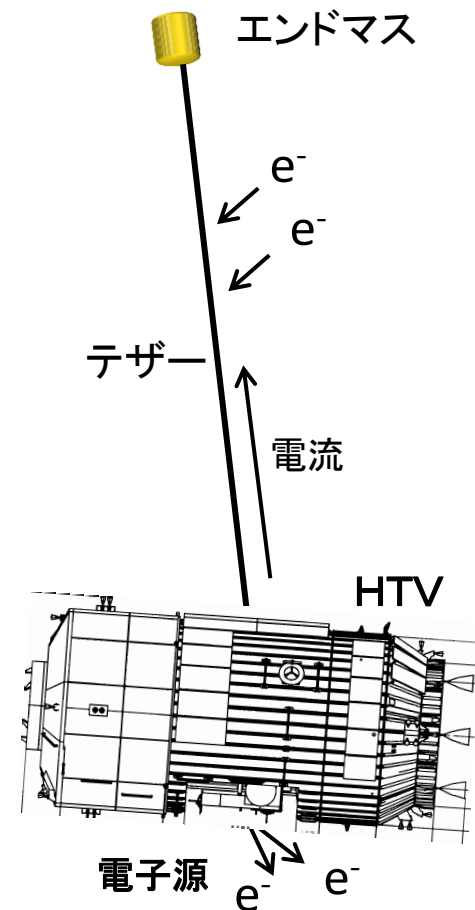
- 総額約13億円

ミッション主要諸元

項目	値
軌道	ISS軌道下方20km以上 (高度350~440km円軌道、傾斜角約51.6°)
ミッション期間	7日程度
テザー伸展長	700 m(注1)
テザー電流	最大10 mA(注2)
ミッション機器質量	45 kg (エンドマス: 20 kg、HTV側: 25 kg)
ミッション機器電力	182.5 W (エンドマス: 0 W、HTV側: 182.5 W)

(注1) テザーダイナミクス評価可能な長さ、且つ、ランデブセンサ計測レンジ上限の2つの観点から700m。スペック上は730m。

(注2) 自然電流と比較して十分大きい電流、且つ、現在の電子源の能力制限、の2つの観点から10mAと設定



実証実験システムの概要

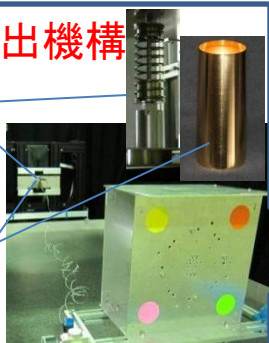
宇宙プラズマからの電子収集、誘導起電力発生、ローレンツ力発生。長さ700m



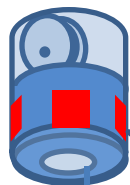
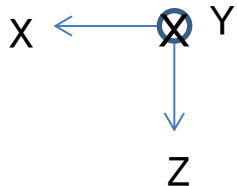
テザー

