

自己紹介：宇宙機/人工衛星 とくに「超小型衛星」好きな人間です

日本国内の超小型衛星



Jan. 2015 © University Space Engineering Consortium. All rights reserved.

※UNISECがまとめている主要な大学衛星, 全てではないことに注意

© 2015, January, UNISEC

本日の発表の流れ

ほどよし3・4号機の開発の進め方

- ・ プロジェクト概要
- ・ システムの特徴・主要諸元
- ・ 主要イベントの紹介

ほどよし3・4号機の要素技術事例/ノウハウ

- ・ 電源系サブシステム設計試験事例
- ・ システムインテグレーション
- ・ 試験の進め方と評価

ほどよし3・4号機の運用・成果

- ・ 運用体制
- ・ 軌道上で発生したクリティカルなトラブル
- ・ 主要ミッション機器紹介/運用成果

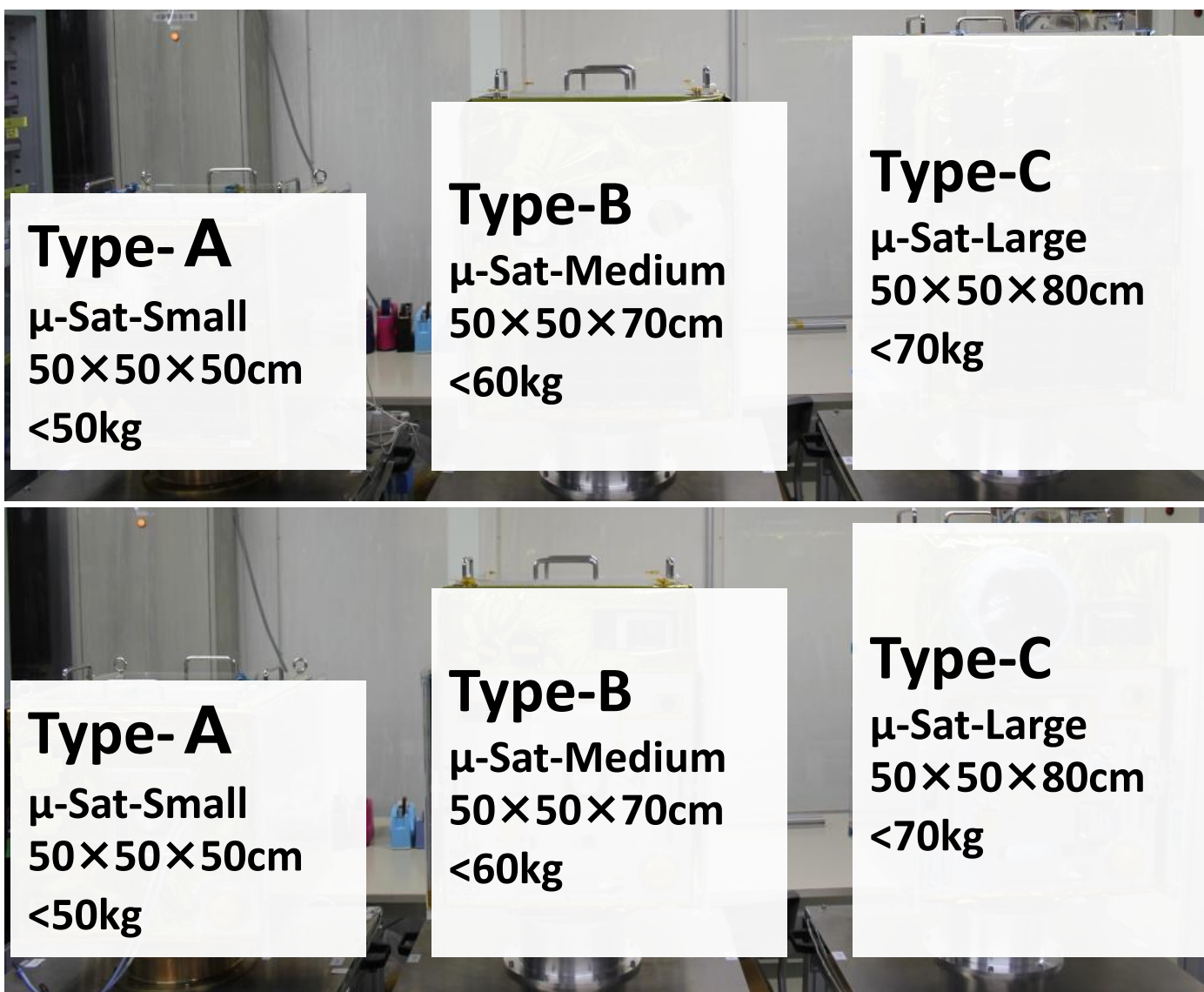
ほどよし3・4号機プロジェクトのキーワード

ほどよし思想

コンテキスト数の低減

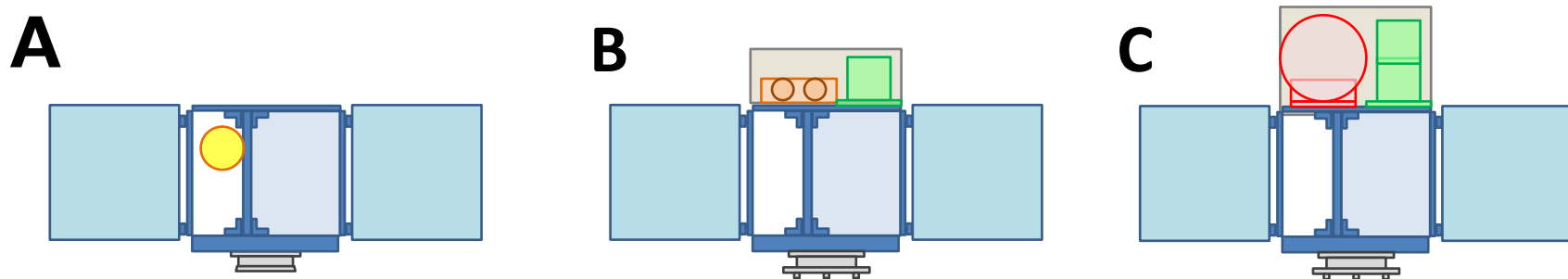
再利用性

衛星のシリーズ開発を経験・実証したいと考えました



開発した衛星のバリエーション

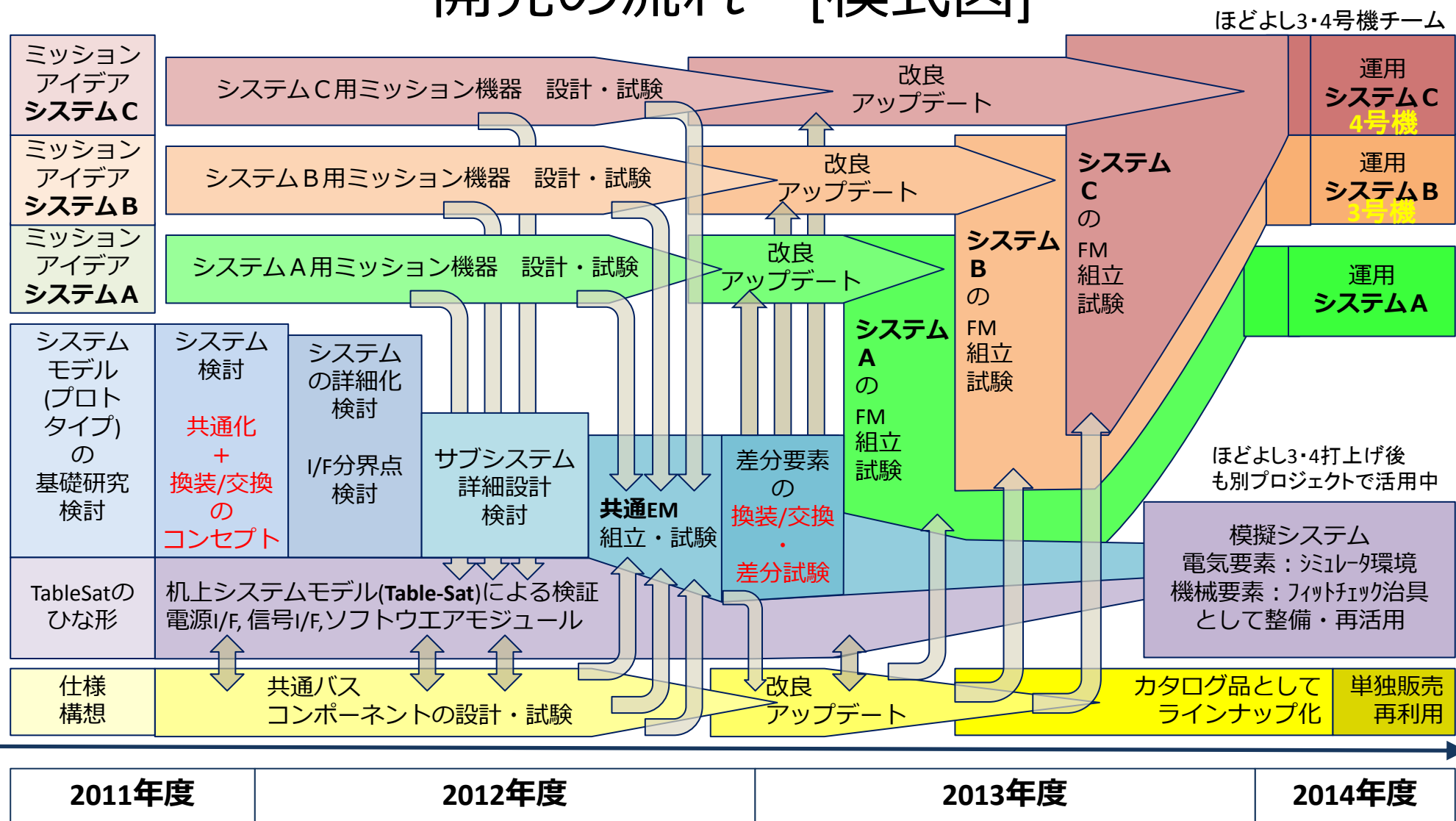
東京大学超小型衛星センター・次世代宇宙システム技術研究組合の衛星開発プロジェクトチームでは、1つのシステム開発コンセプトから3つの異なるバリエーション設計・製造・試験を経験・実証しました



