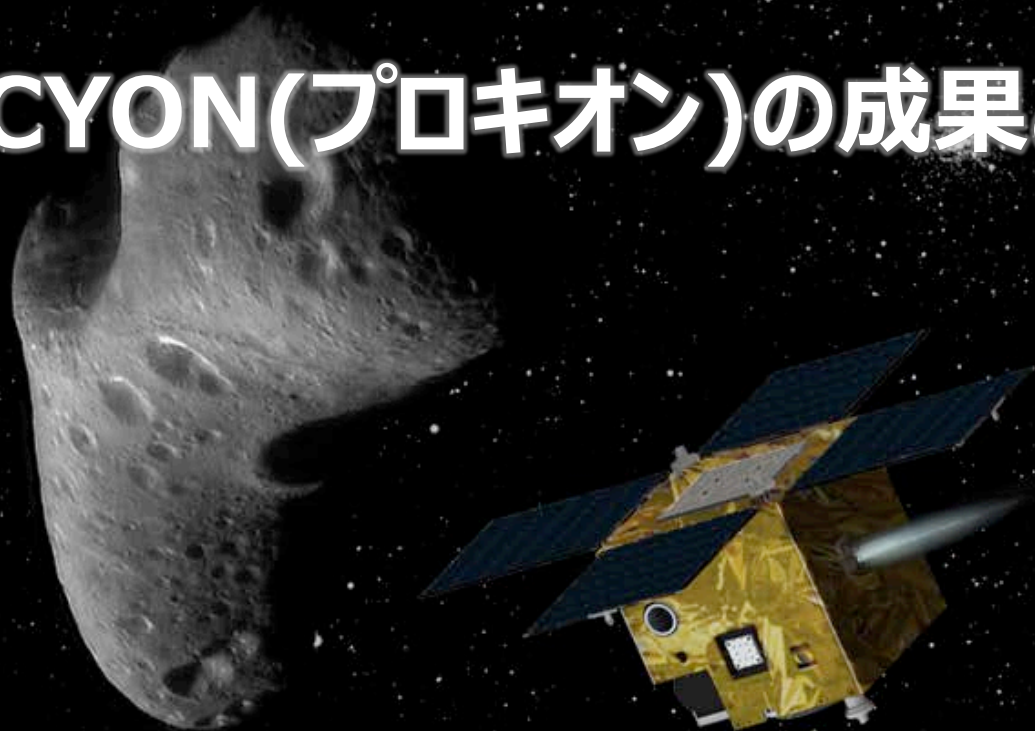


超小型深宇宙探査機

PROCYON(プロキオン)の成果と将来展望



船瀬 龍

(東大 航空宇宙工学専攻 准教授)

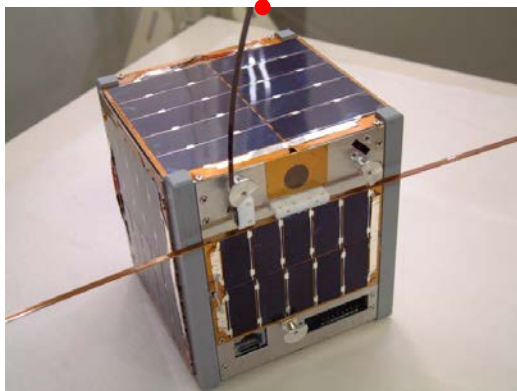
2015.03.13 第15回宇宙環境技術交流会@九工大

発表内容

- 超小型の“深宇宙探査機”の実現に至る背景
- PROCYONの成果
 - ミッション概要とシステム構成
 - 開発経緯：4つの挑戦（課題）
 - これまでの軌道上成果
- 超小型深宇宙探査機の将来展望

自己紹介

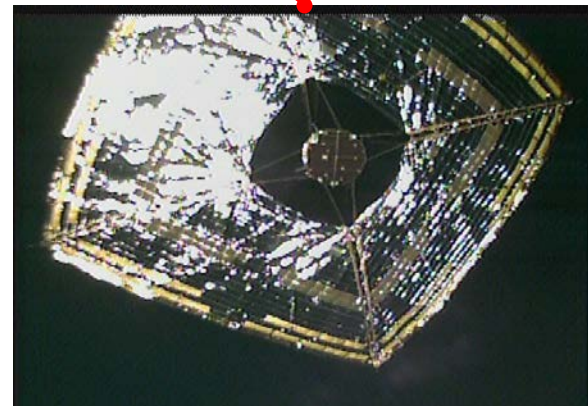
- ・1979年 大阪府生まれ(35歳)
- ・1998年 東京大学理科 I 類入学
- ・2007年 東京大学大学院工学系研究科
航空宇宙工学専攻 博士課程修了
宇宙航空研究開発機構(JAXA)入社
- ・2012年 東京大学大学院工学系研究科
航空宇宙工学専攻 准教授
- ・専門分野:
超小型衛星・深宇宙探査機, 宇宙機の航法・誘導・制御,
宇宙機の自律化・知能化, 人工知能の宇宙応用



超小型衛星
CubeSat (~10cm)

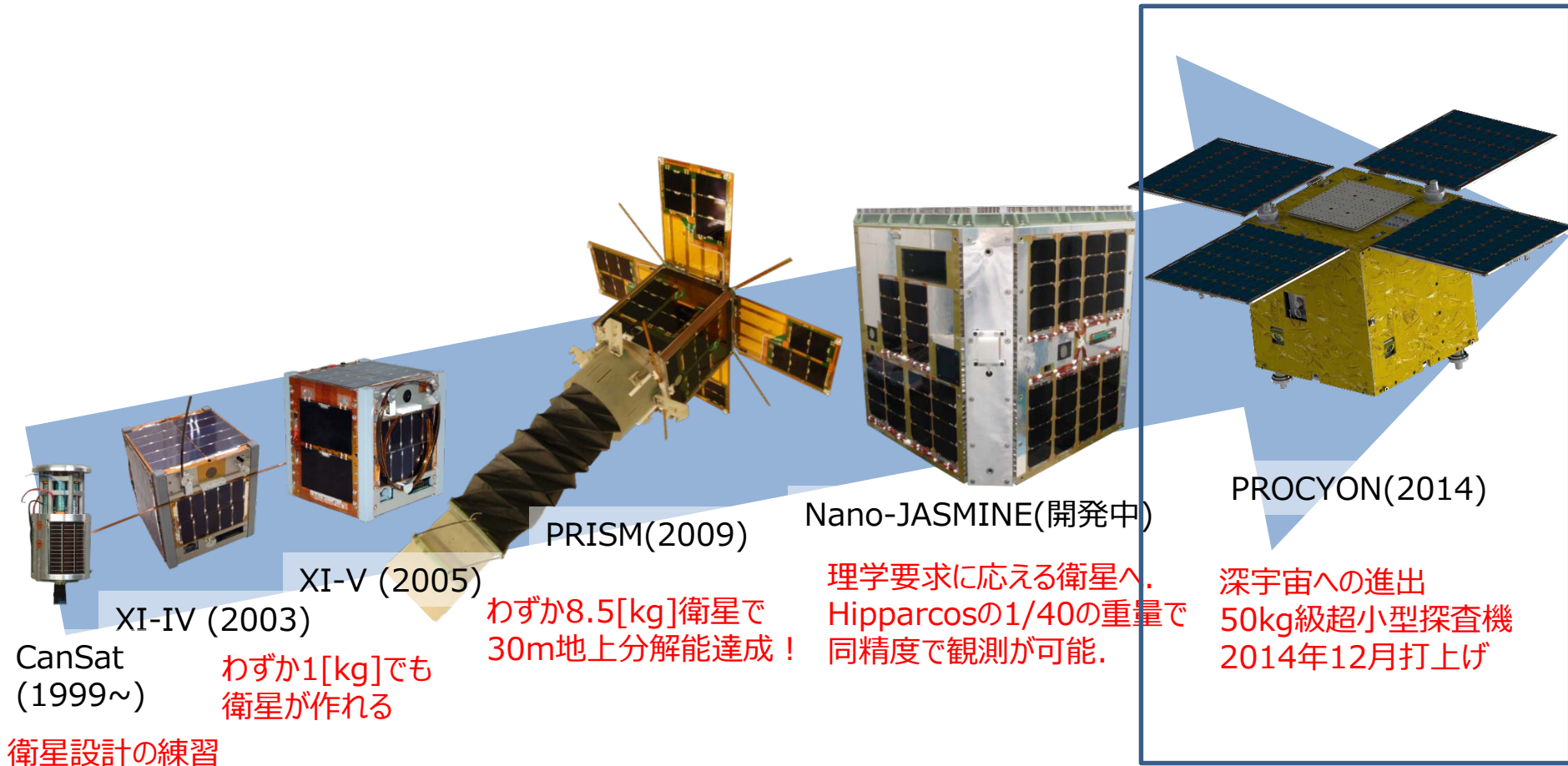


小惑星探査機
「はやぶさ」, 「はやぶさ2」

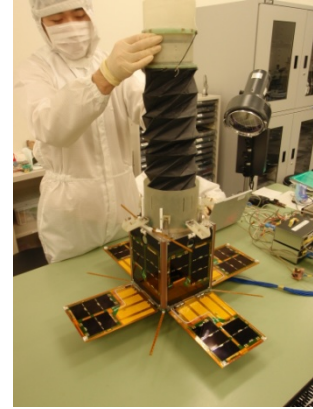
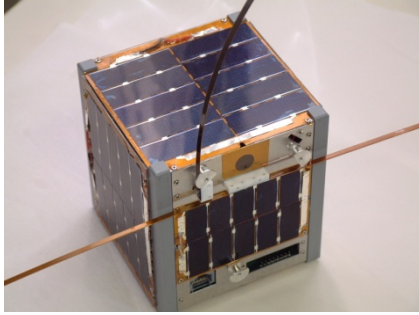


ソーラー電力セイル実証機
「イカロス」

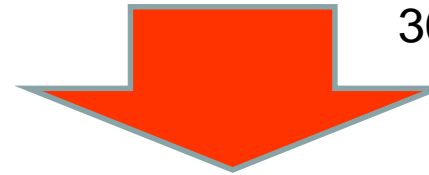
東京大学ISSLにおける超小型衛星開発の歴史



超小型衛星実用化へ:「ほだよしプロジェクト」



- ・教育・工学実験が目的: 失敗しても勉強
- ・S/N比、通信能力など実用に耐えられない
- ・試行錯誤的開発方法(時に時間かかる)
- ・様々な用途に応える標準化なし。一品生産



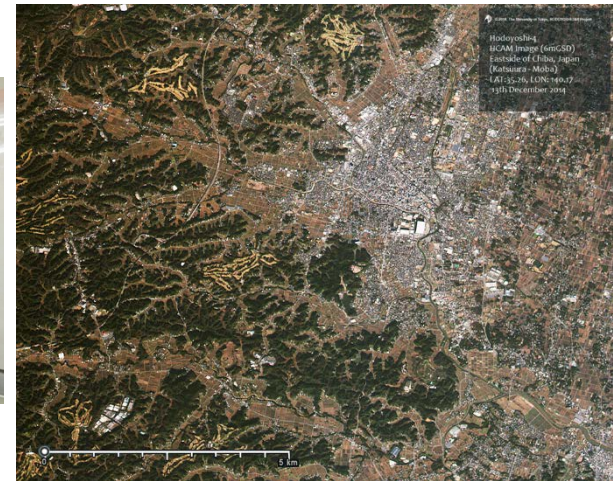
30~1000m分解能
10 kbps

- ・实用レベルの性能・信頼性
- ・高性能で小型の機器開発
- ・システマティックな開発手法(こうやれば確実にできる)
- ・衛星機器・ソフト等の標準化(様々な用途に対応)

でも、「高コスト・長期開発」にならない手法を追求



衛星のラインナップ化



6m分解能, 100 Mbps 5

Hodoyoshi-4
HCAM Image (6mGSD)
Eastside of Chiba, Japan
(Katsuura - Moba)
LAT:35.26, LON:140.17
13th December 2014

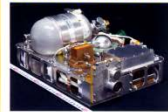


搭載機器カタログ(ほどよしプロジェクト)

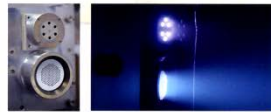
超小型電気推進器

SMALL SATELLITE ADVANCED COMPONENTS LINE-UP

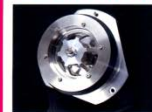
MIPS: MINIATURE ION PROPULSION SYSTEM



Dimm. L390 x W280 x H160 (mm)
 Mass 6000 [g]
 Power Consumption 30 [W]
 Thrust Level 250 [μN]
 Specific Impulse 1200 [s]
 Total Impulse 12000 [Ns]
 Total Velocity 240 [m/s] (50 kg S/C)
 Ion Thruster Unit Ion Source + Neutralizer



REACTION WHEEL (WHEEL-RW03)



Micro Reaction Wheel
 Nominal Torque > 0.003 Nm
 Dimm. (whitout flange) φ98 x H57 (mm)
 Power 4.0W (Typ.)
 Feature
 • Ideal for 50 to 100kg spacecraft
 • Integrated Wheel Drive Electronics
 • Low Power Consumption
 • Excellent Cost / Performance



ONBOARD COMPUTER ROBC

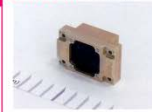


Dimm. L153 x W156 x H86 (mm)
 Mass 1370 [g]
 Power 8.1 [W](max)