保持・放出機構

バネ
リール芯

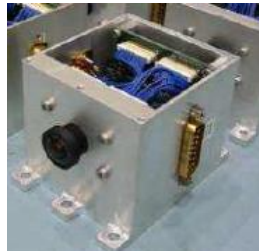


分離前のエンドマスを保持し、バネによりエンドマスを1m/s以上で放出



リフレクタ
ランデブセンサ用

光学カメラ



エンドマス放出直後の運動を計測

ランデブセンサ (HTV機器)
エンドマスの運動を計測

静電プローブ機能付き
帯電電位モニタ

宇宙機絶対電位およびプラズマ物理量を簡易計測

電子源



宇宙空間に10mA級の電子を放出し、テザーに電流を流す

エンドマス

ブレーキ

スプール



スプールリールにより伸展前のテザーを格納。ブレーキリールにより緩やかに伸展終了。

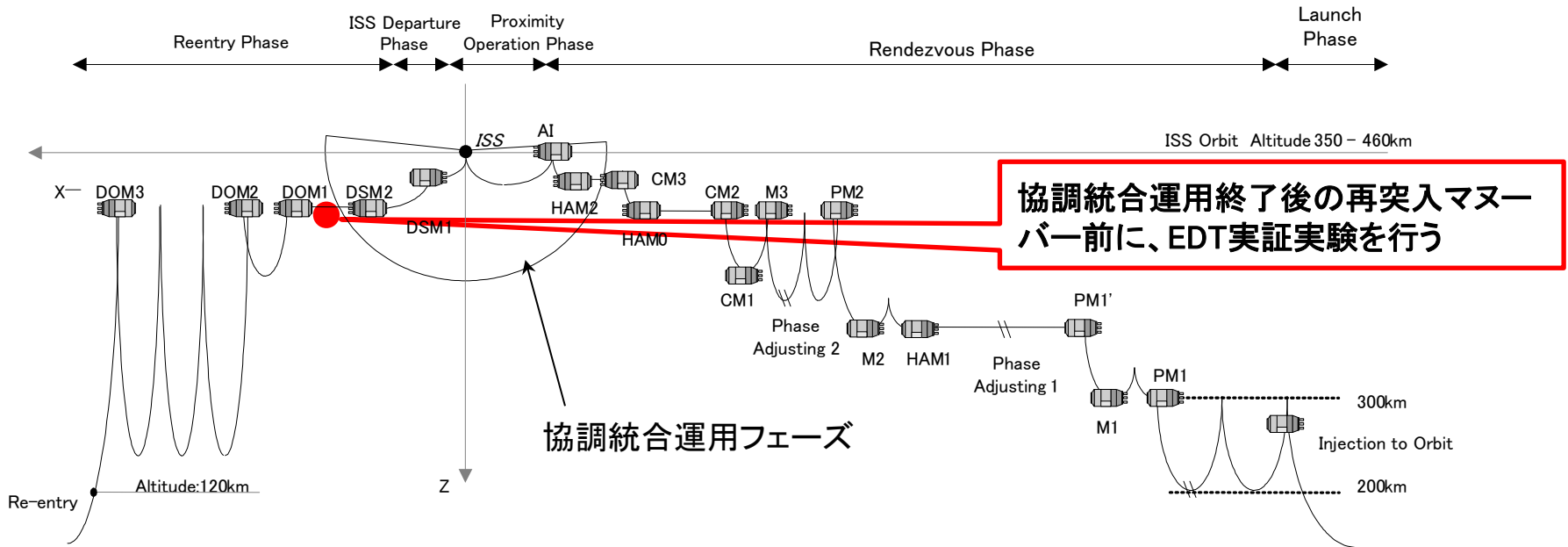
- ・データ処理装置
- ・電力分配器
- ・磁気センサ

テザー切断機構

実証実験運用の概要

■ HTV運用中の実験タイミング

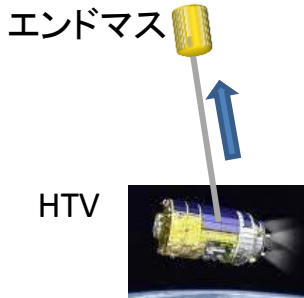
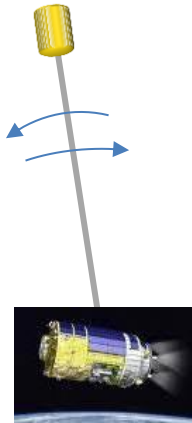
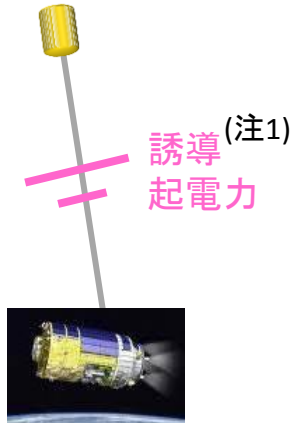
- ISSへの物資補給を目的とするHTVミッションであることを踏まえ、NASAとの協調統合運用フェーズ終了後の7日程度の間でEDT実証を実施
- EDT実証実験後、テザーを切り離してからHTVは大気圏再突入



■ EDT実証実験シーケンス(ミッション期間: 1週間程度)

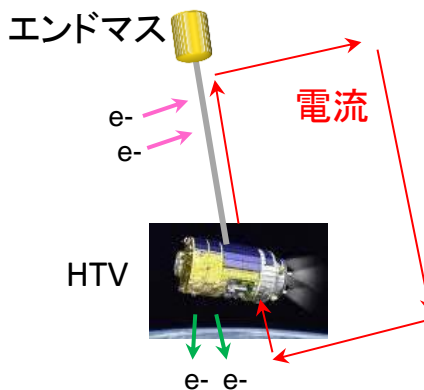
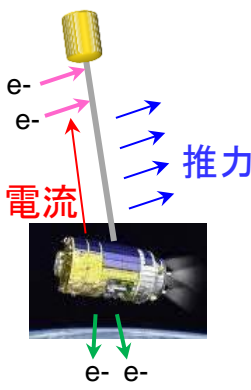
- チェックアウト、エンドマス分離、テザー伸展 (1日)
- テザーダイナミクスと誘導起電力の計測 (1日)
- テザー電流の駆動 (2~3日)
- テザーダイナミクス評価と推力測定 (2~3日)
- テザー切断