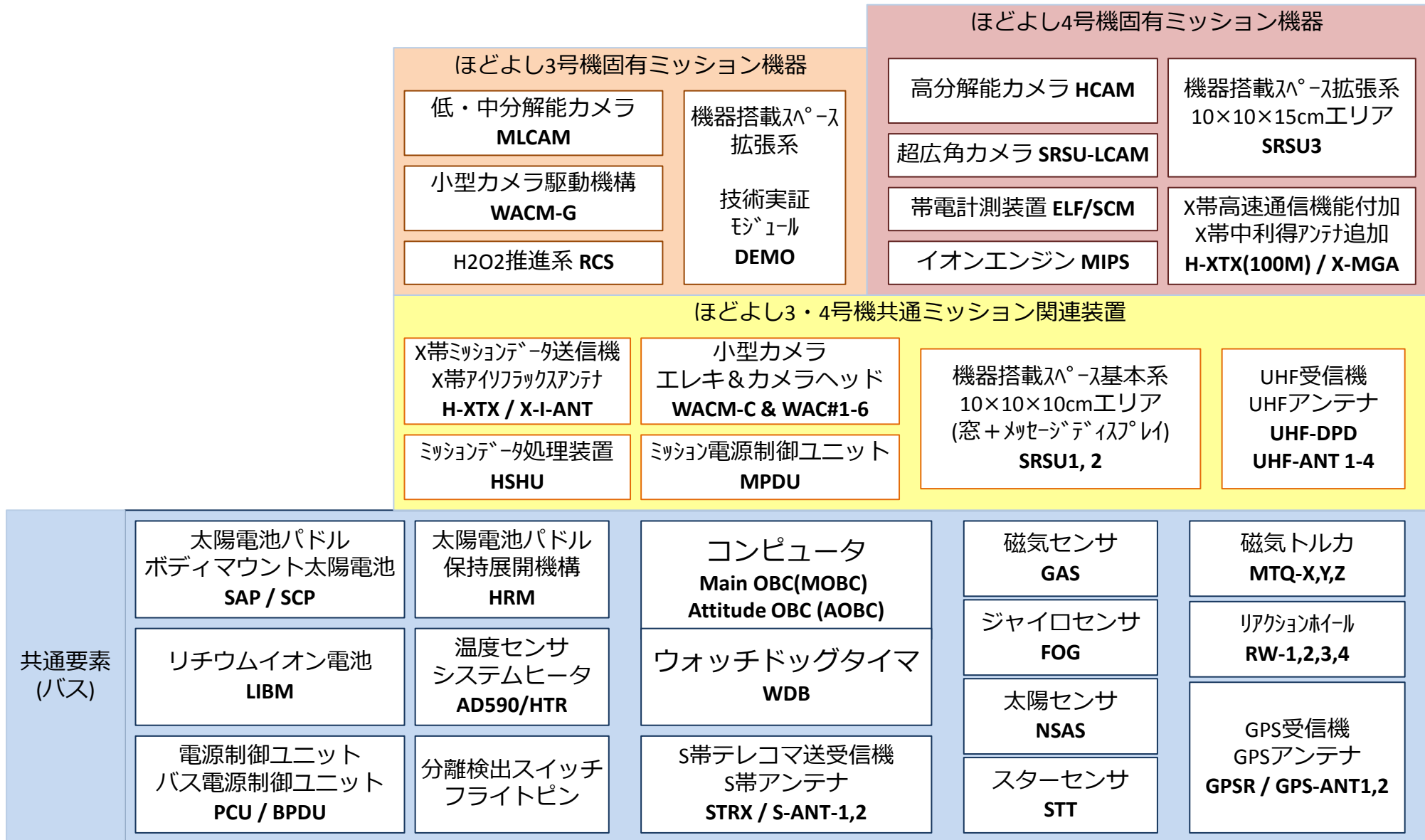
日本時間 2014年6月20日 2014/06/20(金) 04:11:10.717(JST)
ロシア・Dneprロケット混載便相乗りにより打上げ

東京大学, 次世代宇宙システム技術研究組合
を中心とする運用チームで運用中
打上げから 約4カ月を経過して
健全動作継続中

開発の流れ [模式図]


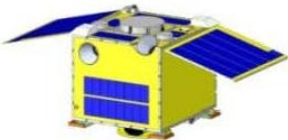
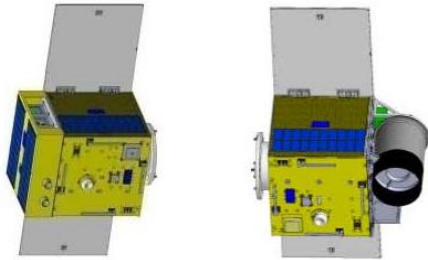
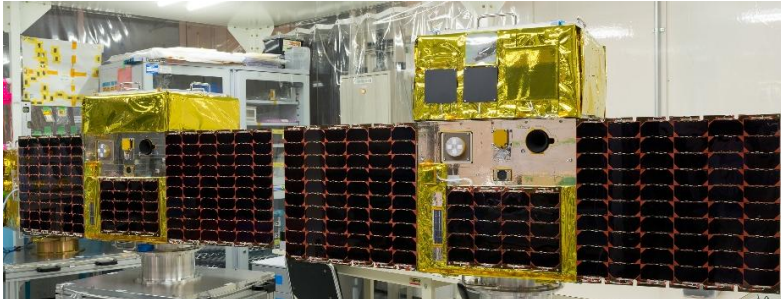


衛星システム バリエーションの構成



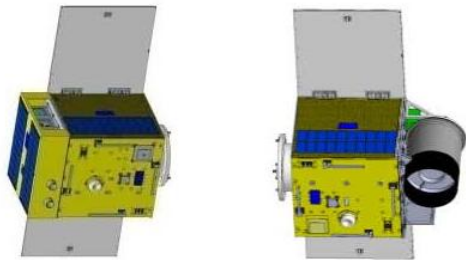


ほどよし3・4号機 開発の背景・目的

謝辞: 本研究開発は、総合科学技術会議により制度設計された最先端研究開発支援プログラム (通称FIRSTプログラム) により、日本学術振興会を通して助成されたものです。

				
ほどよし1号機 Hodoyoshi-1	ほどよし2号機 Hodoyoshi-2	ほどよし3号機 Hodoyoshi-3	ほどよし4号機 Hodoyoshi-4	コンステレーション向け複数衛星、 衛星量産化を視野に入れた2機同時開発
東京大学 Axelspace	東北大学	東京大学 次世代宇宙システム技術研究組合		2011年6月 Kickoff 2014年3月完成, 2014年6月20日打上げ

ほどよし衛星4機のミッションと観測機器主要緒元比較

衛星概観				
衛星名称	ほどよし1号機 Hodoyoshi-1	ほどよし2号機 Hodoyoshi-2	ほどよし3号機 Hodoyoshi-3	ほどよし4号機 Hodoyoshi-4
主開発機関	東京大学 Axelspace	東北大学	東京大学 次世代宇宙システム技術研究組合	
メイン観測機器	マルチスペクトル	可視光 マルチスペクトル	中分解能 マルチスペクトル	マルチスペクトル
地上分解能	6.8 m/pixel	5 m/pixel	38 m/pixel	5 m/pixel
観測幅	27.8 km	3 km	80 km	20 km
観測バンド	4bands B1: 450 - 520 nm B2: 520 - 600 nm B3: 630 - 690 nm B4: 780 - 890 nm	Variable B1: 420 - 700 nm B2: 650 - 1000 nm	2bands B1: 450 - 520 nm B2: 520 - 600 nm B3: 630 - 690 nm	4bands B1: 450 - 520 nm B2: 520 - 600 nm B3: 630 - 690 nm B4: 730 - 900 nm
投入予定軌道	SSO 522 km	SSO 800 km	SSO 600 - 630 km	SSO 600 - 630 km