Dimm. L153 x W156 x H86 (mm)
 Mass 1370 [g]
 Power 6 [W](max)

NONSPIN TYPE SOLAR ASPECT SENSOR NSAS



Dimm. L31 x W50 x H22 (mm)
 Mass 510 [g]
 Power 0.7 [W]

STAR TRACKER STT



Dimm. L147 x W80 x H77 (mm)
 Mass 510 [g]
 Power 2.5 [W]

S-BAND TRANSMITTER/RECEIVER S-TRX



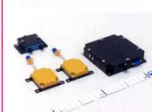
Dimm. L80 x W120 x H47 (mm)
 Mass 795 [g]
 Power 1.0 [W](Tx) 4.6 [W](Rx)

X-BAND TRANSMITTER X-TX



Dimm. L120 x W120 x H47 (mm)
 Mass 1350 [g]
 Power 20 [W](max)

GPS RECEIVER GPS-R



Dimm. L98 x W88 x H22 (mm)
 Mass 400 [g]
 Power 0.8 [W](Receiver) 0.3[W] (Antenna)

GEOMAGNETIC ATTITUDE SENSOR GAS



Dimm. L95 x W95 x H45 (mm)
 Mass 320 [g]
 Power 1.4 [W]

POWER CONTROL UNIT PCU



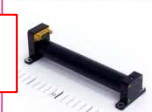
Mass 1500 [g]
 Power 3.0 [W](PCU+PDU)

MISSION-INSTRUMENTS POWER DISTRIBUTION UNIT M-PDU



Mass 700 [g]
 Power 3.2 [W](max)

MAGNETIC TORQUER MTQ



Dimm. L92 x W188 x H53 (mm)
 Mass 700 [g]
 Power 0.5 [W]

FIBER OPTICAL GYROSCOPE FOG



Dimm. L150 x W135 x H45 (mm)
 Mass 990 [g]
 Power 3.7 [W]

放射線に強い超小型高機能オンボード計算機

POWER DISTRIBUTION UNIT PDU



Dimm. L148 x W206 x H52 (mm)
 Mass 1300 [g]
 Power 3.0 [W](PCU+PDU)

LITHIUM-ION BATTERY MODULE LIBM



Dimm. L250 x W67.5 x H99 (mm)
 Mass 1630 [g]
 Power 160 [Wh]

REACTION CONTROL SYSTEM RCS



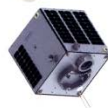
OPTICS



DEPLOY UNIT ▲

- LOW-COST
- QUICKER DELIVERY
- REASONABLE RELIABILITY

4 NANO-SATELLITES UNDER "HODOYOSHI" PROGRAM



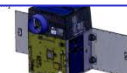
HODOYOSHI-1
 Dimm. 503 x 524 x 524 (mm)
 Mass 60 [kg] (major contour)
 Downlink rate 10-20 [Mbps]
 Power generation 50 [W]
 GSD 6.7m@500km (multispectral)
 Orbit Sun-synchronous
 Attitude control 3-axis (Earth-pointing)



HODOYOSHI-2
 Dimm. 55 [kg]
 Mass 55 [kg]
 Power generation 100 [W]
 GSD 5m
 Attitude control 3-axis (0.1deg accuracy)
 Laser Communication Terminal
 Store and forward Data Packet Decoder



HODOYOSHI-3
 Mass 60 [kg]
 Downlink rate 10 [Mbps]
 Power generation 50 [W]
 GSD 40m and 200m
 Store and Forward 500bps(MAX)
 Attitude control 3-axis
 H202 Propulsion System

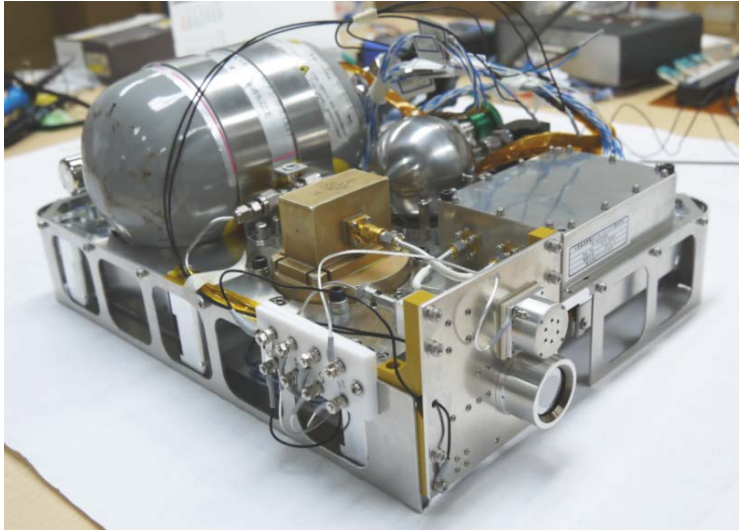


HODOYOSHI-4
 Dimm. 500 x 600 x 700 (mm)
 Mass 66 [kg]
 Downlink rate 10 [Mbps] (100Mbps as experiment)
 Power generation 50 [W]
 GSD 6m@600km
 Store and Forward 500bps(Max)
 Attitude control 3-axis
 Ion Engine isp: >1200sec

超小型の姿勢制御用機器 (RW, FOG, SS, MTQなど)

Miniature Ion-Propulsion System (MIPS)

MIPS Engineering Model

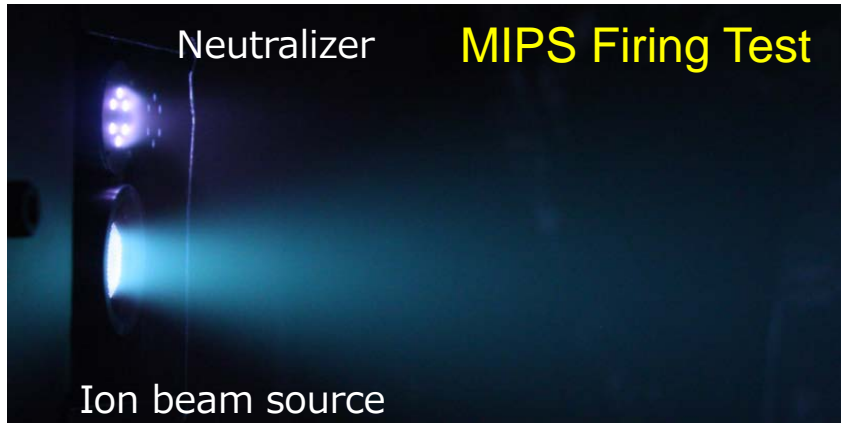


KEY TECHNOLOGIES

- ✓ Low power (1 W) plasma generation by microwave
- ✓ High efficiency Ion beam through miniature grid
- ✓ Optimization of neutralizer

REMARKS

- ✓ World first Ion-thruster system for micro-satellites
- ✓ Modular type propulsion system
- ✓ High orbit transfer capability (>400km for 50kg)

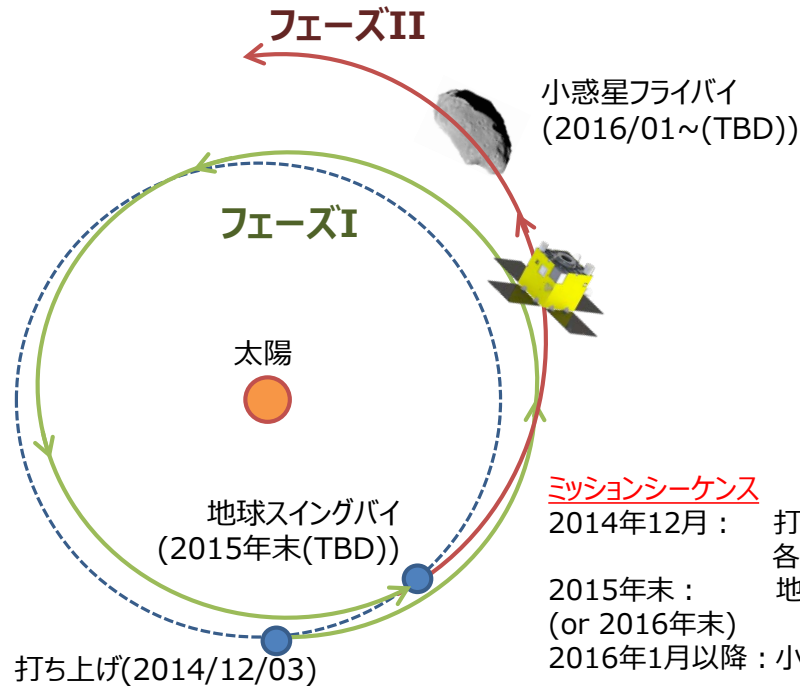


MIPS specifications

Weight	6 kg (incl.1kg Xe)
Size	39×28×16cm
Power consumption	20-30 W (TBD)
Thruster	260 μ N
ISP	1170 s
Total impulses	12 kNs
Total ΔV	240 m/s (50kg S/C)

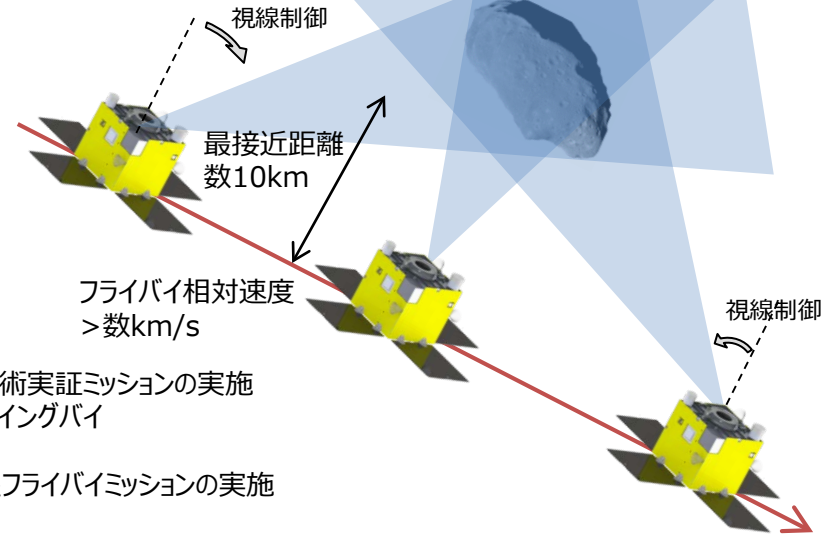
PROCYONミッションの概要

(PRoximate Object Close flyby with Optical Navigation)



<小惑星に対する超近接・高速フライバイ観測の概要>

超近接距離でフライバイし、駆動鏡を用いた機上の画像フィードバック視線追尾制御により高分解能画像を取得する。



1. 50kg級超小型深宇宙探査機バス技術実証

(ノミナルミッション)

- 深宇宙での発電・熱制御・姿勢制御・通信・軌道決定
- 超小型電気推進系による深宇宙での軌道操作

2. 先進的な深宇宙探査技術の実証

(アドバンスなミッション：加対象ミッション)

- 窒化ガリウムを用いた高効率X帯パワーアンプによる通信
- 深宇宙での超長基線電波干渉法による航法
- 小惑星に対する電波・光学複合フライバイ航法
- 視線追尾制御による小惑星の超近接・高速フライバイ観測

3. サイエンス観測

- ジオコロナ (地球コロナ) 撮像

ミッションの意義

● 50kg級超小型深宇宙探査機バスの実証

- 地上局との通信、軌道決定、軌道制御まで行える**深宇宙探査機を50kg級という非常に小さい規模で実現すること（世界初の試み）**により、将来的にさまざまな深宇宙ミッション機会（※1）の高頻度な利用と柔軟な探査ミッション構成が可能になる。
- 将来の活用例
 - ①将来の中・大型探査機に向けて、リスクの高い技術の実証やミッションを**超小型探査機で先行**して実施する。（超近接・高速フライバイ観測技術の実験は、この役割を想定したもの）
 - ②大型の深宇宙輸送機に搭載されて現地（小惑星等）で活動するような、**ミッションに特化した超小型機**

※1 このクラスの重量であれば、イプシロン単独打ち上げ、クスタ打ち上げ、キックステージを利用したGTOミッションへの相乗り、など多様な打ち上げ機会が今後期待できる