サクセスクライテリア(1/2)

イベント	エンドマス放出	テザー伸展後ダイナミクスと電圧発生評価		
物理現象	テザー伸展	テザー振動	テザー電圧発生	
形態	 <p>エンドマス</p> <p>HTV</p>		 <p>誘導(注1) 起電力</p>	
サクセスレベル	ミニマム	<ul style="list-style-type: none"> ・テザー伸展特性取得 ・400 m以上のテザー伸展 	<ul style="list-style-type: none"> ・テザー伸展終了後のエンドマス位置の捕捉 	<ul style="list-style-type: none"> ・有意なテザー電圧発生の確認
	フル	<ul style="list-style-type: none"> ・テザー伸展時の振動特性取得 ・ブレーキ機構の有効性確認 ・700mのテザー伸展 	<ul style="list-style-type: none"> ・テザー振動特性取得 	<ul style="list-style-type: none"> ・テザー電圧発生の特性取得
	エクストラ	—	—	—

(注1) 誘導起電力 = HTV軌道速度 × 地球磁場 × テザー長

サクセスクライテリア(2/2)

イベント	電子源作動			
物理現象	電子放出	電子収集	推力発生(注2)	
形態	 <p>エンドマス</p> <p>HTV</p> <p>電流</p> <p>e- e-</p> <p>e- e-</p>		 <p>電流</p> <p>e- e-</p> <p>e- e-</p> <p>推力</p>	
サクセスレベル	ミニマム	・EDTの電流駆動原理の確認(自然電流と識別可能なテザー電流(4mA以上)駆動) (プラズマへの電子放出確認)	(プラズマからの電子収集確認)	—
	フル	・電子源制御手法の有効性確認 (自律制御による電子源動作)	・テザー電流とHTV電位の相関特性取得 (エンドマス位置とテザー電流電圧の計測)	・EDT推力発生原理の確認 (エンドマス位置とテザー電流電圧の計測)
	エクストラ	・プラズマへの電子放出特性取得 (電子源電流・HTV電位・プラズマ電流の計測)	・プラズマ電子収集モデルの確認 (テザー電流電圧・プラズマ電流の計測)	・EDT推力の実測 (有意なテザー振動角変化の計測)

(注2) 推力=テザー電流×地球磁場×テザー長

これまでの検討状況

1. テザー実証実験方法のトレードオフ

- ① HTV、ロケット上段、小型衛星(300kg級)を用いた場合に、それぞれ実証可能な技術項目、利点、課題、コスト等を評価し、以下の利点から、HTV搭載型導電性テザーを選定した。
 - A) 地上との通信、電力供給、常時可視が可能
 - B) HTVランデブーセンサの活用等、実験システムの簡素化が可能
 - C) 確実な打上げ機会がある

2. HTV6号機への搭載可能性検討

- ① 重量: ミッション機器は50kg程度であり、6号機に搭載予定のペイロード総重量の余裕内に収まる見込み。
- ② 機械的インタフェース・熱的インタフェース: ミッション機器の形状や発熱量について、HTVシステムへの影響を検討した結果、大きな問題は無い。
- ③ 電氣的インタフェース: テレメトリ・コマンド・電源は、既存のHTV余剰リソースを流用することで、ミッションを成立させることが可能な見込み。
- ④ HTV本来のミッション達成と安全性確保を最優先し、HTV本体からミッション機器側への種々の安全要求を実現可能と判断。