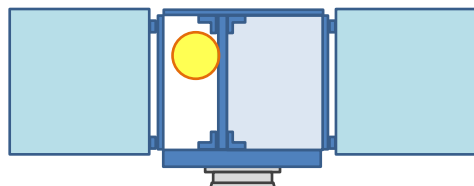
ほどよし3・4号機の開発概要

ほどよし信頼性工学に基づいて 検討・設計された基本衛星システム

- ・50kg級, 50×50×50cmに収まる包絡域
- ・50-60W級の2枚の太陽電池パドルを有する
- ・ロケット機体軸方向に対して, 縦方向のロードパスを有する構造
- ・ミッション機器を構造基本エリア内に搭載可能
- ◆搭載を想定するミッション機器
- ・地上分解能100-200m級光学センサ
- ・通信実験装置
- ・技術実証装置

◆バスの主要構成要素, 特徴

- ・2台のOBC (データ処理 & 姿勢制御用)
- ・S帯CCSDS方式の通信によるテレメトリコマンド運用
- ・X帯CCSDS方式の通信によるミッションデータダウンリンク
- ・太陽センサ, スターセンサ, 地磁気センサ, FOG, GPSRと, 4台のRW, 3つのMTQによる3軸姿勢制御
- ・H2O2によるコールドガスジェット (デオービット用)
- ・30%効率三接合太陽電池セルおよびリチウムイオン2次電池による28V非安定バス電源



UNIFORM-1
として発展
打上げ
2014/05/14

ほどよしプログラム サブテーマにおける 要素技術研究との連携

- ・ほどよしSDK
- ・姿勢制御シミュレーション
- ・複合材料, 軽量構造
- ・展開機構
- ・地上試験, 評価手法

ほどよしプログラムにおける コンポーネント開発との連携 ほどよし1号機, 2号機でも 採用されているコンポーネントの活用

- ・姿勢センサ
- ・アクチュエータ
- ・アンテナ
- ・コールドガスジェット
- ・X帯通信

発展
・
拡張

ほどよし3・4号機の開発概要

ほどよし3・4号機の2機同時打ち上げによるミッション

- ・ロシアDneprによる打ち上げを想定, 軌道高度600-650km程度の太陽同期軌道
- ・ミッション期間 ノミナル2年間
- ・共通のバスを持ち, 異種のミッション機器から構成される衛星2台を, 同一の軌道に投入して, 各種地球観測, 軌道上工学実験, フォーメーションフライト実験を行う



ほどよし3号機 (Hodoyoshi-3)

- ・60kg級, 50 × 50 × 65cm程度に収まる包絡域
- ・ミッション機器を構造基本エリア内に**加えて**
構造上部ミッションエリアに搭載可能
- ◆ 搭載されるミッション機器
 - ・地上分解能50-200m級光学センサ
 - ・地上信号受信装置 UHF受信機+アンテナ (Store & Forward)
 - ・機器搭載スペース (Hosted Payload) 10cm立方, 500g × 3
 - ・新規技術実証スペース 10cm立方程度



ほどよし4号機 (Hodoyoshi-4)

- ・60 - 70kg級, 50 × 50 × 80cm程度に収まる包絡域
- ・ミッション機器を構造基本エリア内に**加えて**
構造上部ミッションエリアに搭載可能
- ◆ 搭載されるミッション機器
 - ・地上分解能5m級光学センサ
 - ・地上信号受信装置 UHF受信機+アンテナ (Store & Forward)
 - ・機器搭載スペース (Hosted Payload) 10cm立方, 500g × 4
 - ・イオンエンジン (H2O2コールドガスジェットから置き換え)
 - ・X帯高速通信実験 (ミッションデータダウンリンクに機能追加)

ほどよし3・4号機 主要諸元 [基本情報/軌道]

衛星	ほどよし3号機	ほどよし4号機
寸法	ロケット搭載時: 0.5 × 0.5 × H0.7m 軌道上パドル展開後パドル間長さ: 1.4m	ロケット搭載時: 0.5 × 0.6 × H0.8m 軌道上パドル展開後パドル間長さ: 1.4m
重量	56kg (推進剤H2O2重量含む)	64kg (推進剤Xeガス重量含む)
軌道投入日時	2014/06/20(金) 04:27:05.302(JST)	2014/06/20(金) 04:27:03.801(JST)
衛星番号	40015	40011
国際標章	2014-033-F	2014-033-B
運用軌道	太陽同期軌道, 地方時10:30 (LTAN) 離心率 0.0037674 傾斜角 97.969deg 高度 612km(日陰側) × 665km(日照側) 周期 97.48min 公転 14.77 周/day	太陽同期軌道, 地方時10:30 (LTAN) 離心率 0.0027148 傾斜角 97.969deg 高度 612km(日陰側) × 650km(日照側) 周期 97.32min 公転 14.79 周/day
軌道制御	H2O2スラスタ (首都大・佐原研) (兼 軌道上実証目的)	イオンエンジン (東大・小泉研) (兼 軌道上実証目的)

ほどよし3・4号機 主要諸元 [ミッション機器]

衛星	ほどよし3号機	ほどよし4号機
地球観測 ミッション	地球観測カメラ (東大, 理科大/木村研) <ul style="list-style-type: none"> ・低分解能カメラ LCAM (GSD240m) ・中分解能カメラ MCAM (GSD40m) サブ観測カメラ <ul style="list-style-type: none"> ・小型ワイドアングルカメラ(理科大/木村研) +ジンバル駆動機構(東大) 	地球観測カメラ <ul style="list-style-type: none"> ・高分解能 HCAM (GSD約7~10m) (東大, NESTRA, ほか) サブ観測カメラ <ul style="list-style-type: none"> ・超広角カメラSRSU-LCAM (東大, 理科大/木村研) ・小型ワイドアングルカメラ(理科大/木村研)
アウトリーチ エンターテイメント	機器搭載スペース 10cm角BOX × 3 (東大/NESTRAおよび応募企業)	機器搭載スペース 10cm角BOX × 4 (東大/NESTRAおよび応募企業)
付帯 ミッション	技術実証モジュール <ul style="list-style-type: none"> ・新規OBC実証 (理科大/木村研) ・PLC実験 (理科大/木村研) ・新規超小型カメラ実証 (理科大/木村研) ・新規電池実証 (東大, 慶応大, ISAS, 関西大) 	帯電計測器 (九工大/趙研) 蓄熱材 (北大/戸谷研, 名古屋大/長野研) 電波透過OSR (ISAS/太刀川研)
通信ミッション Down側	N/A	X帯高速通信 (100 Mbps級) (ISAS/斎藤研, ほか)
通信ミッション Up側 地上信号受信	Store & Forward (UHF受信システム) (東大, NESTRA, ISAS)	

ほどよし3・4号機 主要諸元 [バス・サブシステム]

衛星名	ほどよし3号機	ほどよし4号機
熱構造・機構	<ul style="list-style-type: none"> ・主構造, MLI&熱計装, 構造解析・熱解析 (NESTRA, ほか) ・軽量複合材料 (九工大/奥山研), パドル保持展開機構 (日大/宮崎研) 	
姿勢制御	<p>C= Coarse(粗), F=Fine (精)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・無制御(姿勢系OFF) (NoControl) ⇔ ・姿勢データ収集(AttitudeLog) ⇔ ・太陽指向スピン (SpinSUN) ⇔ ・太陽指向三軸 (C-SUN) ⇔ ・地球指向三軸 (C-EARTH, F-EARTH) <p>ゼロモーメントム方式の姿勢制御 → 運用実績: 三軸モードで制御精度±0.5 deg</p> <p>センサ: GPS受信機(GPSR), 地磁気センサ(GAS), 光ファイバージャイロ(FOG), 太陽センサ(NSAS), スターセンサ(STT)</p> <p>アクチュエータ: 磁気トルカ(MTQ), リアクションホイール (RW)</p>	
電力	<p>展開パドル2翼+ホディイマウント5面</p> <p>発生電力: 130W(最大)</p> <p>消費電力: 50W (観測時定常平均) → 運用実績 最大電力145W(太陽正対), 消費電力 40-70W、電力収支安定</p> <p>28V非安定バス, 一部安定5V供給可</p> <p>太陽電池セル: GaInP2/GaSa/Ge三接合(効率30%)</p> <p>二次電池: Li-Ionバッテリー (2並8直)</p> <p>電源制御ユニット, 電力分配ユニット: PICを用いたシンプル・低電力 & MPPT制御可能モジュール (東大, ほか)</p>	
通信	<p>テレメトリコマンド: S-band, CCSDS (NESTRA, ほか)</p> <p>ミッションデータ: X-band ※H4では, 100 Mbps級実験も実施 (ISAS/斎藤研, ほか)</p>	
CDH	<p>SOI-SOC (Silicon on Insulator - System on Chip)技術による放射線耐性の高いOBC (東京理科大/木村研)</p> <p>ほどよしSDK (東京理科大/木村研) + 再利用性の高いアプリケーションソフト(東大/中須賀研)</p>	