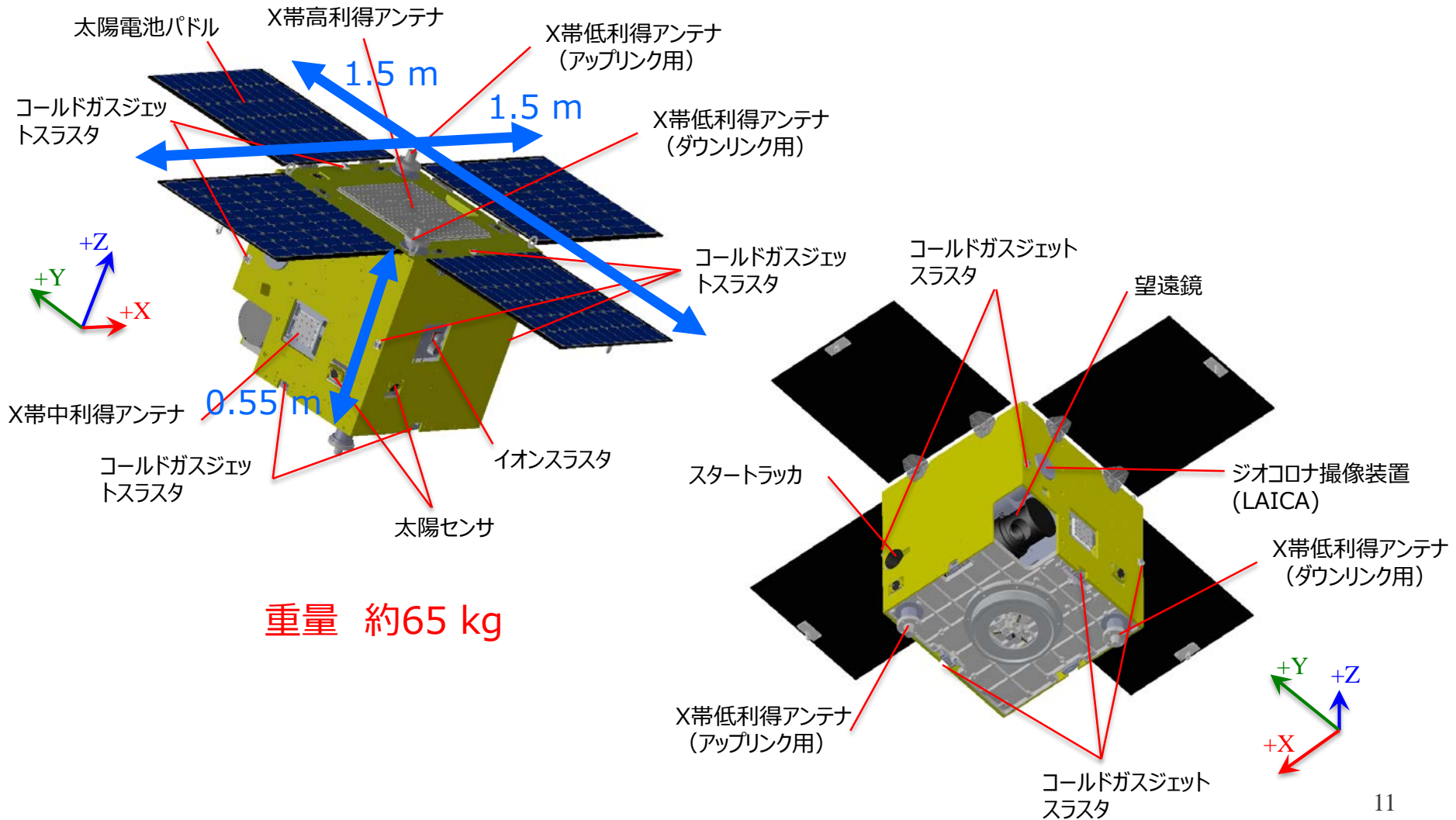
● 先進的な深宇宙探査技術の実証

- **GaN（窒化ガリウム）高効率X帯アンプ**の実証…探査機の小型・軽量化に資する省電力化技術
- **高精度VLBI航法**の実証
…深宇宙での編隊飛行ミッション等の実現に資する高精度軌道決定技術
- **小惑星の超近接・高速フライバイ観測**…フライバイ（マルチフライバイ）探査における訪問天体数と観測の質（分解能）の両立を可能とする技術

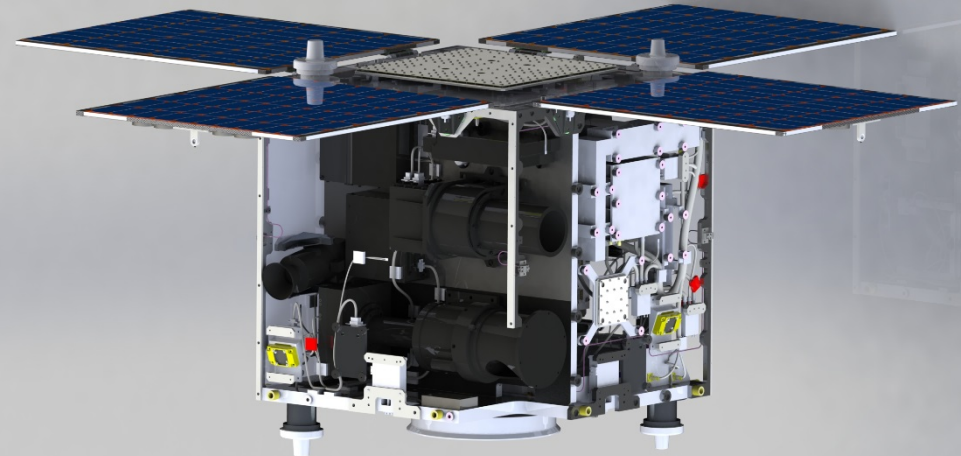
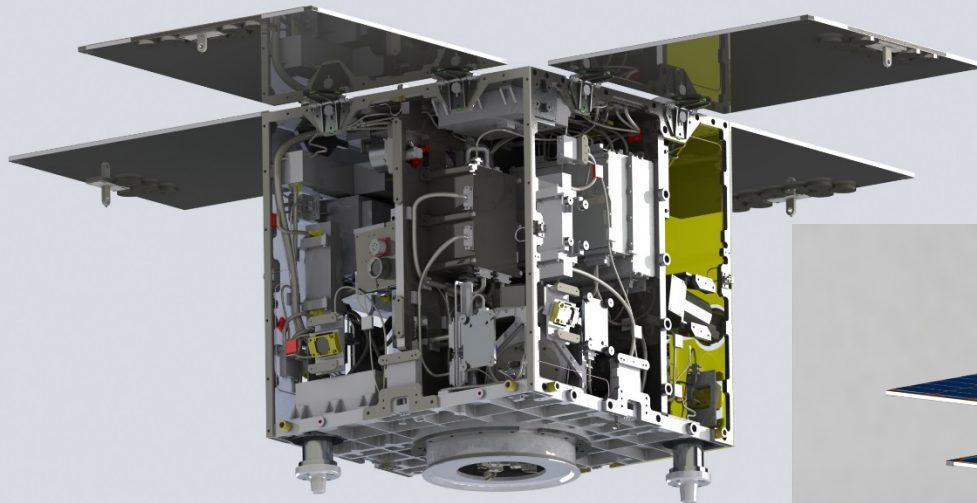
● サイエンス観測

- **ジオコロナ（地球コロナ）観測**…アポロ16号以来42年ぶりとなるジオコロナの全球撮像を実施。地球周回衛星からは観測できない高高度の水素大気分布と磁気嵐の関係を明らかにする。（探査機を、深宇宙観測プラットフォームとして活用）

PROCYONの外観



PROCYONの内部構造



探査機主要諸元

構造	サイズ 重量	0.55m x 0.55m x 0.63m + 太陽電池パネル4枚 (展開式) 70kg未満 (推進剤含む)
電源	太陽電池パネル バッテリー	3接合GaAsセル, 240W以上(1AU,太陽正対姿勢,軌道上初期性能) リチウムイオンバッテリー
姿勢制御	アクチュエータ センサ 性能	リアクションホイール(RW) x4台, 3軸光ファイバージャイロ (FOG) 恒星センサ (STT), 太陽センサ x5台 望遠鏡 (小惑星相対光学航法用と小惑星撮像用を兼ねる) <0.0006[deg/s](安定度), <0.05[deg] (指向精度)
推進系	RCS イオンスラスタ 推進剤	コールドガスジェットスラスタ x8基 (推力22mN, 比推力24秒) マイクロ波放電式イオンスラスタ (推力300 μ N, 比推力1000秒) 2.5 kg(キセノン) (RCSとイオンスラスタで共用)
通信系	周波数 アンテナ RF出力	X帯(深宇宙ミッション用) 高利得アンテナ(HGA) x1 (送受), 中利得アンテナ(MGA) x1 (送受) 低利得アンテナ(LGA) x2 (送信), x2 (受信) 15 W以上

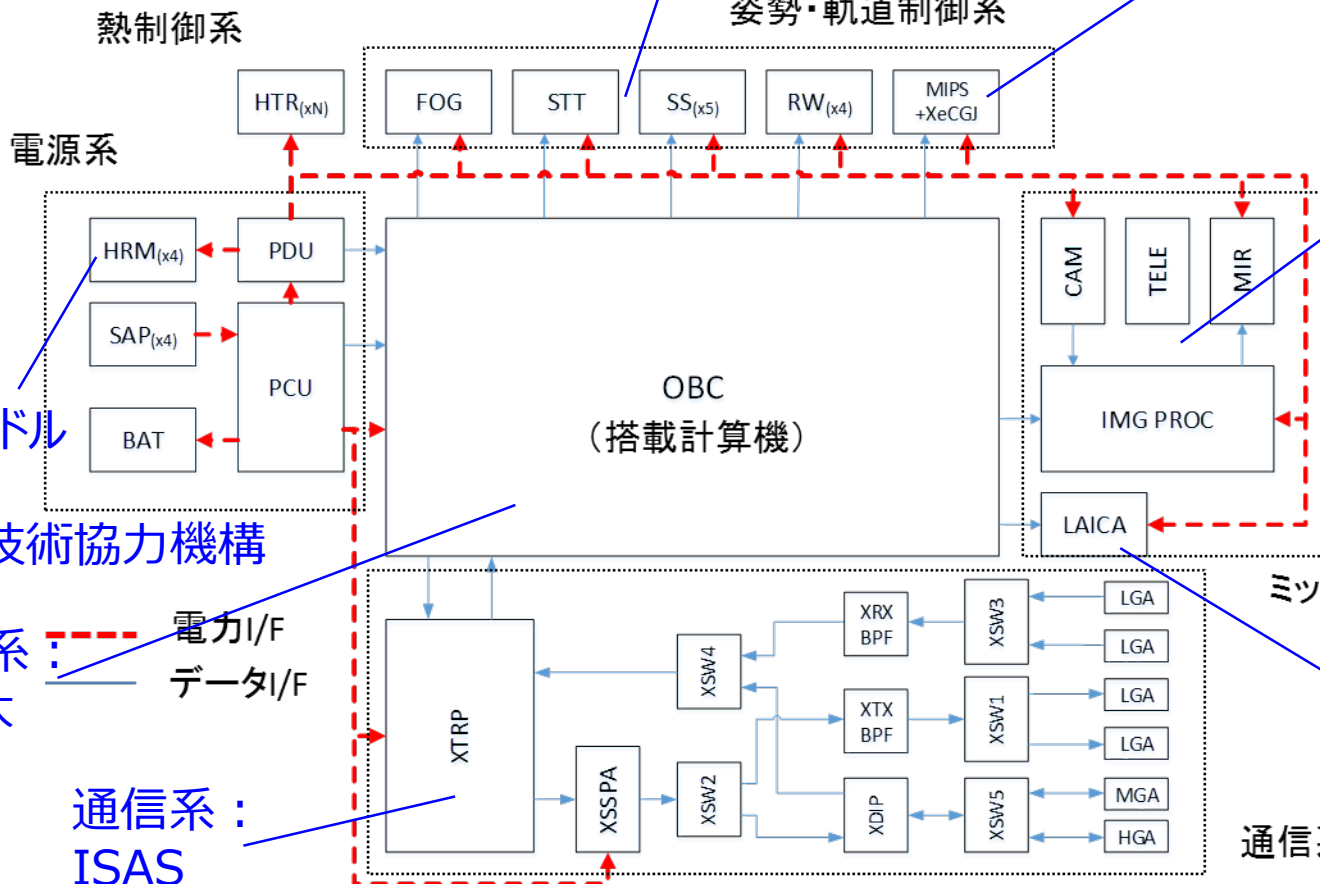
システム構成と開発体制

(システム：東大・ISAS)
(熱：東大・ISAS・北大)
(運用地上局：ISAS)

姿勢系：東大・ISAS

推進系：東大・ISAS

ミッション系：
東大・明星大



太陽電池パドル展開機構：
日大・衛星技術協力機構

データ処理系：
東京理科大

通信系：
ISAS

理学機器：
立教大・東大

PROCYONの開発における4つの“挑戦”

PROCYONの開発は、地球周回の超小型衛星の開発成果・知見をベースに行われたが、以下に示す**技術面・プロジェクト遂行面で4つの大きな課題**があった。

1. 通信系
 - 地球周回ではなく深宇宙用の超小型低コスト通信系機器の新規開発
2. 推進系/姿勢軌道制御系(AOCS)
 - 地球周回の超小型衛星で多用される磁気トルカが使用できないため、外力アクチュエータとしてRCSを新規開発する必要。
 - H2A相乗りの安全審査をパスできる推進系を開発する必要。
3. 小惑星の近接高速フライバイ観測
 - 超高速($\sim 50\text{deg/s}$)で視野を流れる小惑星を望遠鏡でトラッキングする技術
4. スケジュール（超短期開発）
 - 相乗り決定から約1年という超短期間で開発する必要があった。