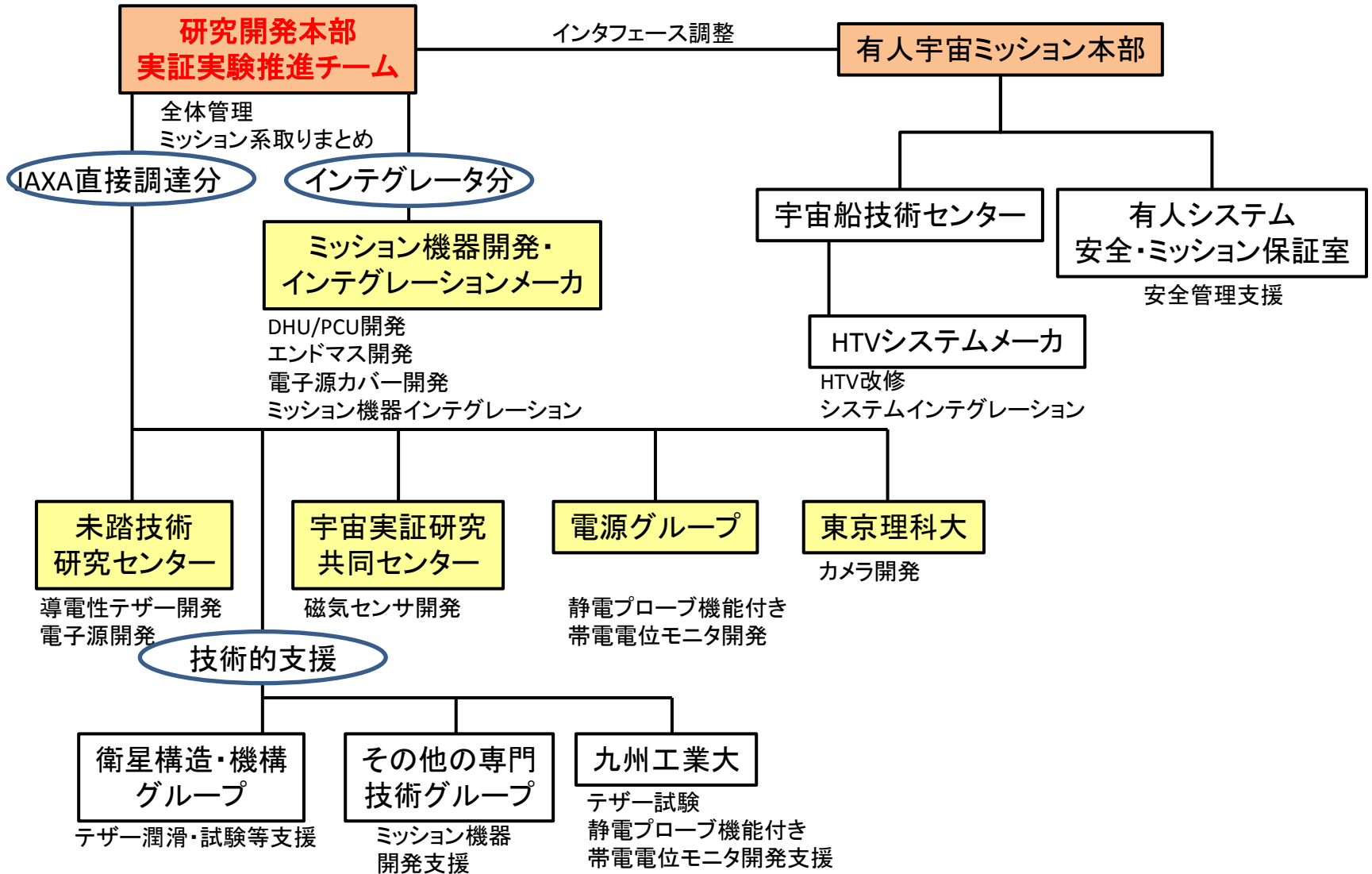
概略スケジュール

概略スケジュール

- 導電性テザーや電子源は、研究モデルの試作および評価を実施済み。
- 平成26年度はフライト品の製造を実施し、並行してHTV機体改修を実施。
- 平成27年度に全機組立を行い打上げ予定。

年度	FY2012 (FY24)	FY2013 (FY25)	FY2014 (FY26)	FY2015 (FY27)
項目				
主要マイルストーン				△HTV6打ち上げ
HTV6号機		機体製作試験(改修含む)		射場作業
ミッション機器開発	概念検討・概念設計	基本設計	詳細設計	製作試験