ほどよし衛星3・4号機の研究開発の背景・目的

- ほどよし衛星3・4号機の研究開発では
 - 「ほどよし思想」と「コンテキスト数の低減」を前提に
 - 「衛星が軌道上で永久的に機能を喪失してしまう状況」を
 - どのように低減することができるかという問題を
 - 「再利用性」「再トライ」という点をキーワードに
 - 設計プロセス
 - 設計結果のサブシステム構成・アーキテクチャ
 - コンポーネント
 - 軌道上運用計画
 - のそれぞれのポイントで考慮し, 追求した

「『死なない』衛星をいかに作るか？」という問題提起

- 「衛星の死」の定義
→ 『衛星が軌道上で取得したデータが
地上で確認できない状態に継続的に陥ること』
- 「健全」な状態：永久的に機能が喪失されない状態
- 「**仮死状態**」：地上コマンドなどによってリセット可能で衛星システムが一時的にハングアップしている状態
→ 「**健全**」な状態へ復旧可能な状態である

『転ばない衛星』ではなく、『転んでも、起き上がれる衛星』を目指すこと → ほどよし3・4号機

「リセット許容」のコンテキストに対してのアプローチ

- 「リセットを許容する」「再トライを許容する」を前提とする方針の場合、
 - ①通信系の確実な動作
(受信機の確実な動作, 衛星内の状況のダウンリンクの確実化)
 - ②OBC (On-Board Computer)のハングアップが発生してもリセットによる復旧が可能であること
 - ③電源系のロバスト性を可能な限り高くすること
(太陽電池電力の確保・バッテリー電力の維持)の3点の作り込みがカギ
- 姿勢制御系や熱制御系については、打ち上げ前に実施しておくべきI/Fチェックや地上試験・検証は、必要な最小限の項目を実施する
- 軌道上でのパラメータ変更や再トライを繰り返して目標へ到達する
→ この仕組みをあらかじめ考えておけば、
地上検証にて厳密に作り込むタスク量を低減できる
= 『コンテキスト数の低減』を実現することが可能

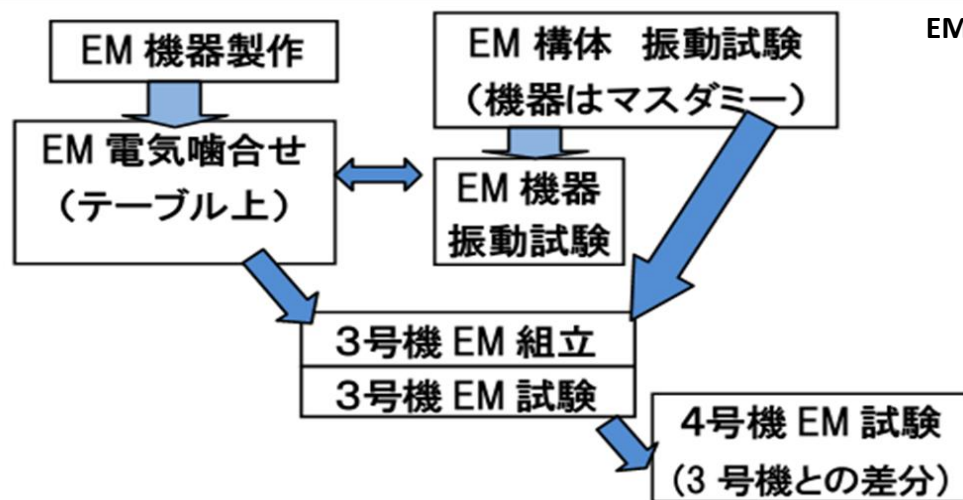
ほどよし3・4号機プロジェクト

システム設計 システムの特徴の紹介

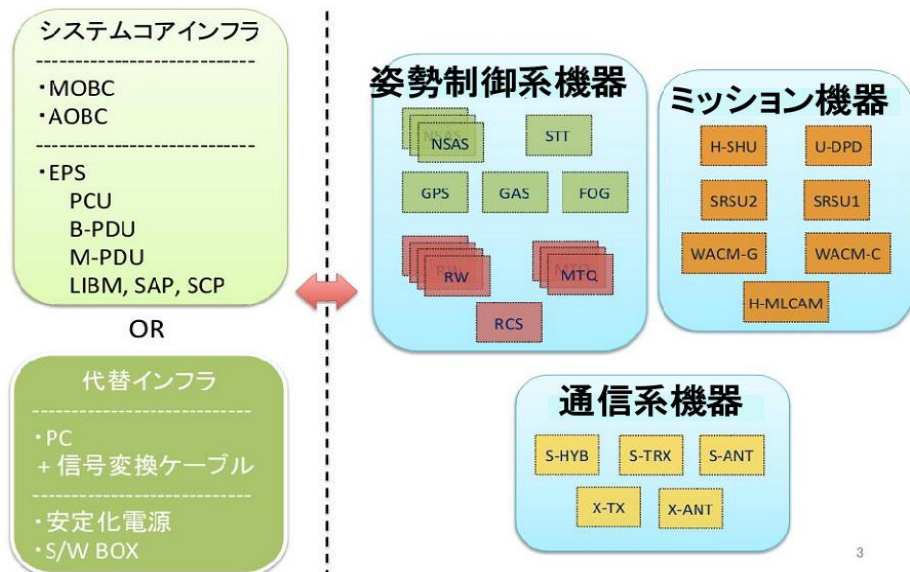
ほどよし3号機・4号機システム設計要求 (主要項目抜粋)

重量	
包絡域	
剛性要求	
ロケットI/F 振動・衝撃要求	
姿勢制御	
電力確保	
ミッション期間	
システム安全	

ほどよし3号機・4号機共通EMの開発フロー



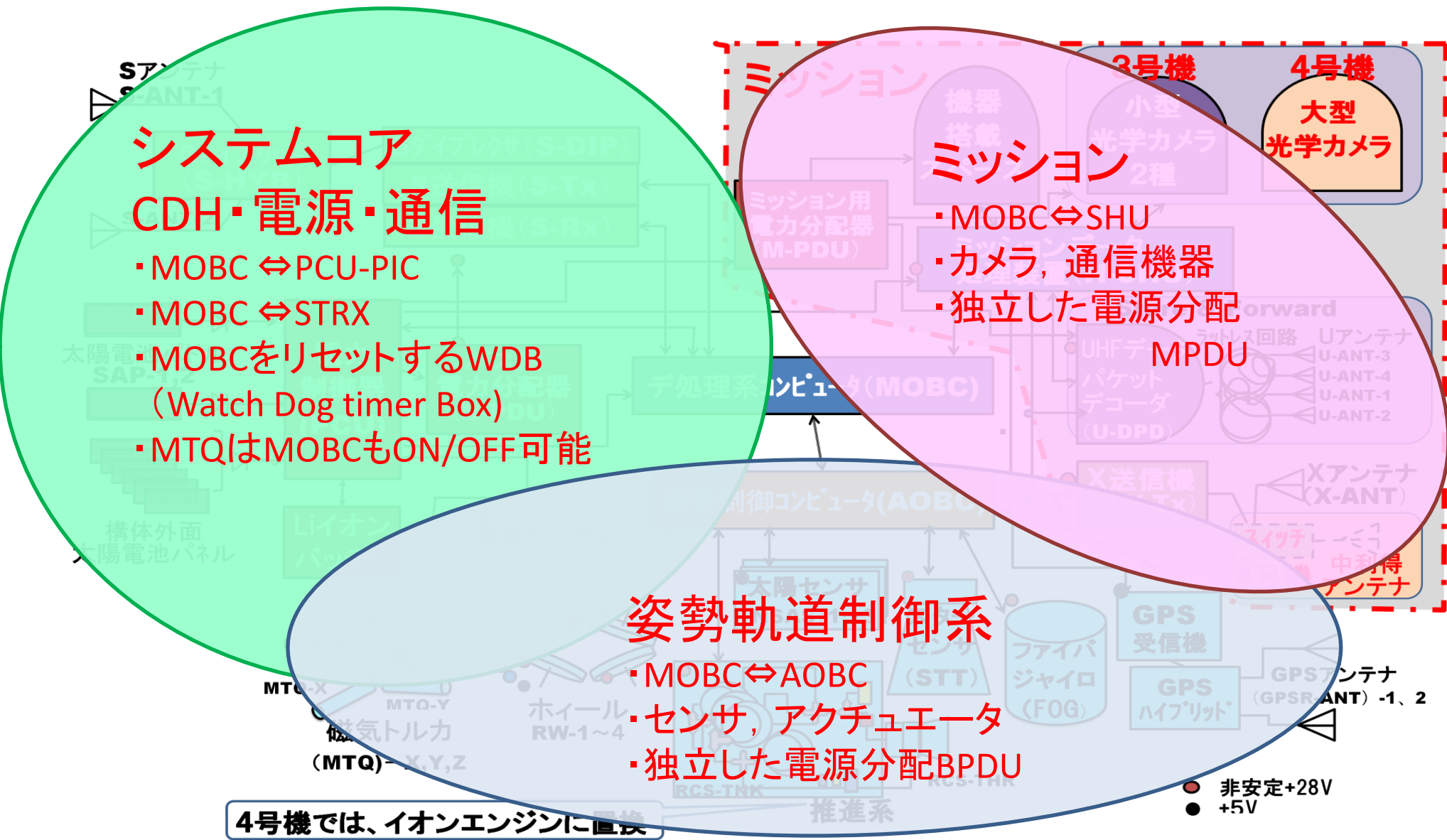
EMシステム電気試験@東京大学工学部7号館(2012年9月末-11月上旬)