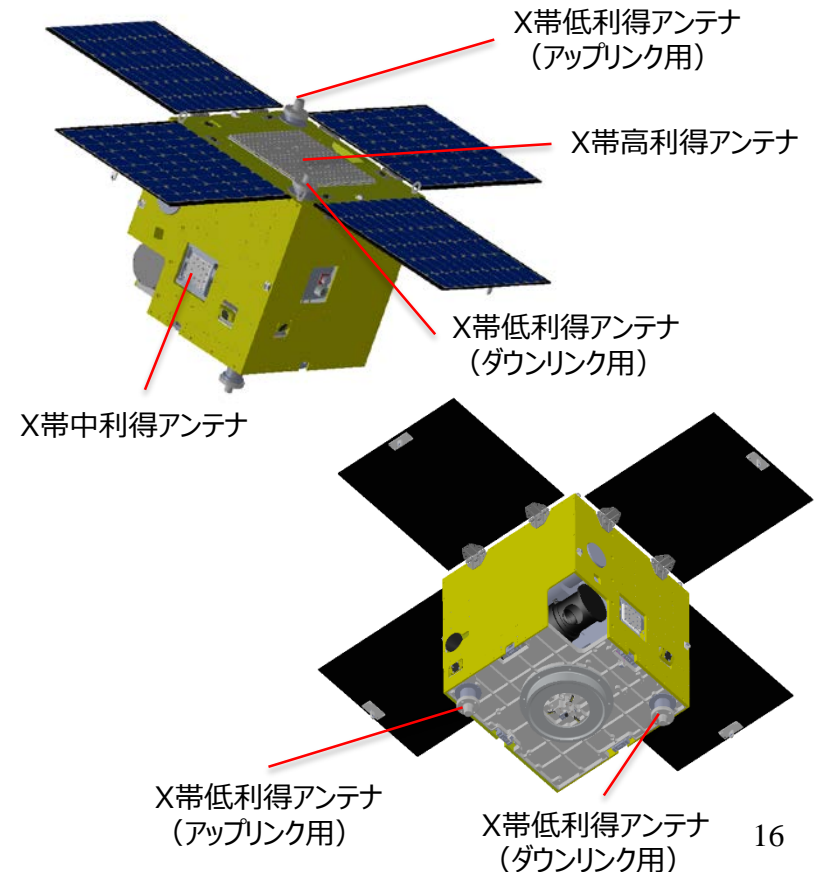
1. 深宇宙用超小型通信系の開発

はやぶさ等の深宇宙探査機と互換性のある深宇宙用の超小型X帯通信系を開発。

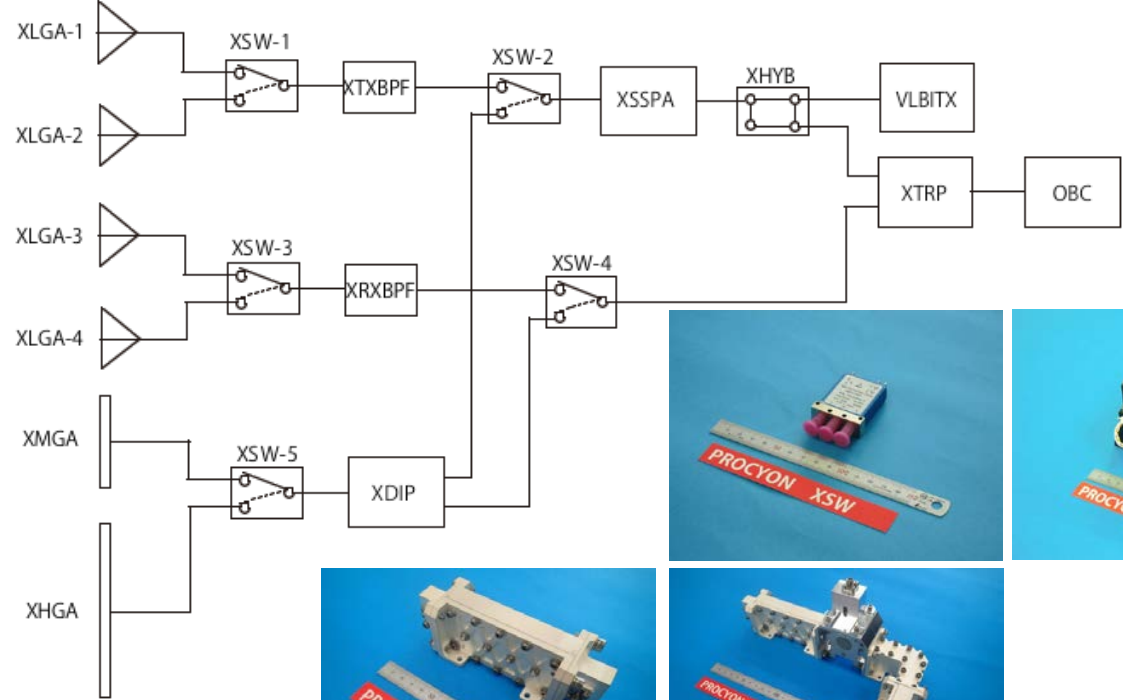
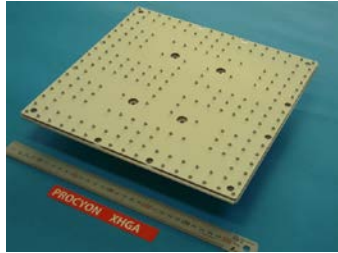
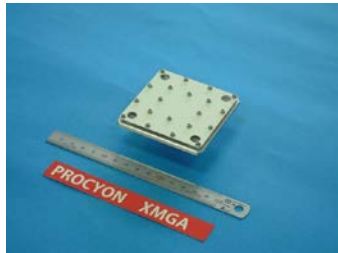
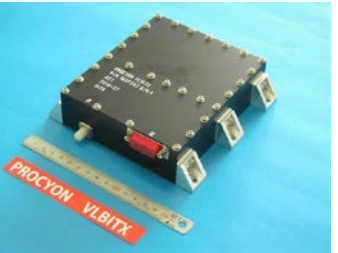
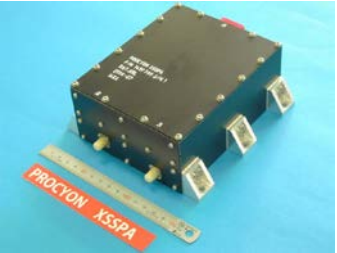
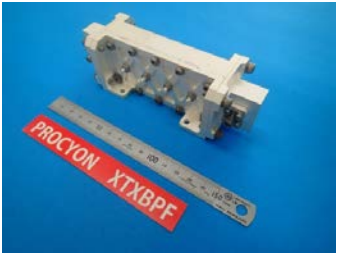
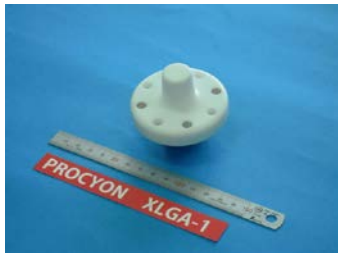
世界初のGaNを用いた世界最高効率のンプの実証, VLBI(DDOR)軌道決定のさらなる高精度化を目指したチャープDOR方式の実験等の最先端技術の実証を狙う。

PROCYON搭載通信系の仕様

項目	仕様
通信周波数帯	Xバンド
アップリンク周波数	7.1 [GHz]
ダウンリンク周波数	8.4 [GHz]
送信出力	最大15 W以上
コマンドビットレート	15.625, 125, 1000bps
テレメトリビットレート	8 bps ~ 32 kbps
軌道決定	R&RR DDOR (Delta VLBI)
地上局	臼田局, 内之浦局, その他海外協力局



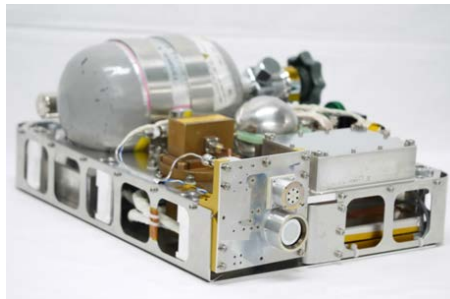
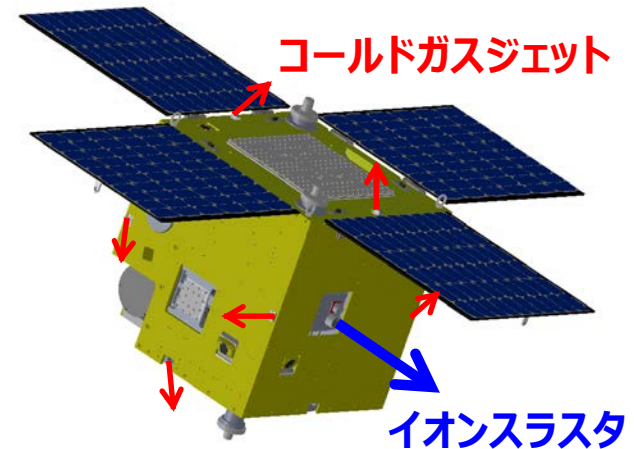
PROCYON通信系構成



2. イオンスラスタ・コールドガスジェット統合推進系

姿勢制御用（リアクションホイールアンローディング）+軌道制御用（高加速度）の**コールドガスジェット**系と軌道制御用（低加速度・高比推力）の**超小型電気推進スラスタ**を統合した、**キセノン**ベースの統合推進系

項目	値
推進系総重量[kg]	<10
うち、推進剤(キセノン)搭載重量[kg]	2.5
イオンスラスタ 比推力[s]	1000
イオンスラスタ 推力[N]	300×10^{-6}
コールドガスジェット 比推力[s]	24.5
コールドガスジェット 推力[N]	22×10^{-3}

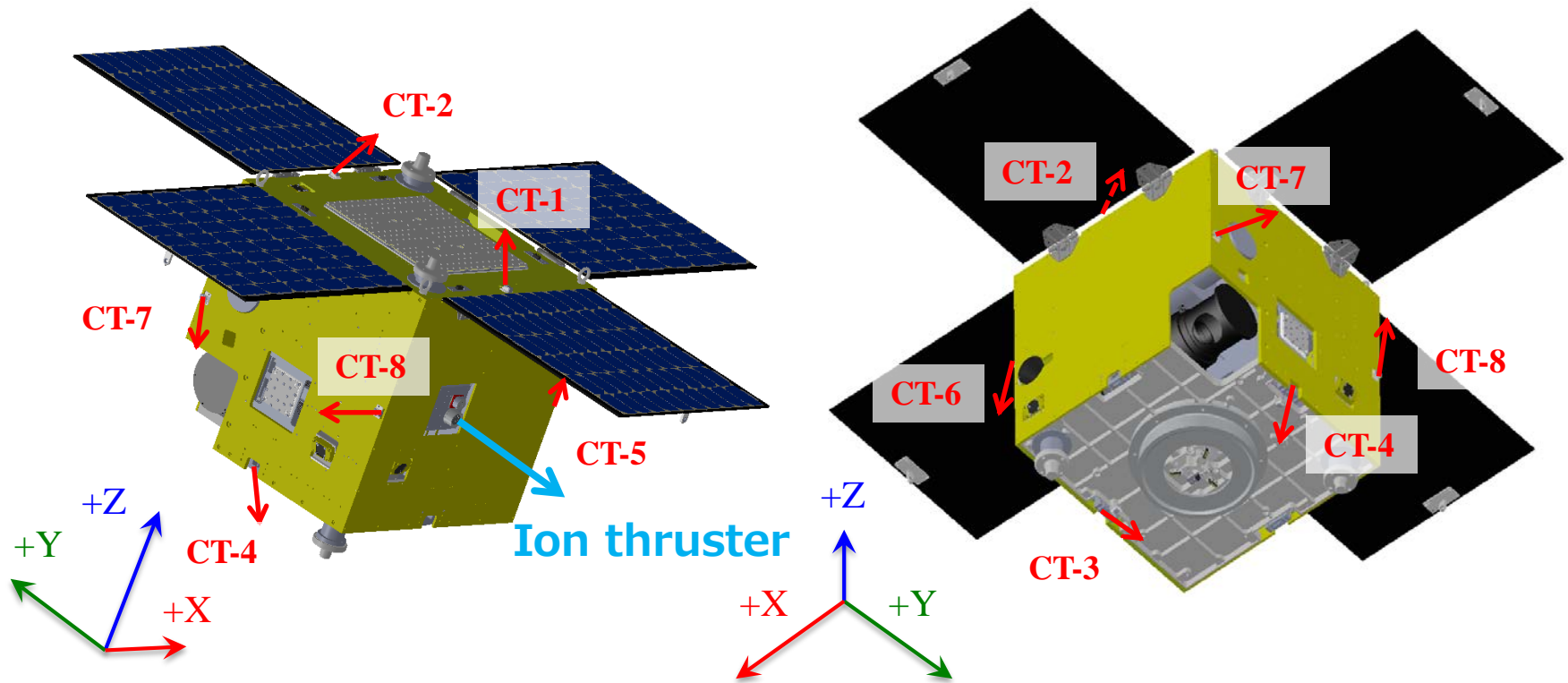


ほどよし衛星搭載の小型イオン推進システム“MIPS”
 (PROCYON推進系の開発のベースとなった)