開発体制

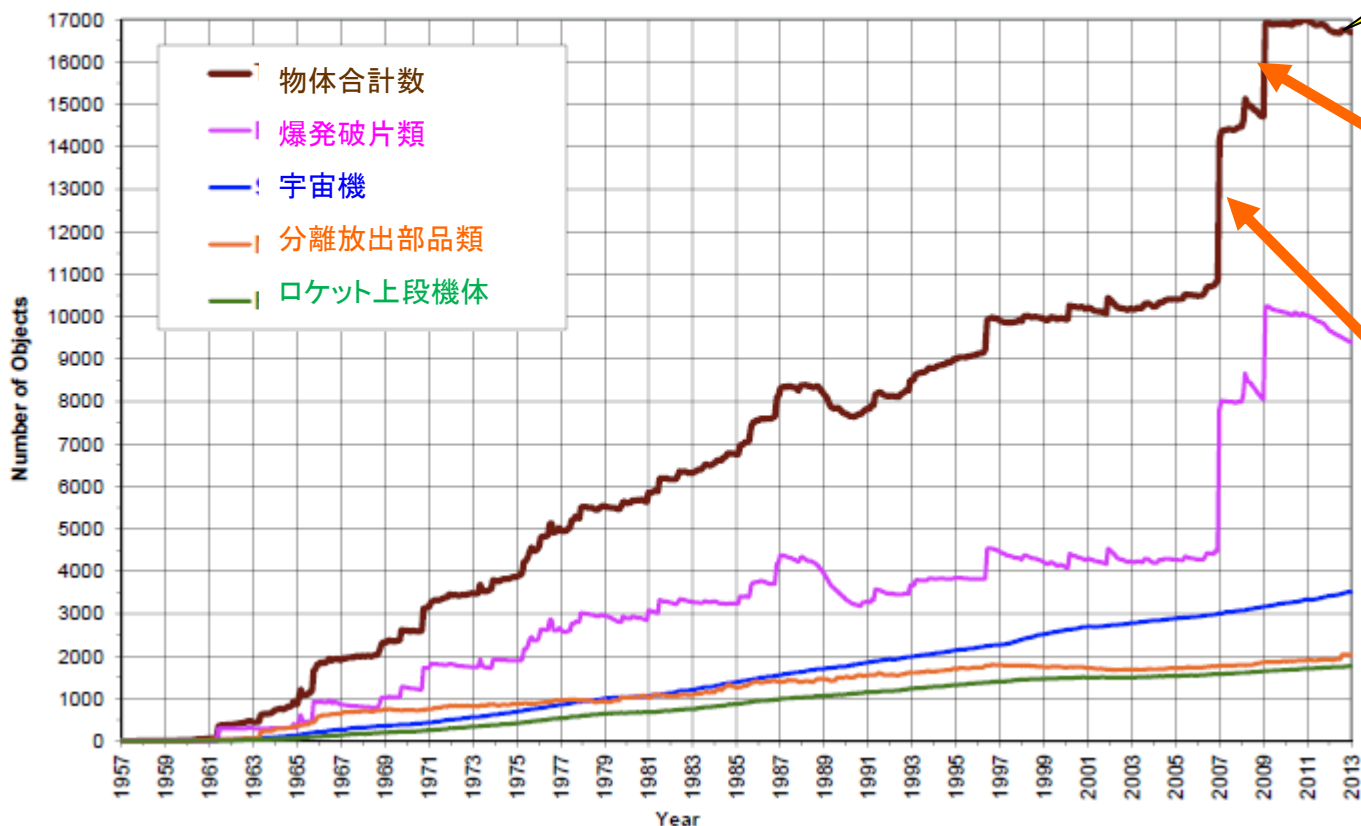


參考資料

デブリ除去の必要性(1/2)

カタログ化された人工物体数の推移
(地上から観測・追跡可能な物体:約10cm以上)

Monthly Number of Objects in Earth Orbit by Object Type



2013年8月
現在16800個

ロシアの軍事通信衛星と
イリジウム社の通信衛星
との衝突(2009.2.10)

中国の衛星破壊実験
(2007.1.11)