3

EM振動試験・熱真空試験 @九州工業大 (2012年11月10-22日)

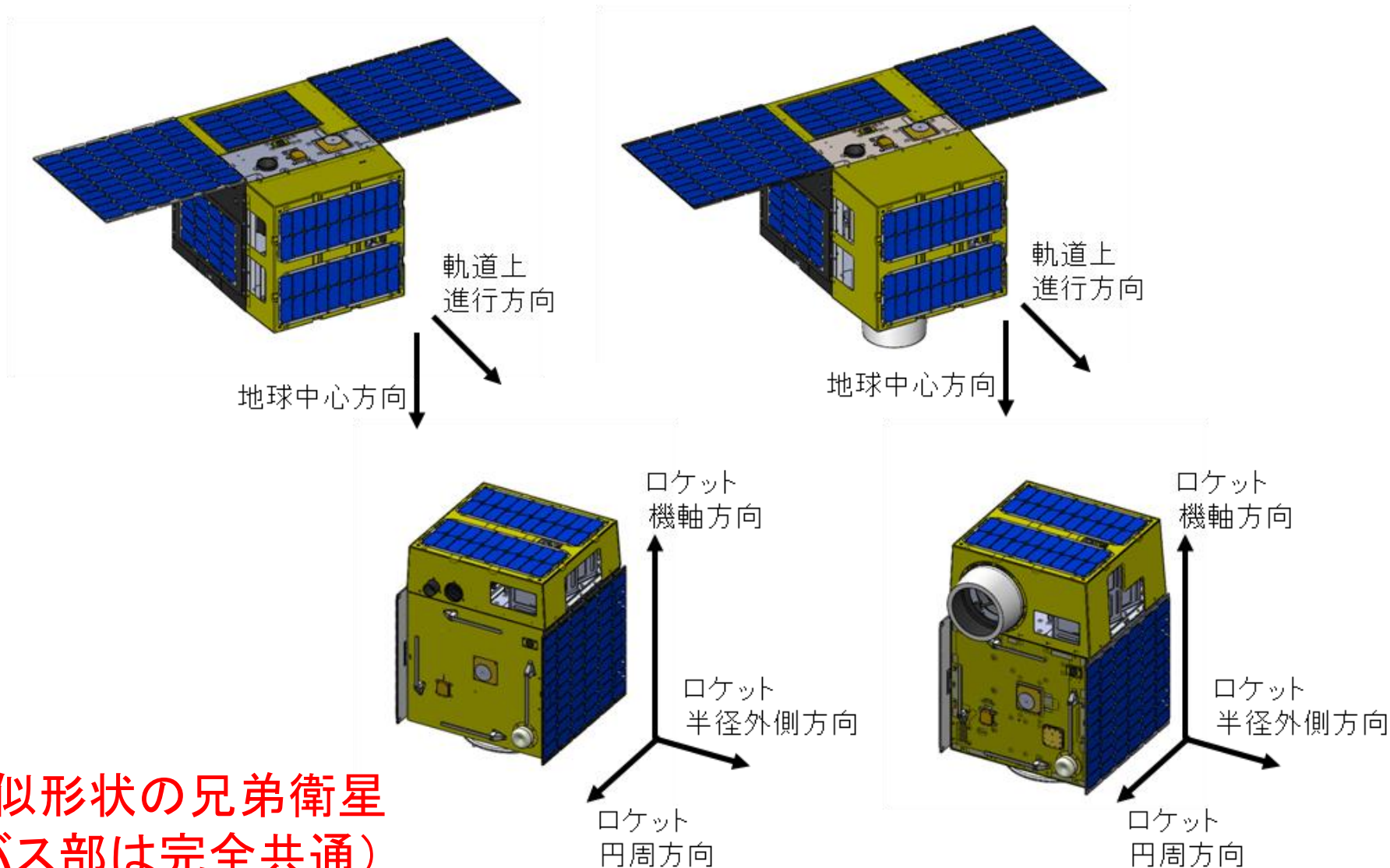
ほどよし3号機・4号機システムブロック図



ほどよし3号機・4号機システムの主構造構成と機器配置

上部拡張領域には,
最大で42×42×20cm, 12-15kg程度の
ミッション機器を搭載可能と想定

ほどよし3号機・4号機コンフィグレーション



類似形状の兄弟衛星
(バス部は完全共通)

ほどよし3・4号機プロジェクト

サブシステム設計 コンポーネント設計

事例「電源系」

電源系(EPS, Electric Power Subsystem)の機能定義

1. 日照期間中に衛星に適切な電力を供給できること
 - 太陽電池を用いて発生する電力を日照期間中の主な電力供給源とすること
 - ミッション成立に十分な電力を確保するために必要な面積を考慮すること
2. 日陰期間中に衛星に適切な電力を供給できること
 - 2次電池を搭載し、日照期間中に充電した電力を日陰期間中も用いることができるようにすること
 - 日照期間中に電力が不足する場合に十分な補助的電力供給源となること
3. 電源コンポーネントとOBCの適切なシステム構成、および、エネルギーソースの適切な管理と制御によって、ミッション期間中に電力供給機能が永久的に喪失されないようにすること(但し、搭載機器が衛星運用にクリティカルでない局面での電源の瞬断は許容するものとする)
4. 衛星内部機器のON/OFF制御、電圧・電流・温度モニタ機能、過電流検出時の電源供給遮断機能および遮断状態からの復帰機能を有すること
5. OBC経由で、適切なテレメトリ/コマンドを地上局でモニタ/制御できること
6. システム安全の観点から、ロケット打ち上げ中、および射場作業期間中において、衛星内部機器の予期せぬ動作を防ぐため、エネルギーソース(太陽電池・2次電池)から衛星内部機器を適切なインヒビットのコンセプトにおいて、遮断できる機能を有すること

“死なない”電源系実現のための具体的な方策(1/2)

• 太陽電池の面積確保

- 姿勢制御機能喪失時にも、発生電力を確保できるように、全ての面に基本ストリングを最低でも1直列分は貼りつける (熱制御の観点からは問題にならないことは、熱制御チームへ確認済み)
- 実現の焦点は、太陽電池セルの追加分のコストと重量増加

• バッテリーの適切な管理と運用方法

- 基本構成として、8直列×2並列とする
- 基本思想は、バッテリーユニットの単セルが永久故障することの予防の徹底
→ SOCを100%とせず、90-95%での運用も考慮するUVC/OVC, 温度管理
- UVCを下回った“Dead Battery”状態からの回復充電策を有すること