作動中のイオンスラスタ

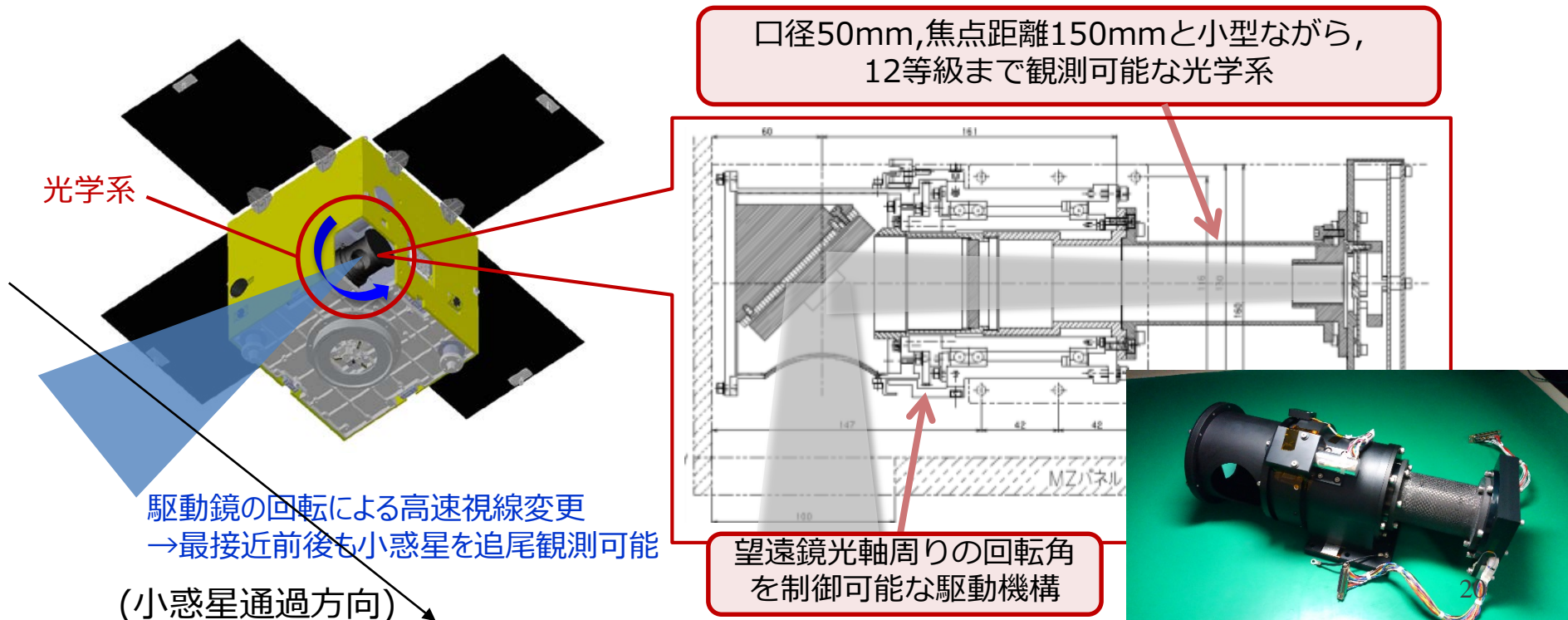
コールドガスジェットスラスタ配置



8基のスラスタにより，並進 3 軸・回転 3 軸の制御が可能

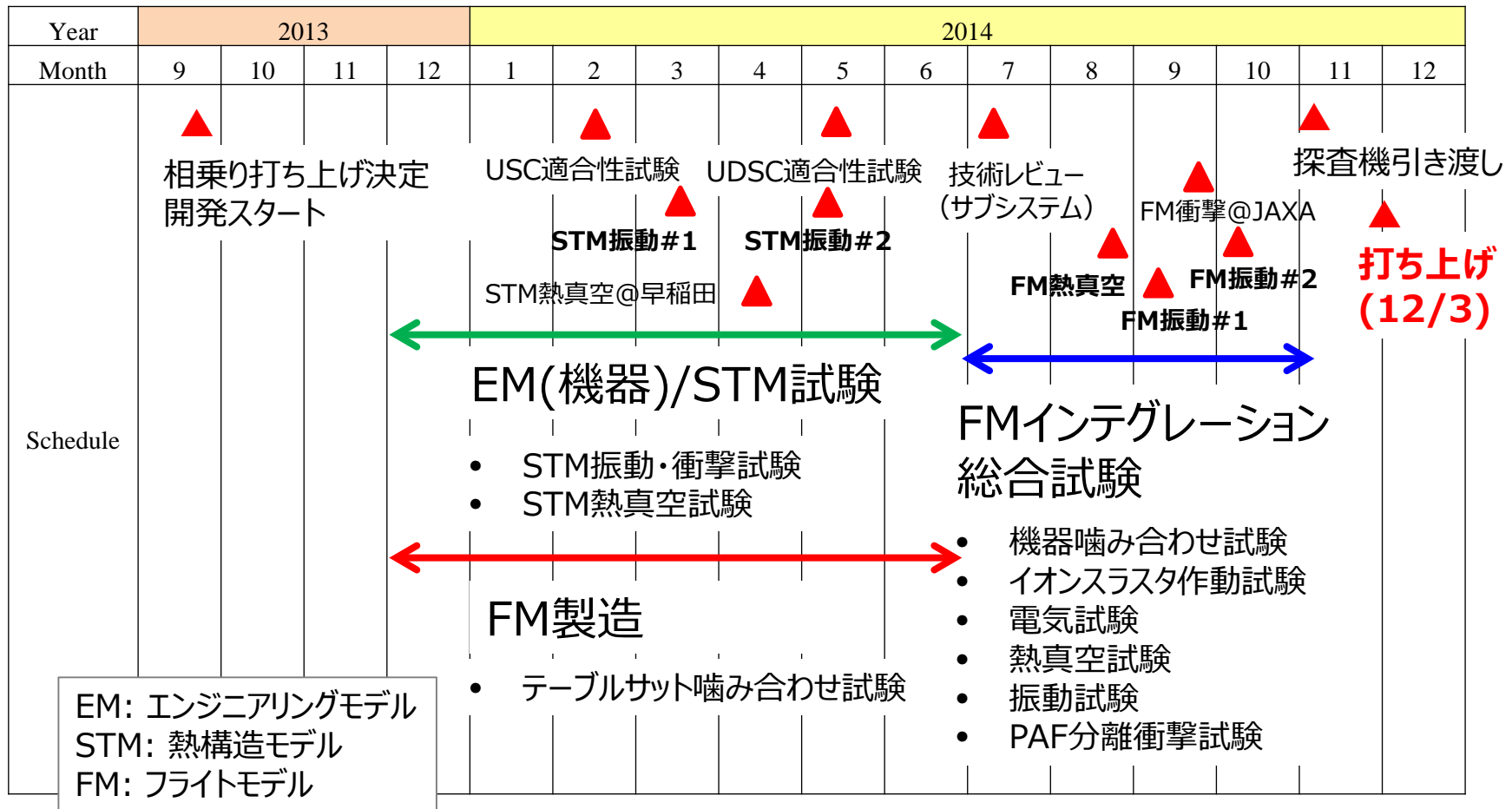
3. 光学航法と小惑星撮像用の望遠鏡

- 超近接・高速フライバイ撮影を実現するための撮像システム
 - 小型衛星に搭載可能な小さな口径の望遠鏡でも小惑星接近時の光学航法に必要とされる角度分解能を実現
 - 望遠鏡の一部（駆動部）の回転角を画像フィードバックに基づいてオンボードで制御することにより，高速視線変更を実現



4. 超短期開発

1年間という**超短期開発**を実現した 実現しなければならなかった



総合試験の概要

- STM試験を5月に終え、設計変更したFM構体パネルが6/Eから随時納品。7/BからFMシステムの組み上げを開始。
 - 各搭載機器は単体環境試験・テーブルサット噛み合せ試験を経て、7/B以降随時システムへ合流。
 - 総合試験の主要イベント
 - **7/1：組み上げ開始**
 - 7/17：システム安全審査(Phase 0/1/2)
 - **8/3：一次噛み合せ試験終了**（イオンスラスタ作動試験含む）
 - **8/4～8/9：探査機解体→機器・ハーネス改修**
 - 8/10～8/21：再くみ上げ・初期電気試験
 - 8/24～8/31：システム熱真空試験@九工大
 - 9/11～9/14：システム振動試験@九工大
 - 9/21～9/23：PAF分離衝撃試験@つくば
 - 10/6～10/9：再振動試験@九工大
 - **10/10～：最終電気試験**
 - 10/15,28：質量特性試験
 - 10/21：システム安全審査(Phase3)
 - 11/4：H2A搭載適合性確認会
 - **11/6：探査機引き渡し@つくば**
- } 環境試験期間（東大外での試験）
- **不具合管理が肝**
 - 日々発生する不具合に、迅速かつ適切に対応する必要があった。
 - 迫り来る引き渡し期日をにらみながら、インテグレーション作業・不具合原因究明・対策の処置を、スケジュールを動的に組み直しながら平行して進めてきた。

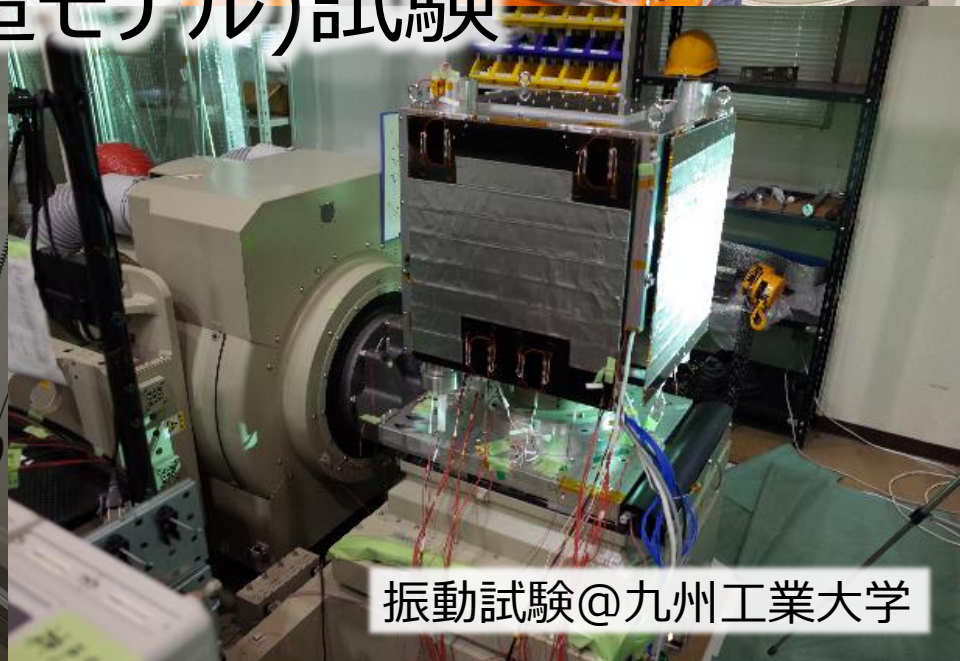
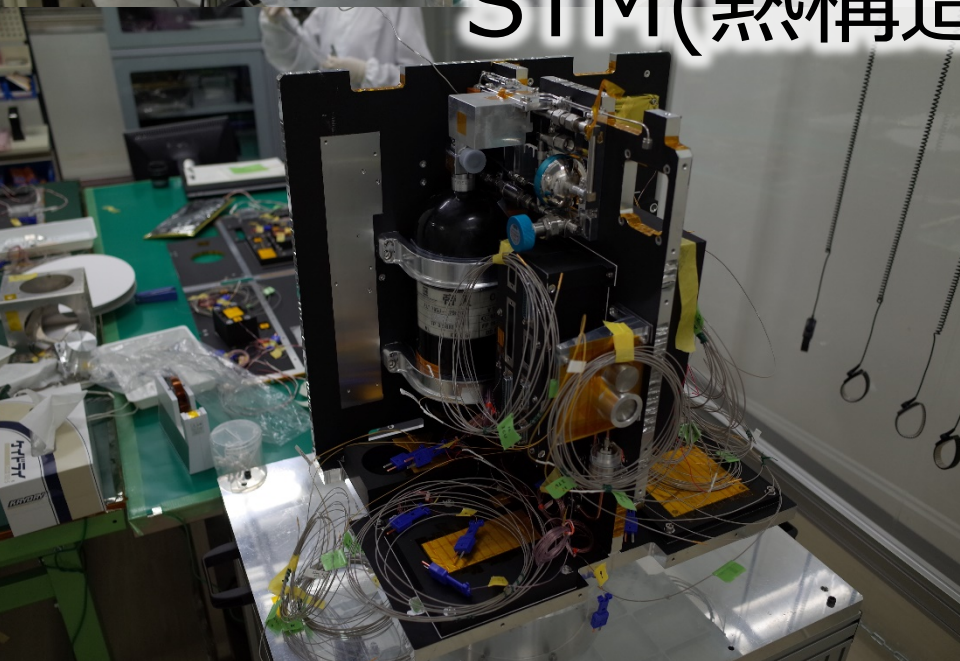
組み上げ作業@東大