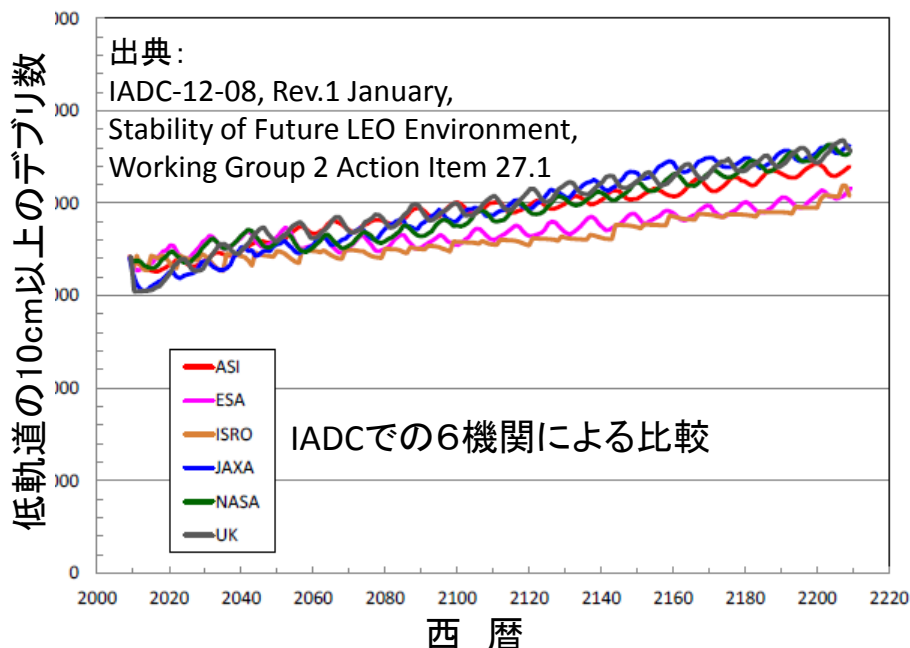
出典: Orbital Debris Quarterly News Volume 17, Issue 1 January 2013

デブリ除去の必要性(2/2)

ESA、NASA等の共通認識 (IADC:国際機関間会議 等で6機関で問題共有)

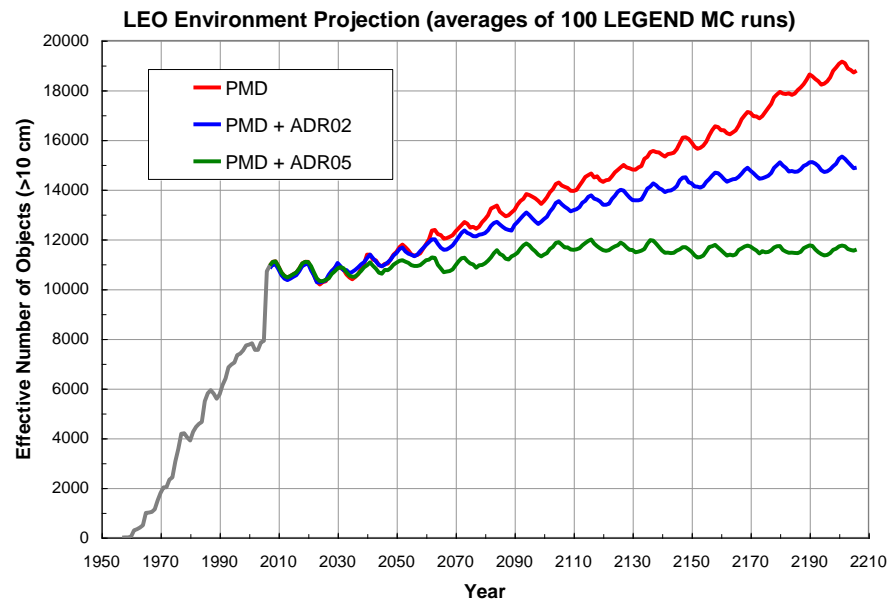
- 今後打上げ機を、ミッション終了後に軌道から除去してもデブリは自己増加。
- デブリ抑制のためには、**現存のデブリ除去が必要**。
- 衝突により大量の破片デブリが発生する前に、その発生源となる**混雑軌道**の**大型デブリを除去する必要**。(数mm～数cmの破片デブリは衝突回避は困難)

デブリの自己増加の解析



今後、ミッション終了後軌道上から除去しても、高度700～1000km付近で4年から9年に一度重大衝突が発生し、**デブリが増加していく (6機関の予測が一致)**

出典: Orbital Debris Quarterly News Volume 12, Issue 4 October 2008



PMD: Post-mission Disposal (運用を終了した衛星やロケットの軌道からの離脱)
ADR: Active Debris Removal (能動的なデブリ除去)