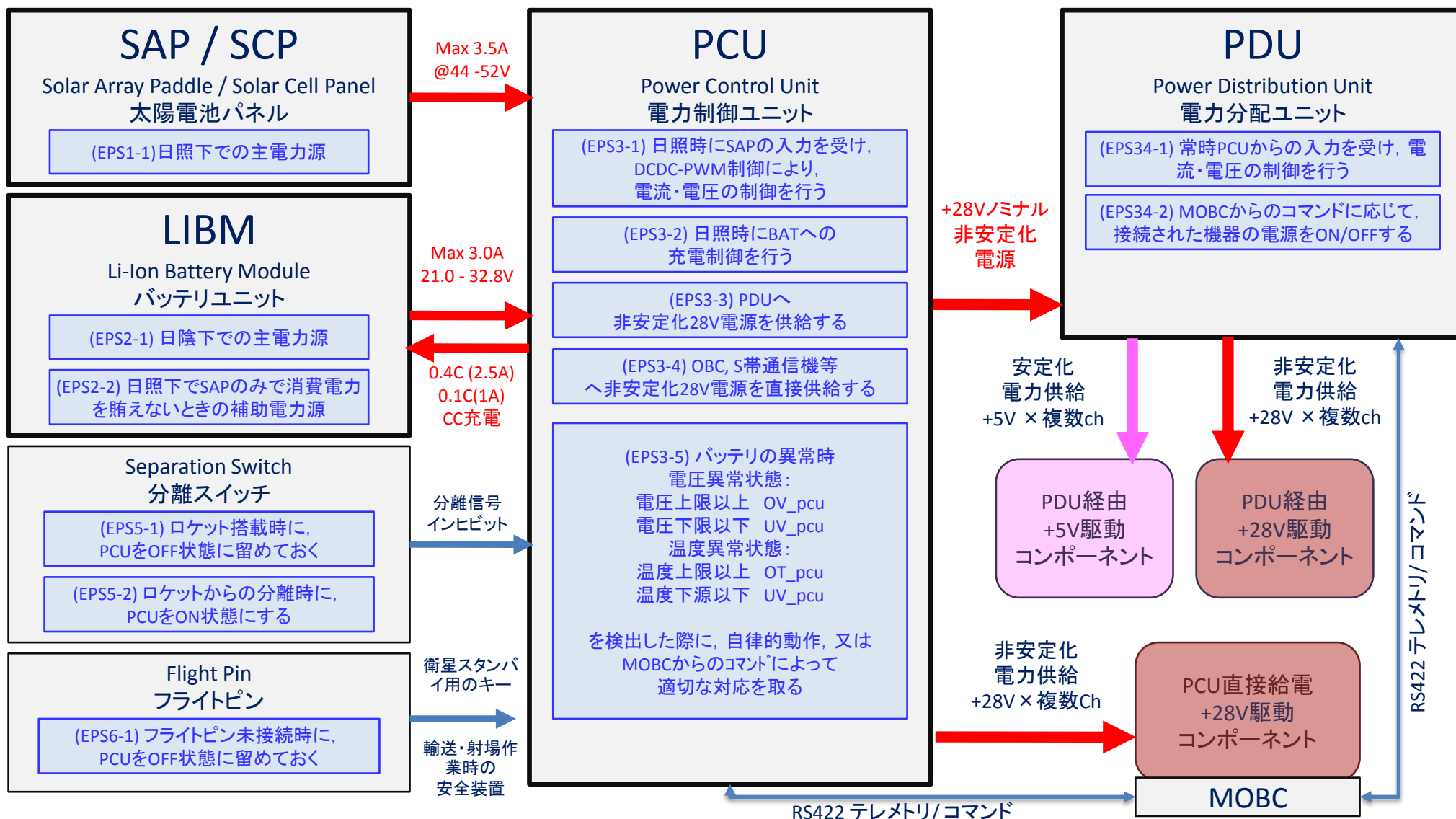
→とにかく、太陽電池とバッテリーの構成&運用方法検討には、地上検証・試験で十分な考慮と時間をかける方針とした

死なない”電源系実現のための具体的な方策(1/2)

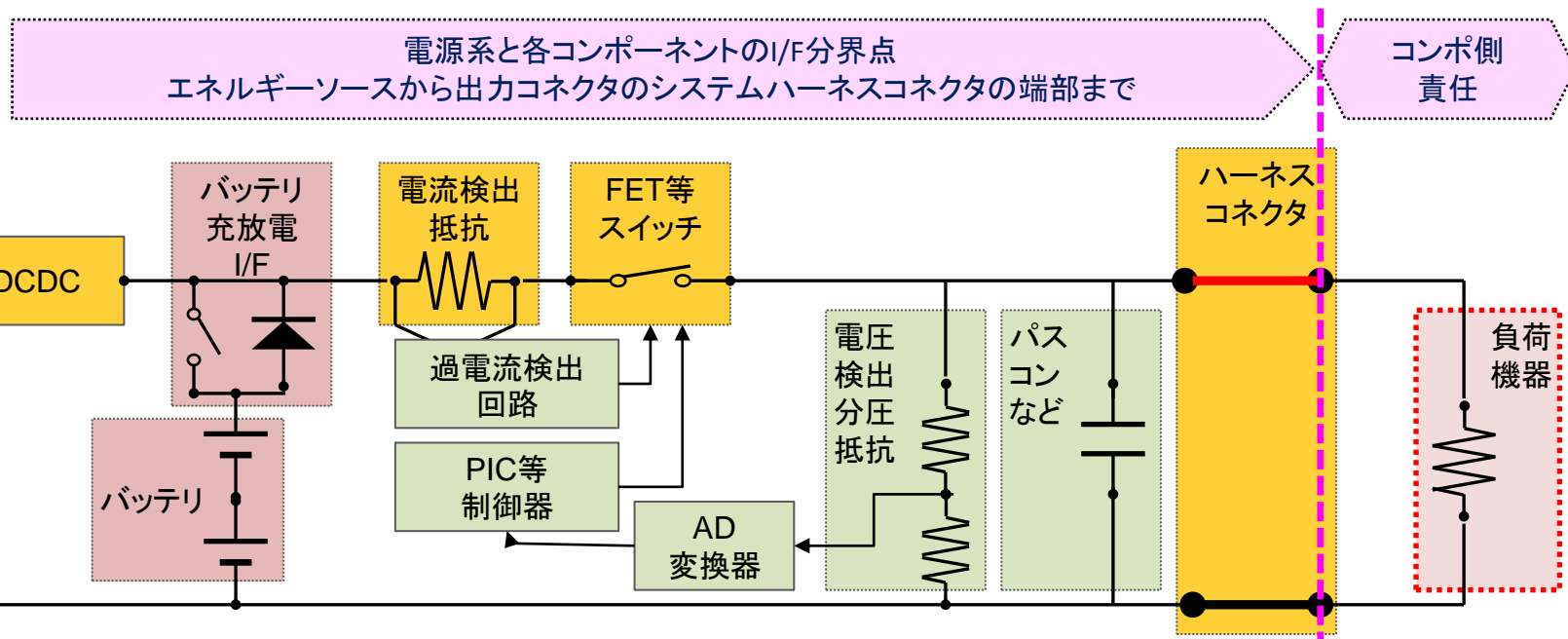
• 電源制御機器内部の制御方法

- 太陽電池電力制御機能, 負荷側機器過電流検出機能+リセット機能は, PCUやPDU内部のCPU(PICのような簡単なものから, FPGAまでを想定する)がハングアップしたとしても, アナログ回路的に機能するようにする
- 電源制御機器の設計・製造の方針 (考えるときの優先順位)
 - ① シンプルな構成であるが, エネルギーソースから負荷入力端までの経路にシングルポイントがなく, 確実なON/OFF動作を取れること
 - ② 低消費電力のデバイス, 回路構成を選定し, 電源系でのエネルギーロスを少なくすること
 - ③ 電源制御機器のPCU (orそれに相当する制御部)はパワーオンリセットによる復帰ができること
 - ④ 不具合時復旧機能, 冗長構成の追求・精査
 - ⑤ 電力変換効率の追求
 - ⑥ 自動化・自律化などのアドバンスド機能

電源系アーキテクチャの全体ブロック図



電源系アーキテクチャ構成要素をシンプル化した概念図



	要素名	故障モード	
		オープンモード	ショートモード
エネルギーソースから負荷までの間に直列に入る要素	ダイオード, DCDC 電流検出抵抗, スイッチ(FET) ハーネス, コネクタ	電流経路が断絶されるため、そこ以降の負荷機器が動作を停止する	電流をOFFにすることができない
エネルギーソースから負荷までの間に並列に入る要素	過電流検出回路, 電圧計測用分圧抵抗 AD変換器, DA変換器など	その要素による機能が使用不能になる、もしくは計測範囲などの仕様に制限がかかる	不要な電流が流れることにより、消費電流が増加する。 以降の回路が使用不能になる

PICシングルイベント試験

(a) 照射チャンバーと供試体

(b) 計測系セットアップ状況

PICの耐放射線性確認のためのCf照射試験@京都大学原子炉実験所 (2012年9月4-7日)