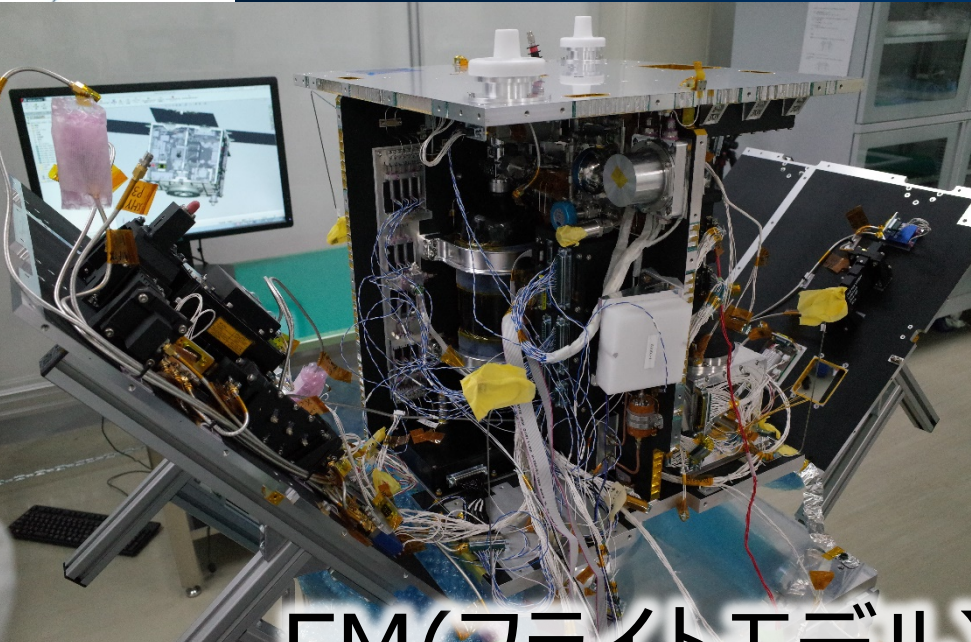
熱真空試験@早稲田大学



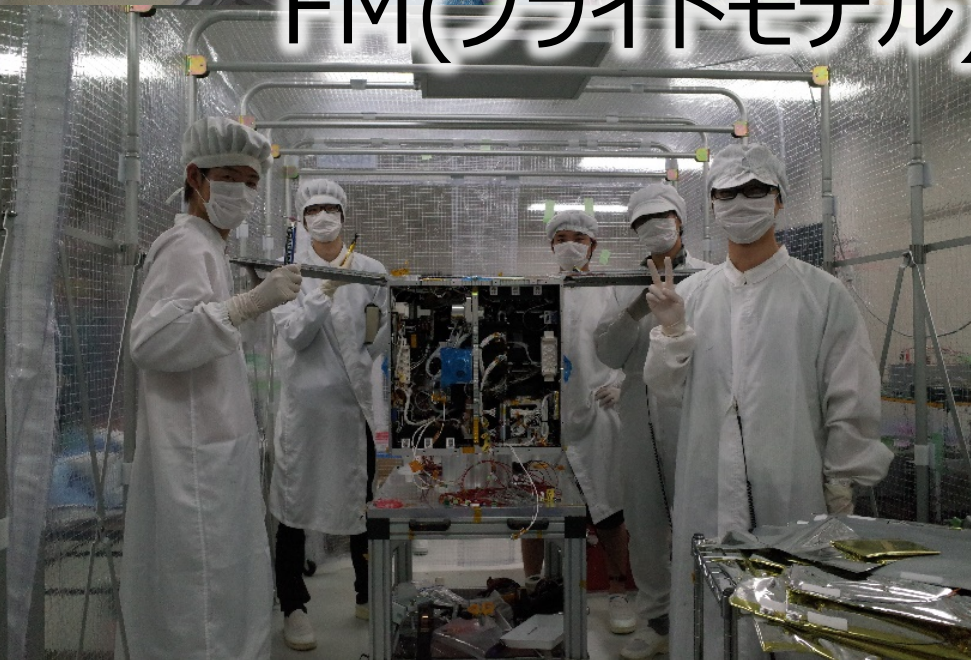
STM(熱構造モデル)試験

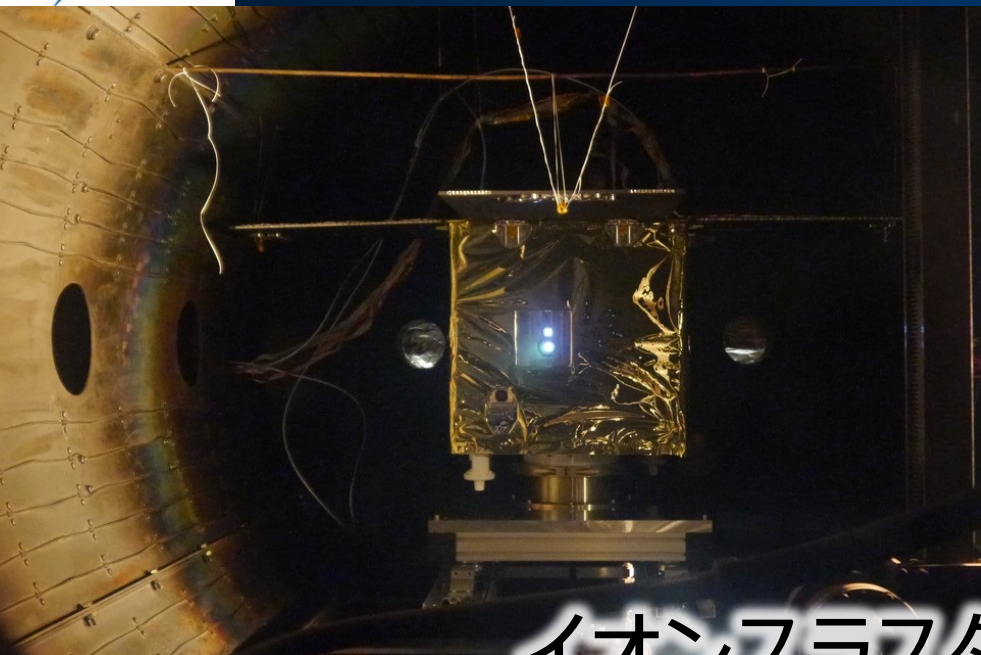


振動試験@九州工業大学

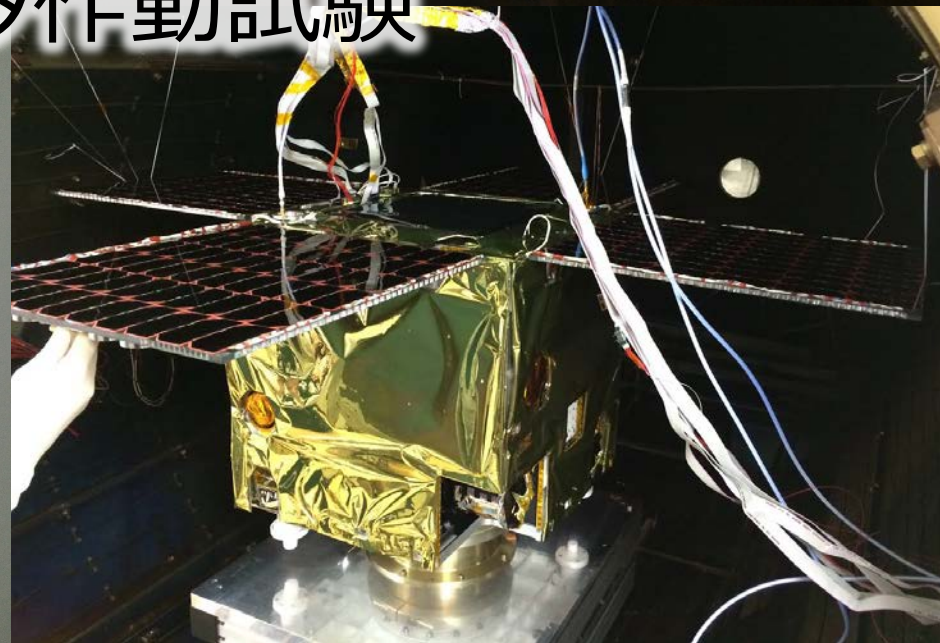
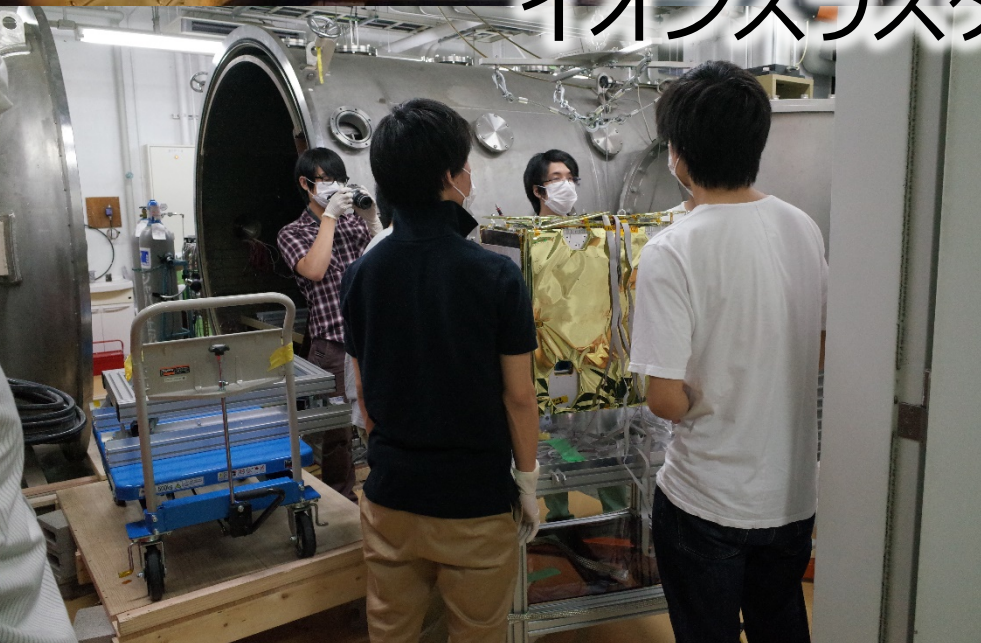