NASAは年間5機ずつデブリを除去すれば環境が維持できると予測

スペースデブリ除去技術の実証に取り組む意義

1. 国際的な動向

国連宇宙空間平和利用委員会や国際機関間スペースデブリ調整委員会においても、スペースデブリ低減に向けた議論やガイドラインの策定などが進められている。また、欧州連合(EU)主導の下、宇宙活動の国際行動規範策定に向けた多国間での議論も開始されている。デブリ除去技術に関して、欧州宇宙機関(ESA)は、Clean Space イニシアチブの中で2020年頃の技術実証を想定してデブリ除去ミッションの設計を実施中である他、フランス・ドイツ・カナダ等の各国宇宙機関も産業界と共にデブリ除去技術の検討を進めている。また米国も新宇宙政策にデブリ除去の研究開発について明記している。

2. 宇宙基本計画および中期目標における位置付け

宇宙基本計画において、「今後、国際的な連携を図りつつ、我が国の強みをいかし、世界的に必要とされるデブリ除去技術等の開発を着実に実施する。」とされている。また、独立行政法人宇宙航空研究開発機構が達成すべき業務運営に関する目標(中期目標)においても同様な記述があり、着実な技術開発を進めていくことは国の政策である。

デブリ除去用推進系のトレードオフ

			導電性テザー(EDT)	イオンエンジン	固体ロケットエンジンシステム	一液式推進システム(ヒドラジン)	空気抵抗増大型
重量増加※	COSMOS 3Mの場合*	全増加分	約30-50[kg]	49.5[kg]	106[kg]	106.1[kg]	672m ² (0.48m ² /kg)が必要
		うち推薬分	-	7.8[kg]		98.8[kg]	
	ADEOSの場合☆	全増加分	約30-50[kg]	50.6[kg]	126[kg]	126.6[kg]	230m ² (0.068m ² /kg)が必要
		うち推薬分	-	8.8[kg]		115.9[kg]	
電力供給の要否			起動時に必要 電力供給で加速可	常時大電力が必要	点火時に必要	常時必要	展開時に必要
長所			推薬・大電力不要。 再突入まで可。 微小推力なので取付容易	比推力高	シンプル	実績多数	シンプル 運用不要
問題点			実績がない。デブリによるテザー切断、運用衛星へのリスク	所要電力大。 ガス供給系等搭載機器数が多い 重心位置把握	スピナップ要。 スラグがデブリとなる問題 重心位置把握	比推力低。 重心位置把握	高高度、大型衛星には巨大な面積要。 面積維持要

※ EDT以外は25年以内の再突入を仮定(円軌道の場合高度約630km。ただし25年ルールは今後見直しの可能性あり)

* 1400kg@1000km, 83degを仮定。COSMOS 3Mは混雑軌道に300個近く存在するロシアロケット上段であり、デブリ除去対象として有望

☆ ADEOSは3400kg@800km, 98degを仮定。

導電性テザーによるデブリ除去の原理

原理

- テザーを伸展すると重力傾斜力により鉛直方向に安定
- 導電性のテザーが地球磁場を横切ることにより誘導起電力が生じる

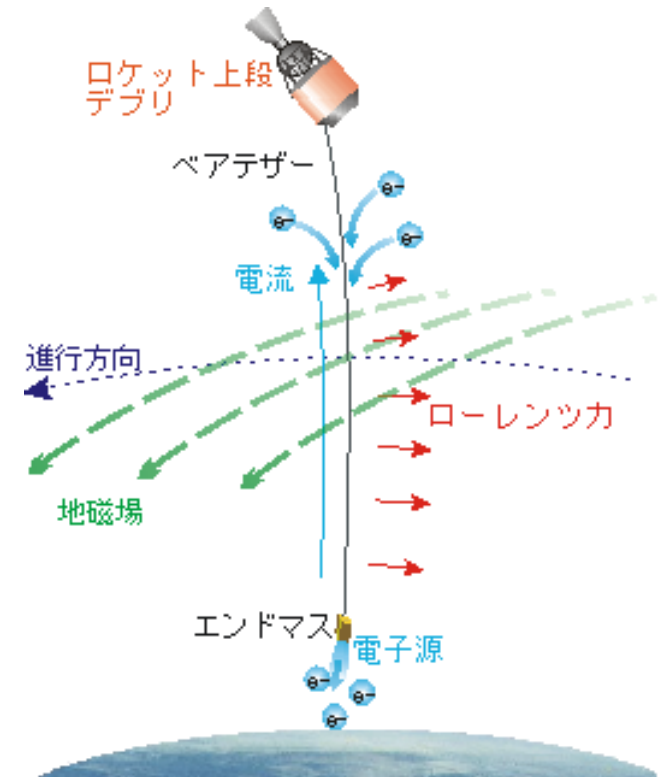
$$\text{誘導起電力: } E_{emf} = L \cdot (V \times B)$$