電源系要素 & 通信系要素の中のいくつかのICをターゲットに事件を実施

→ フライトに使用する予定のICロットから実際の在庫品をコンポーネントメーカーから提供して頂き、試験機版を作成して、試験・評価を実施した

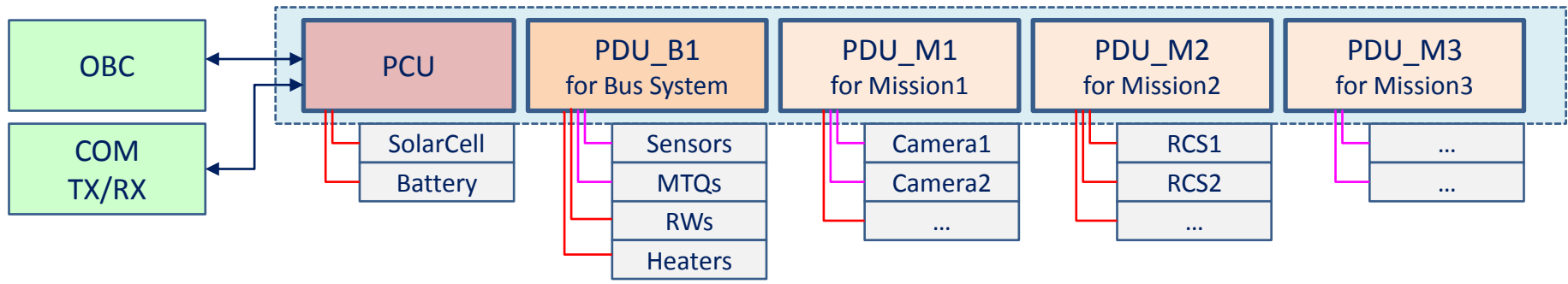
Cf照射試験におけるラッチアップに関する比較

		16F877	16F877A	16F887
供試体寸法		6.6 × 6.6 mm	4.6 × 6.6 mm	3.9 × 3.9 mm
試験装置 データ	フラックス [ion/cm ² /s]	200	180	200
	フルーエンス [ion/cm ²]	7.20 × 10 ⁵	3.24 × 10 ⁵	1.20 × 10 ⁵
	LET [MeV/mg/cm ²]	43	43	43
感応断面積	ラッチアップ発生断面積 [mm]	2.8 × 10 ⁻⁶	8.0 × 10 ⁻⁵	8.3 × 10 ⁻⁵
試験概要	終了条件	破損せずに 試験終了	破損により 試験終了	破損前に 試験終了
	累積照射時間	3600 sec	1800 sec	600 sec
ラッチアップ に関する情報	ラッチアップ発生回数	2回	29回	10回
	定常電流値	17 mA	17 mA	17 mA
	ラッチアップでの ピーク電流値	360 mA	650mA	150 mA
試験後の状態	通信	○	×	○
	メモリへのアクセス	○	×	○
	書込み	○	×	○

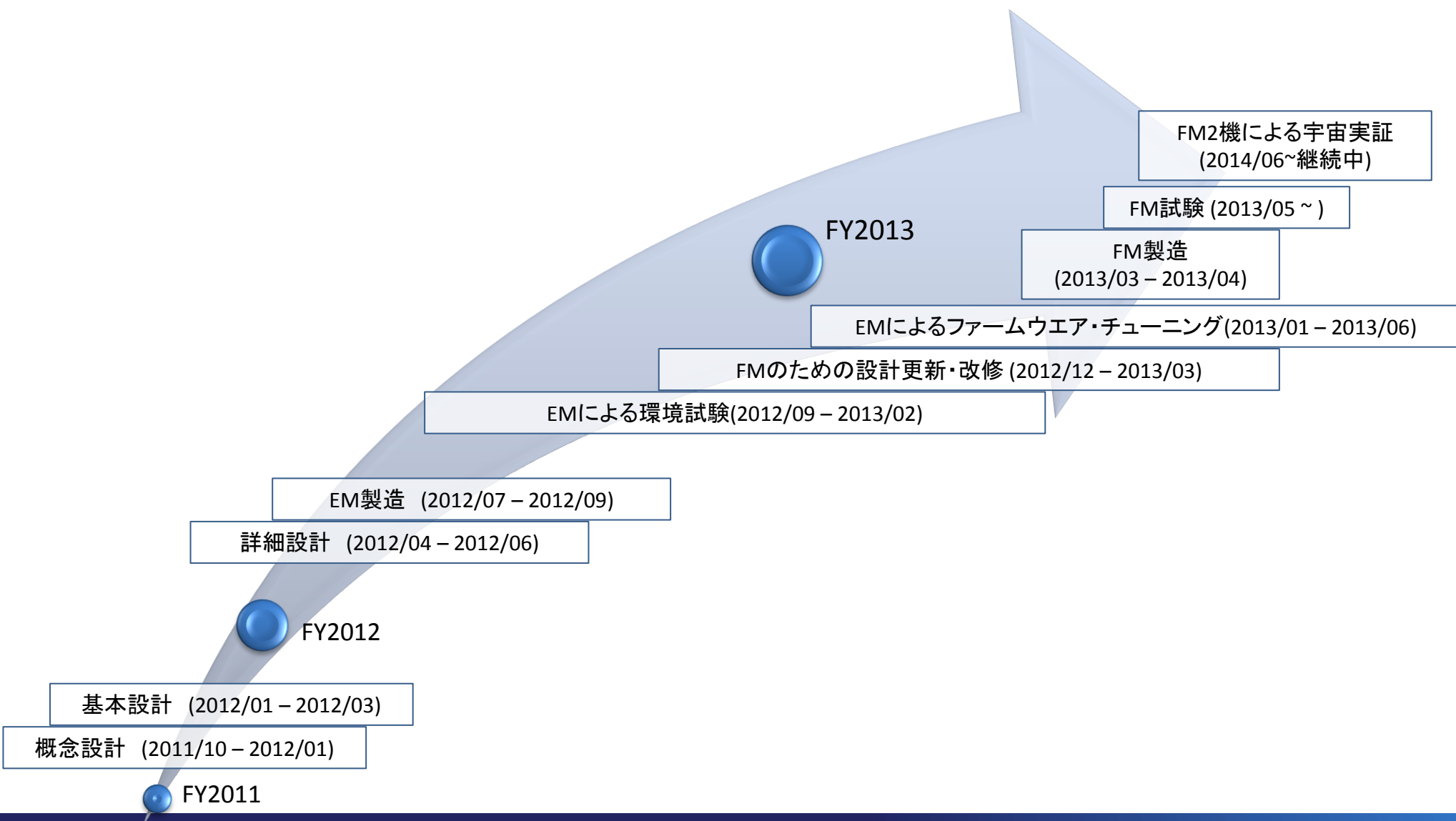
内部デジタル回路とMOBC間通信の冗長構成

電力制御ユニットPCU / 電力分配ユニット PDU 開発概要

- 東京大学超小型衛星センター・次世代宇宙システム技術研究組合・宇宙開発合同会社AstreX社による共同開発
- 400~800kmの低軌道周回の30-100kg級衛星への搭載を想定した，28V非安定バス電源仕様
- ほどよし信頼性工学の考え方にに基づき，MOBC (Main On-Board Computer)や通信系の送受信機との間にリセット信号I/Fを設け，MOBCからのコマンドや地上コマンドによって電源リセットによる復旧が可能なシステムを実現
- 電力制御のためのPCU (Power Control Unit)と電力分配のためのPDU (Power Distribution Unit)を別々のハードウェアとし，ユーザの利用形態によって，統合したモジュールにすることも，分割した各モジュール毎に衛星に搭載することも可能
- 複数種のモジュールを組み合わせることで衛星ミッションのバリエーションに応じた電源系アーキテクチャに対応
- MOBCからのテレメトリ/コマンド用のRS422-UART通信ラインを2系統，TTLリセット信号入出力I/Fを複数有する