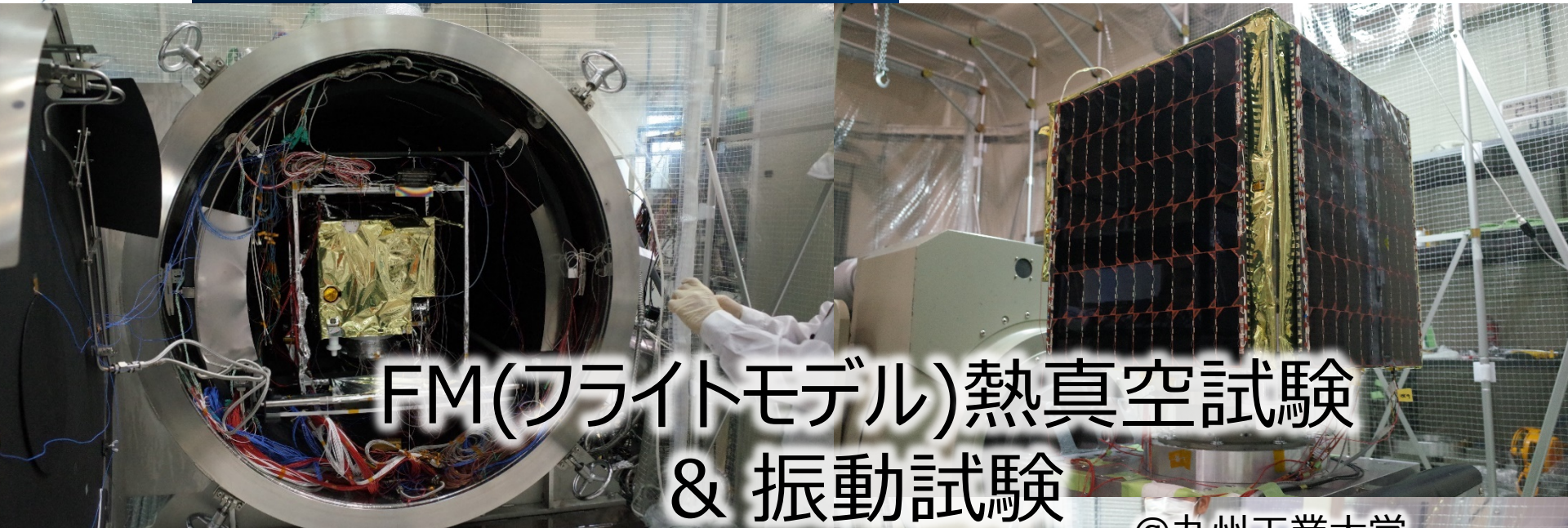
FM(フライトモデル)インテグレーション



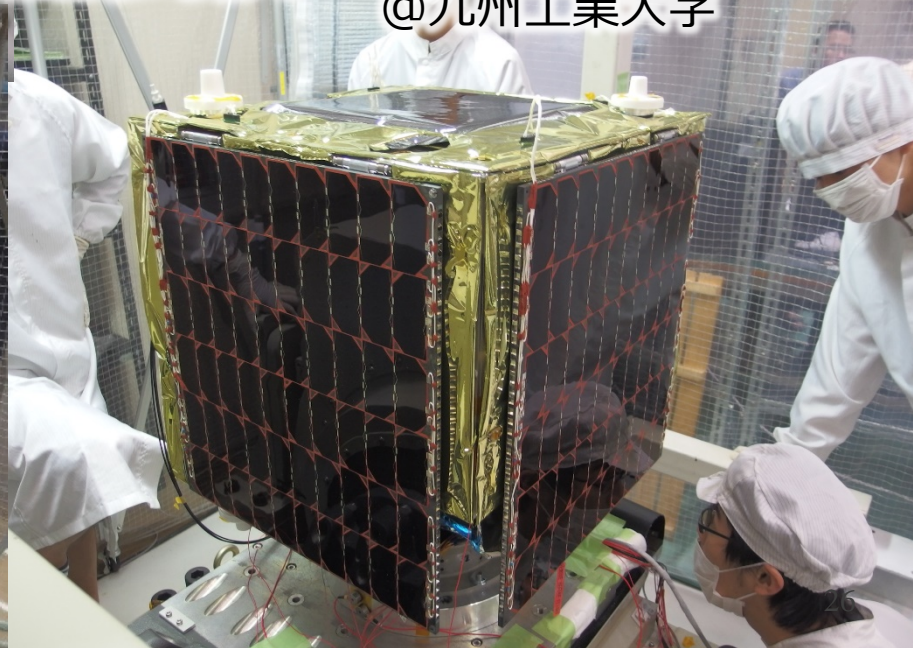
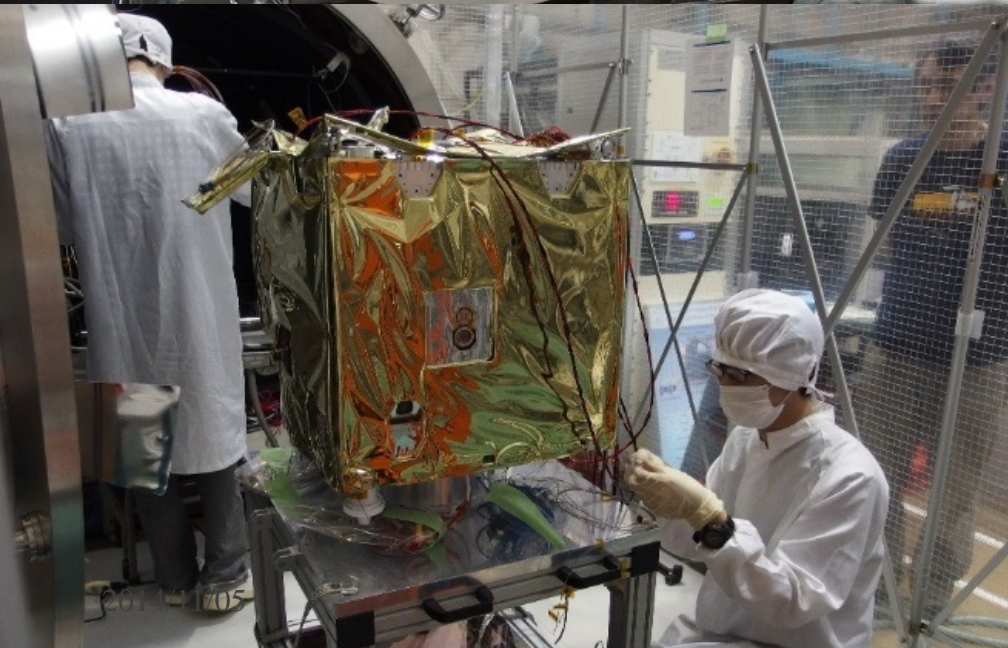


イオンスラスタ作動試験





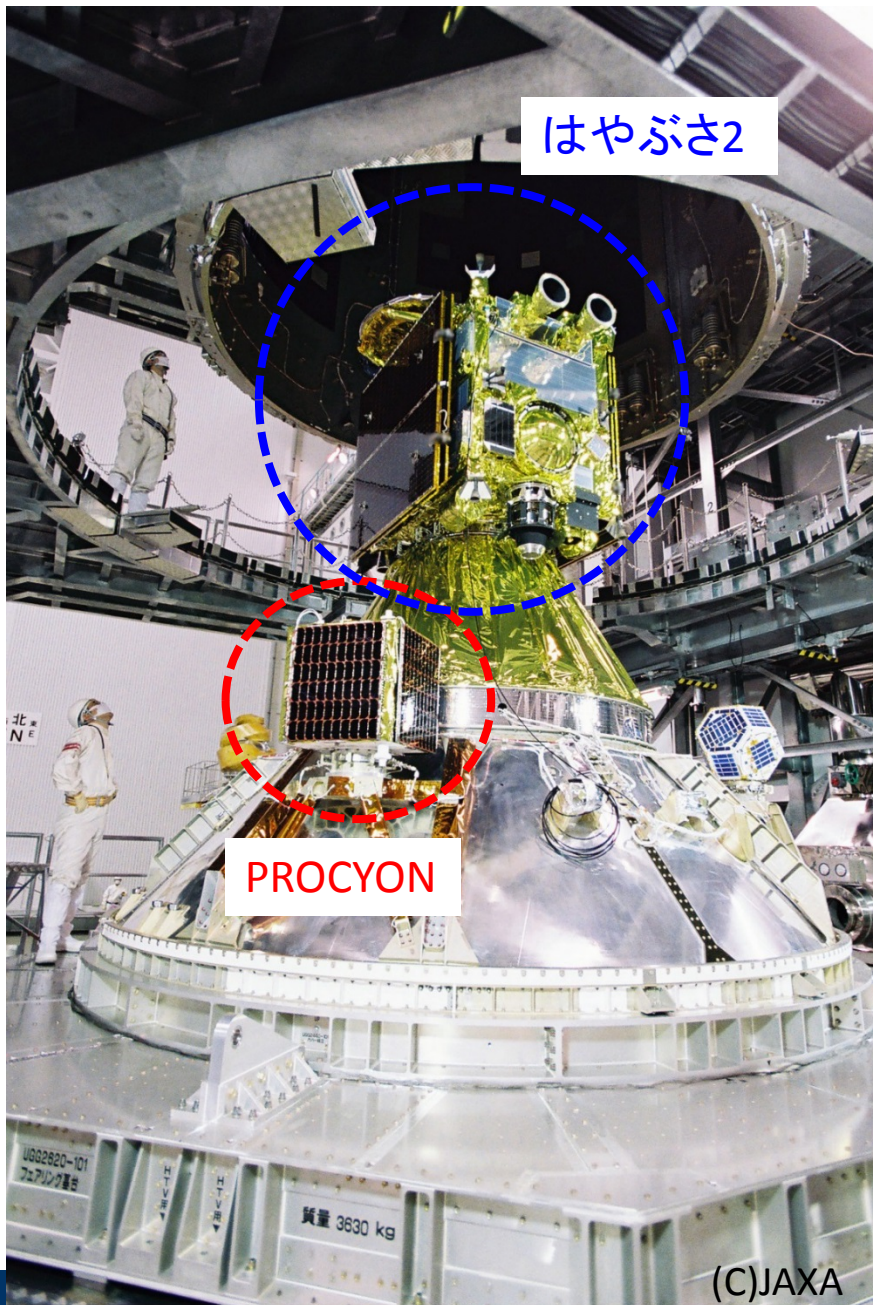
@九州工業大学



開発チームの集合写真

(打ち上げロケットへ探査機を引き渡す前日に撮影)

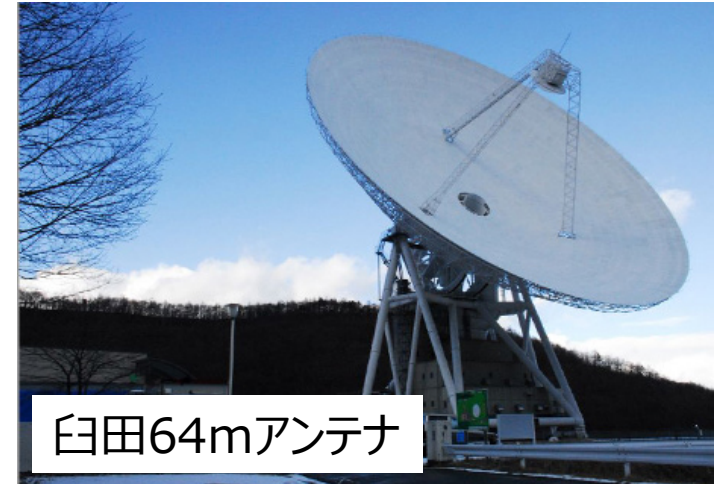




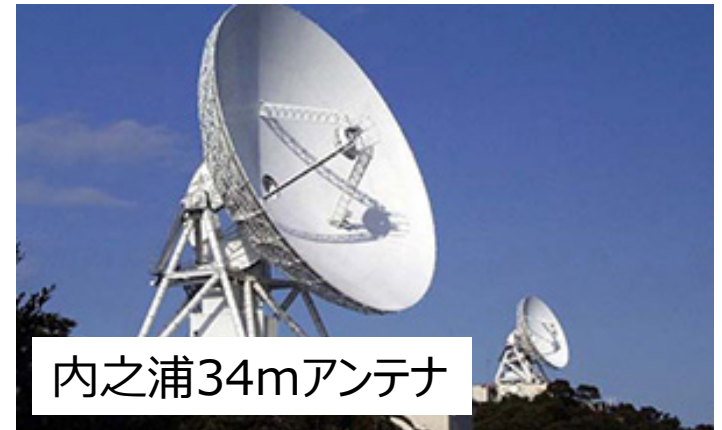
打ち上げ・初期運用の概況

- '14/12/03 打ち上げ&第一可視
 - 内之浦20mアンテナでキャリア追尾
→臼田64mアンテナでテレメトリ受信成功.
 - 探査機の健全性を確認（太陽指向制御モード）.
 - 分離後テレメトリ再生
→**分離後の自動制御シーケンス正常完了**を確認

- 以降、各種チェックアウト運用を順調に実施中.
 - 通信系：(XTRP, GaN SSPA等)の動作確認完了
 - VLBI(チャープDOR実験)：
DSNの協力を得て本格観測を実施
 - 姿勢系：3軸姿勢制御確立
 - 推進系(RCS)：
動作確認完了. 定期的なアンローディングを実施.
 - 推進系(イオンスラスタ)：
加速成功.
運転条件調整等の自律的な連続定常運転の準備中
 - LAICA：
観測機器の健全性を確認.
1月5日にジオコロナ観測を実施（データ解析中）.