- 周囲のプラズマから、一端で電子を収集、一方で放出することにより、テザーに電流を流す
- 電流と磁場との干渉で発生するローレンツ力を推力(減速力)として利用

$$\text{ローレンツ力: } F = L \cdot (I \times B)$$

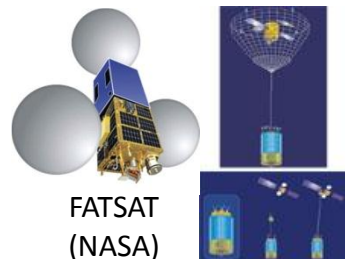
主な特徴

- 燃料を必要とせずに軌道降下が可能
 - 大型デブリを1年程度で軌道降下
- 軌道降下と同時に発電も可能
- 微小推力のためデブリへの取付が容易

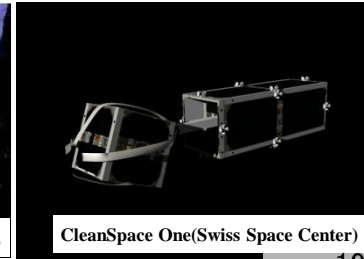
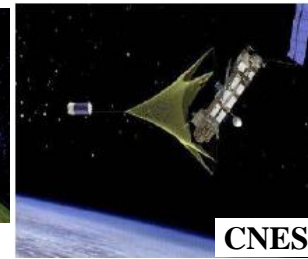
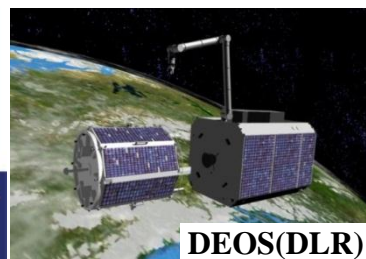


各国の取り組み状況

	状況	実証計画	備考
ESA	CleanSpaceイニシアチブの中で3年以内のデブリ除去ミッション設計を計画	2020年頃の実証を想定	出典: http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering/Clean_Space
ロシア	2012年9月、ベルリンエアショーにてデブリ除去システム開発の計画を発表し国際協力を呼びかけ	2020年代のデブリ除去機の打ち上げを想定	出典: http://en.rian.ru/russia/20120912/175923000.html
DLR	ロボット技術実証衛星DEOS開発のため2012年9月Astriumに€15Mの契約	2018年頃打上予定	出典: http://www.dlr.de/dlr/presse/en/desktopdefault.aspx/tabid-10172/213_read-5173/
CNES	ATV技術を活かしたミッションとしてデブリ除去をセレクト。Astrium社とTAS社に各35万€の研究業務発注	2020年頃のシステム実証を想定	出典: Current status of CNES studies related to Active Debris Removal, ADR Workshop, June 2012
カナダ	2011年10月デブリ除去のシステム検討に2社を選定	実証計画不明	出典: http://www.asc-csa.gc.ca/eng/media/news_releases/2011/1027.asp
スイス	キューブサットによるCleanSpace Oneを提案	2016-17頃の実証を計画	さらに大型化のステップが必要。 出典: http://space.epfl.ch/page-61745-en.html
NASA	2011年12月よりデブリ除去の検討Phase II。有望技術の絞り込みおよびロードマップを策定中。2011年EDTを用いたデブリ除去システム”EDDE”の地上試験に\$1.9M資金提供。	実証計画不明	出典: http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120011693_2012011338.pdf http://www.spacesafetymagazine.com/2012/03/13/electrodynamic-debris-eliminator-receives-funding/
NASA /MSFC	ロボットアーム、インフレーターによるデブリ除去実証を検討。	最短2016年の打ち上げを提案中	さらに大型化のステップが必要。 出典: Cook, S., et. al., “FAST, AFFORDABLE, SCIENCE AND TECHNOLOGY SATELLITE (FASTSAT) – ORBITAL DEBRIS REMOVAL DEMONSTRATION CONCEPT”, IAC-12.A6.7.5, 2012.



ROGER (ESA)



デブリ除去システム実現への段階的なシナリオ

宇宙環境保全・改善

開発の3ステップ

- ① **要素技術実証**
(2015年目標)
実現性を研究中
- ② **デブリ除去試験衛星**
(2019年目標)
- ③ **デブリ除去実用衛星**
(2020年代中盤目標)