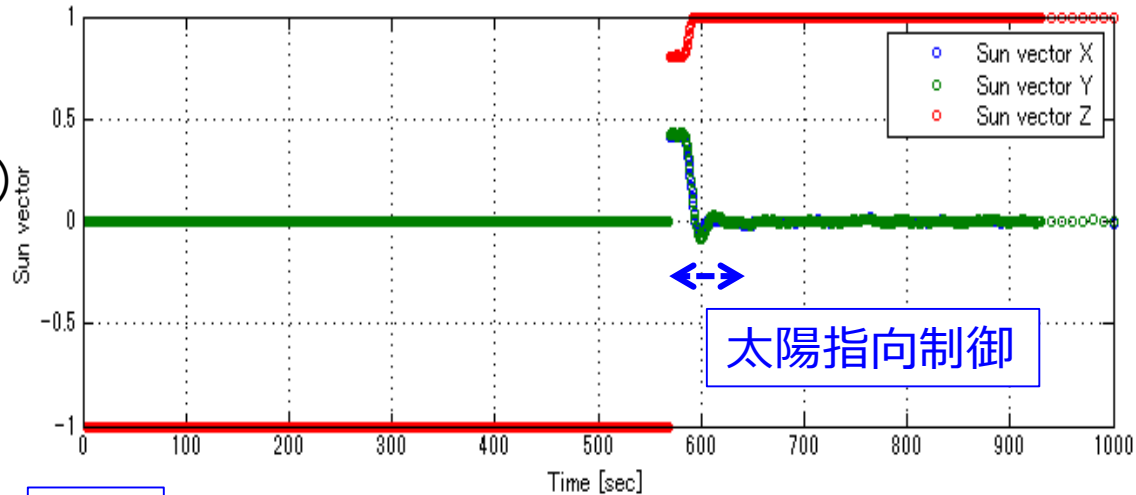
臼田64mアンテナ



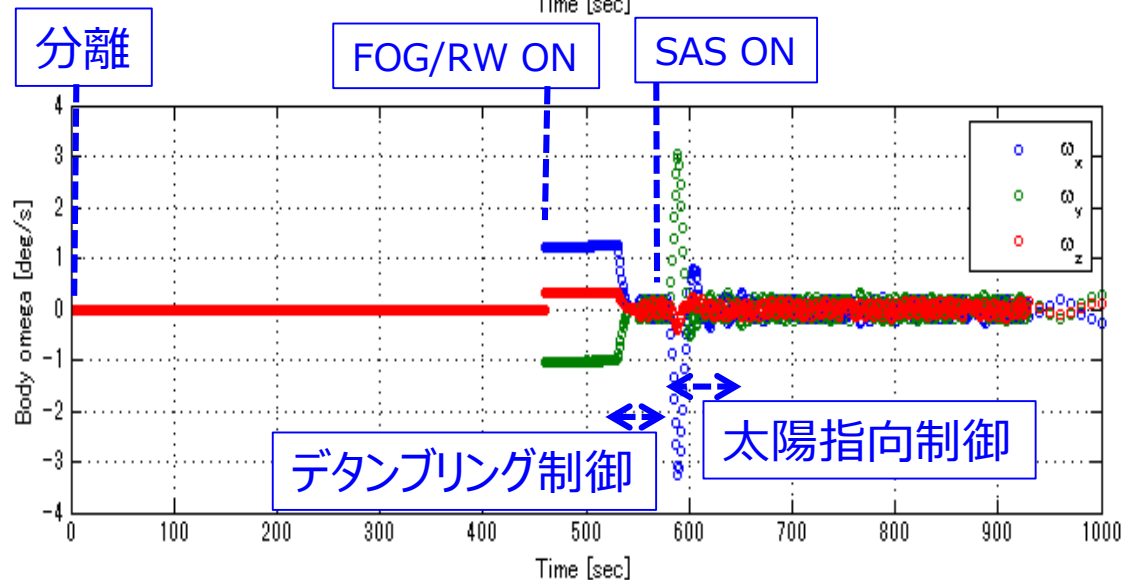
内之浦34mアンテナ

分離直後の姿勢制御結果

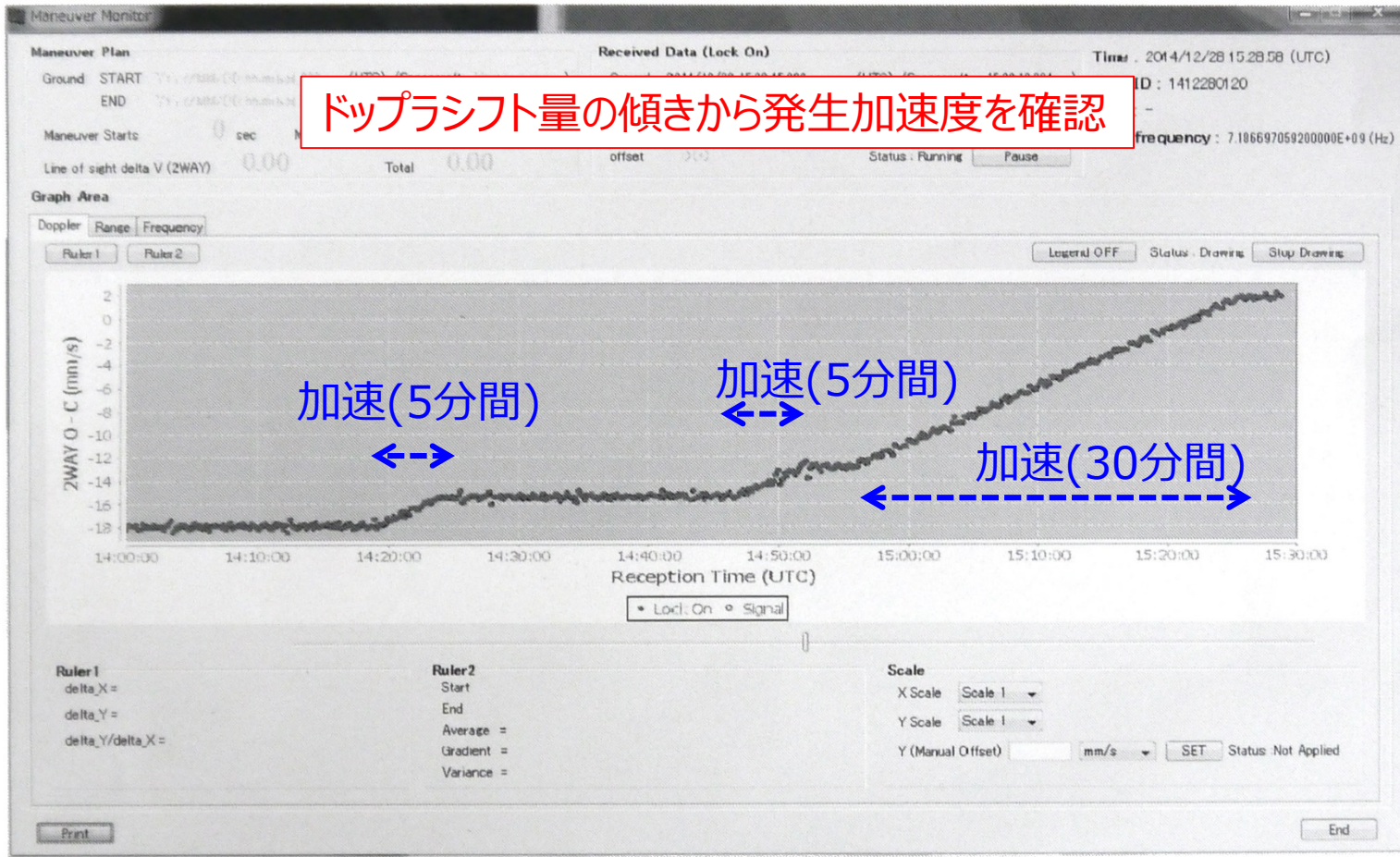
太陽方向ベクトル
 ((0,0,1)が太陽指向)



角速度

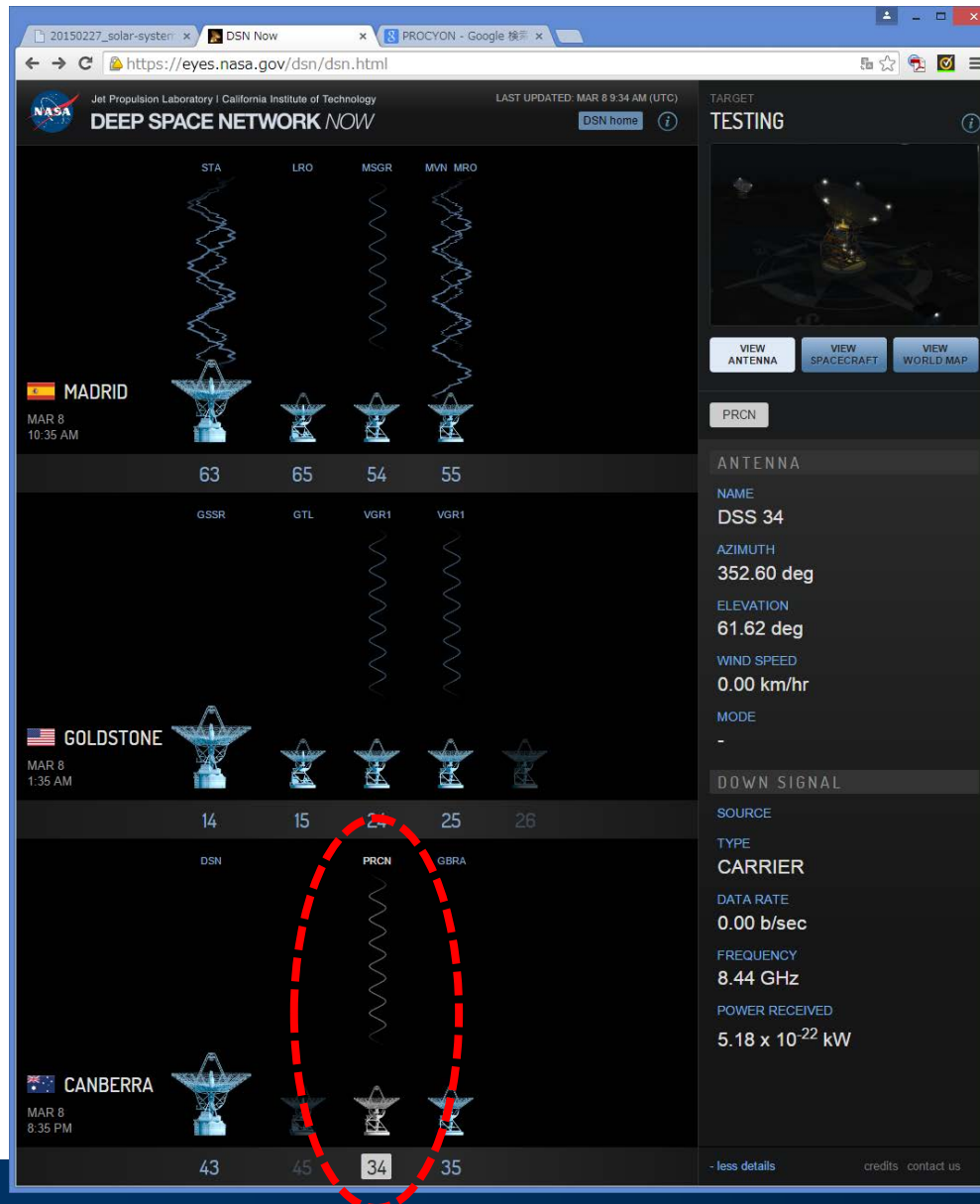


イオンスラスタ加速確認



イオンスラスタ初加速成功 (2014/12/28)

DDOR軌道決定実験 (NASA/DSNと日本の同時受信)



2015.03.08
 PROCYON DDOR実験
 @臼田局・DSNキャンベラ局

超小型深宇宙探査機の将来展望

- PROCYONで実証しようとしている超小型探査機の意義
 - 技術実証のプラットフォーム
 - **ハイリスク**なミッションへの挑戦
 - 中大型ミッションの**プリカーサー**
 - **高頻度**な成果創出
 - 低コスト→多少の失敗があっても、もっと高頻度に新しいミッションに挑戦していける、正のフィードバックがかかる規模
- 超小型探査システムの今後の**4つの方向性**
 - A) 実ミッション(理学ミッション)への適用 (成果の活用)
 - B) 単独の航行・探査システムとしての発展 (能力拡充)
 - C) 打ち上げ手段の確保 (頻度の向上)
 - D) 超小型“子機”システムとしての発展 (小型化の洗練)

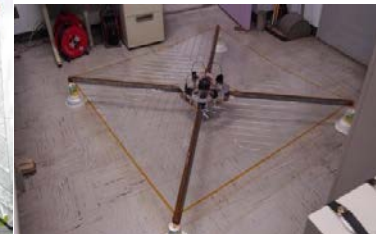
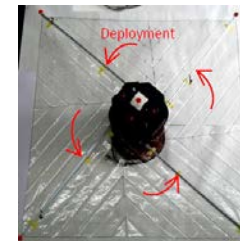
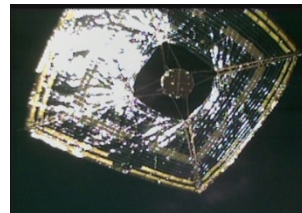
(A) 実ミッションへの適用（実証成果の活用）

- PROCYONで実証しつつあること
 - 深宇宙で“まともに”活動できること（超小型探査機バス技術）
 - 姿勢・電力・熱・通信・軌道決定・軌道制御（ただし軌道制御能力は限定的）
 - 高精度軌道決定技術（従来のVLBI航法の精度向上）
 - 小天体の高速フライバイ追尾観測技術
- **近地球小惑星のフライバイ探査への活用例**
 - マルチフライバイミッション（**複数機**打ち上げ+地球スイングバイで軌道変更して異なる目的地へ航行する）
 - 小惑星の空間的・時間的な複数のポイントの観測を複数機で行うフライバイミッション
- その他の分野のミッションでの活用例
 - **深宇宙における観測プラットフォーム**としての活用
 - 系外惑星専用紫外望遠鏡ミッション（PROCYON搭載ジオコロナイメージャのように）
 - 惑星間ダストフリーの赤外天文観測

(B) 航行・探査システムとしての発展

「より遠くに多数の宇宙機を自在に航行させる」

- より遠くへ航行するための技術
 - 超小型電気推進システムの軌道変換能力向上(フライバイ→ランデブ)
 - より大きな太陽距離の領域を航行する（遠くへ行く）ための電力源の軽量化（薄膜太陽電池等）



- 多数機を自在に深宇宙航行させるための技術
 - 自律軌道決定（多数機運用時の地上局への依存度を下げる）
 - 自律運用技術

(C) 打ち上げ手段の確保

- 超小型探査機の打ち上げ機会としては、現状は、既存の深宇宙探査ミッションへの相乗り機会しかない→頻度は限定的。
- ペイロード（探査機）の低コスト化（数億円）に比べて、打ち上げ手段（ロケット）のコスト（数10億円）は依然として高い
- 今後の高頻度な打ち上げ機会の実現に向けた方向性
 - イプシロンロケット（現行+4段）での**複数機同時打ち上げ（金星・火星・近地球小惑星）**
 - イプシロンロケット（現行+4段）での**単独打ち上げ（数AU以遠）**
 - **静止衛星への相乗り**で深宇宙へ脱出
 - GTO（静止トランスファー軌道）で分離。超小型探査機が自前のキックモータ（1-2km/s程度の ΔV ）で深宇宙へ脱出する。
 - 例えば、イプシロンロケットの4段キックモータと共通化を図り、H2A, Soyuz, Ariane等の国内外の静止衛星打ち上げ用大型ロケットとも共通的にI/Fが取れるようなキックモータを開発する、というのは需要がないだろうか？

(D) 超小型子機としての発展

- 小惑星等の探査対象天体へ到着した母船（深宇宙航行システム）から分離し，独力で着陸・その場観測・サンプル採取等を行い，再び母船へ接近・ドッキングしてサンプルを引き渡すような，
目的地での探査に特化した数10kg級の超小型宇宙機
- PROCYON(65kg)から，いかに軽量化するか？
 - 超小型子機としては過剰な機能(電気推進や遠距離通信に必要な大電力通信アンプ等)の削除
 - 設計条件を限定すること（深宇宙航行中の太陽距離等の環境変動が抑えられること等）によるシステム設計の簡略化

発表のまとめ

- 近年の地球周回の超小型衛星の発展の流れをうまく活用し、PROCYONが世界で初めて超小型での本格的な深宇宙航行・探査に挑戦した。
- 2015年3月現在、一定の成果（バス実証）をあげつつあり、引き続き、小惑星フライバイ観測を目指した本格的な深宇宙航行の準備を進めていく。
- 超小型探査機の今後の方向性（課題）
 - 成果の活用，発展，高頻度な打ち上げ手段の確保
- 数が大事！
 - 多数機打ち上げ，複数目的地の探査などは，超小型と相性のよいミッション。個々の探査機への信頼性要求も下げられ，PROCYONのような民生品ベースの探査機のさらなる活躍が期待できる
 - 地球周回での技術実証も含めて，何度も打ち上げを経て軌道上の経験を積むことで，機器の設計のブラッシュアップ・改良のサイクルも加速される。それにより，部品単体の“信頼性”ではなく，機器としての軌道上実績に基づいた信頼性向上が期待できる。

**多数の宇宙機が太陽系を自在に航行する世界の実現にむけて、
PROCYONの成果を活用・発展していきたい**