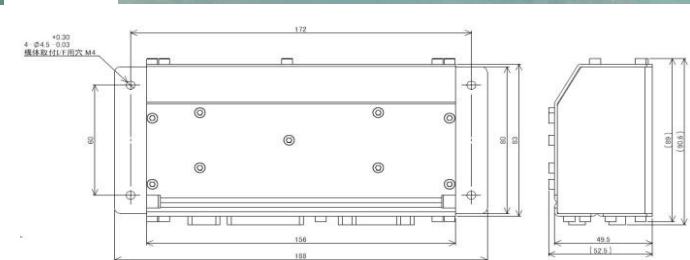
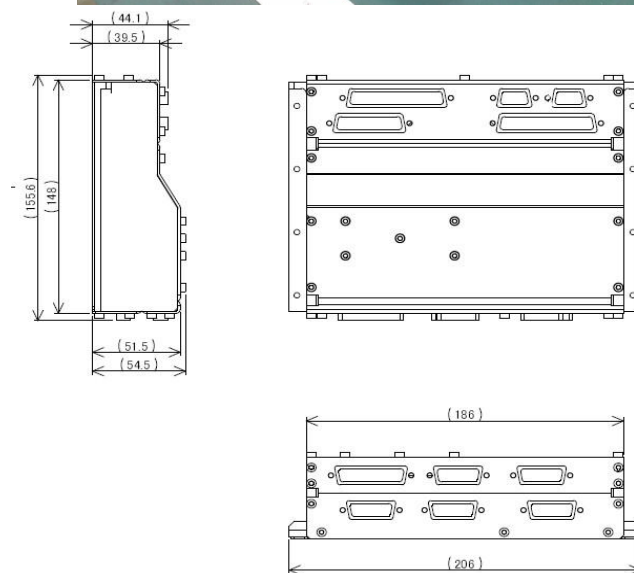
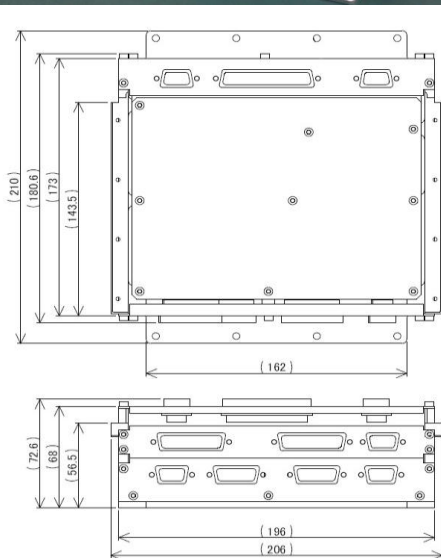
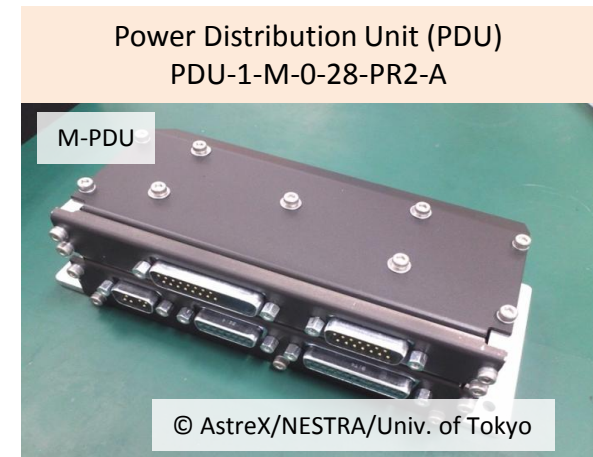
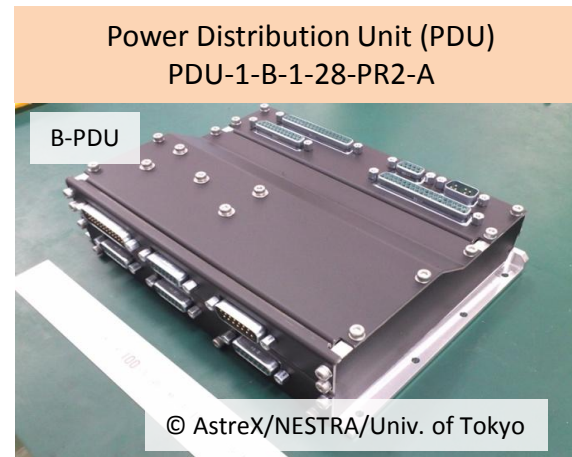
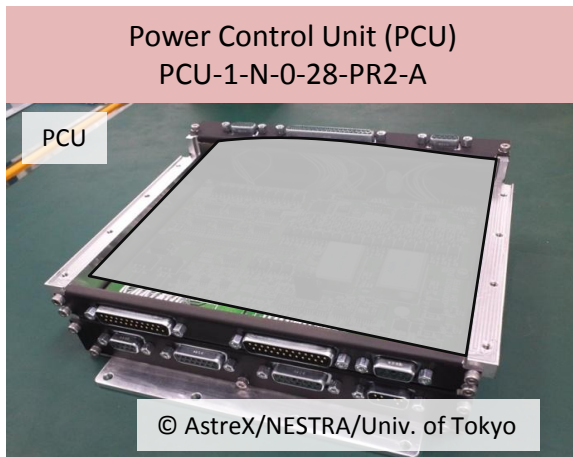
電力制御ユニットPCU / 電力分配ユニット PDUの開発事例



電力制御ユニットPCU / 電力分配ユニットPDU 主要緒元

Unit Name	超小型衛星電源制御ユニット	超小型衛星電源分配ユニット (基本モジュール)	超小型衛星電源分配ユニット (拡張モジュール)
	Power Control Unit (PCU)	Power Distribution Unit (PDU) [Hodosyohi-3,4では、B-PDUと呼称]	Power Distribution Unit (PDU) [Hodosyohi-3,4では、M-PDUと呼称]
P/N	PCU-1-N-0-28-PR2-A	PDU-1-B-1-28-PR2-A	PDU-1-M-0-28-PR2-A
Dimension	L210mm × W206mm × H73mm	L206mm × W148mm × H52mm	L188mm × W92mm × H53mm
Mass	1.5 kg	1.3 kg	0.7 kg
Power Input	From Solar Cell +44 ~ +55V, Max. 3.6A From Battery +22V ~ +33V, 2.9 ~ 6A	From PCU +24 ~ +33V, Max. 3.0A	From PCU +24 ~ +33V, Max. 2.0A
Power Output	+22V ~ +33V (Max. 4ch) for On-Board Computers, Telecommunications Units +24V ~ +33V (Max. 5ch) for General Purpose, PDU connection	+5V (Max. 10ch) for Attitude Sensors, Reaction Wheel Electronics, etc. +/- 5V (Max. 3ch) for Magnetic Toquers, etc. +24V ~ +33V (Max. 8ch) for Attitude Sensors, Reaction Wheel Drive, etc. +24V ~ +33V (Max. 7ch) for Heaters, Deployment Mechanism, etc.	+5V (Max. 3ch) for General Purpose +24V ~ +33V (Max. 5ch) for General Purpose
Signal I/F	RS422-UART (2ch) TTL-OUT (2ch) / TTL-IN (4ch)	RS422-UART (2ch) TTL-IN (2ch)	RS422-UART (2ch) TTL-IN (2ch)

電力制御ユニットPCU / 電力分配ユニットPDU EM外観

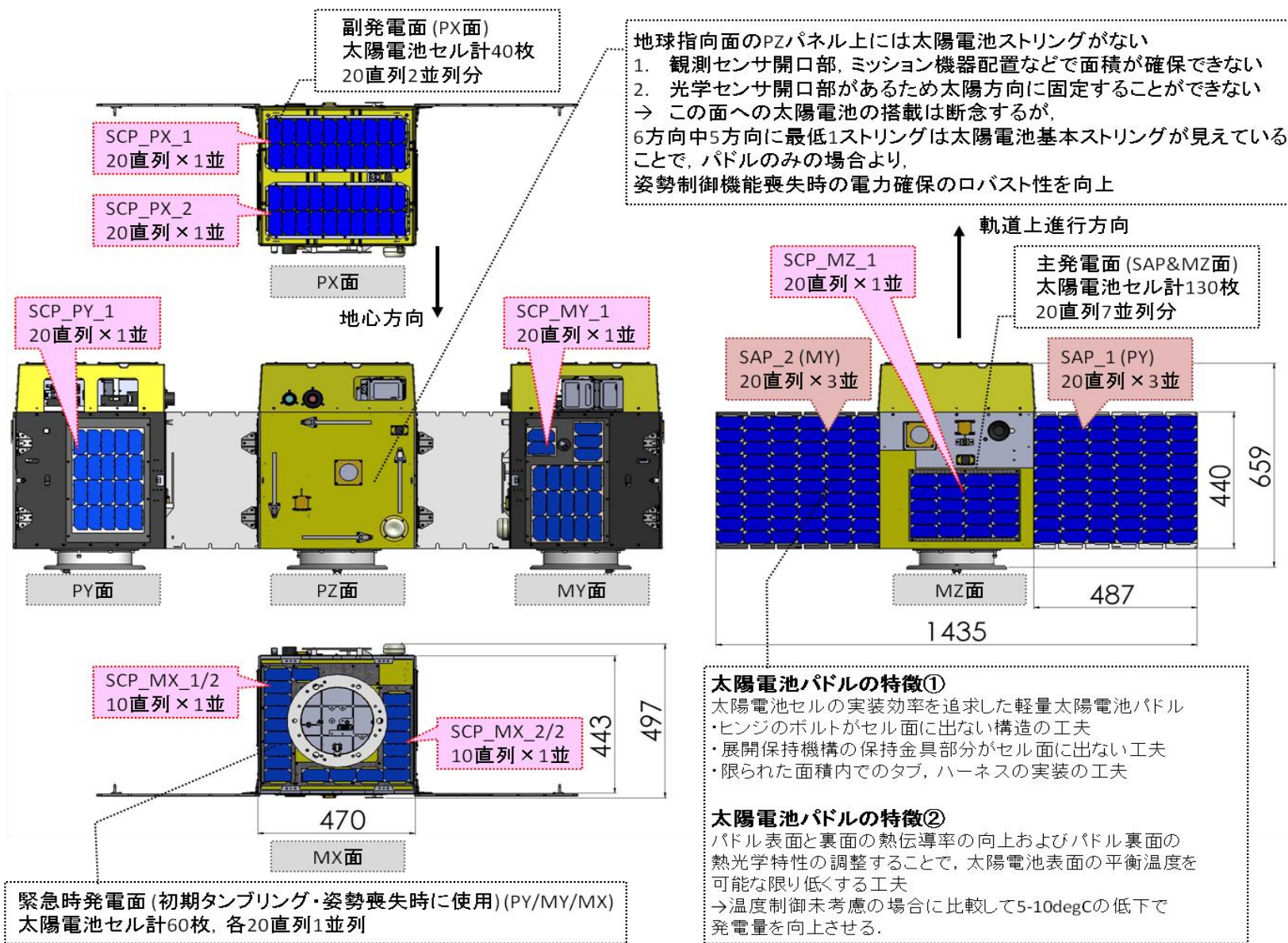


Hodoyoshi-3, 4では、PCU筐体の上にB-PDU筐体がマウントされることでPCU + B-PDUの一体型のハードウェアとして衛星に搭載される

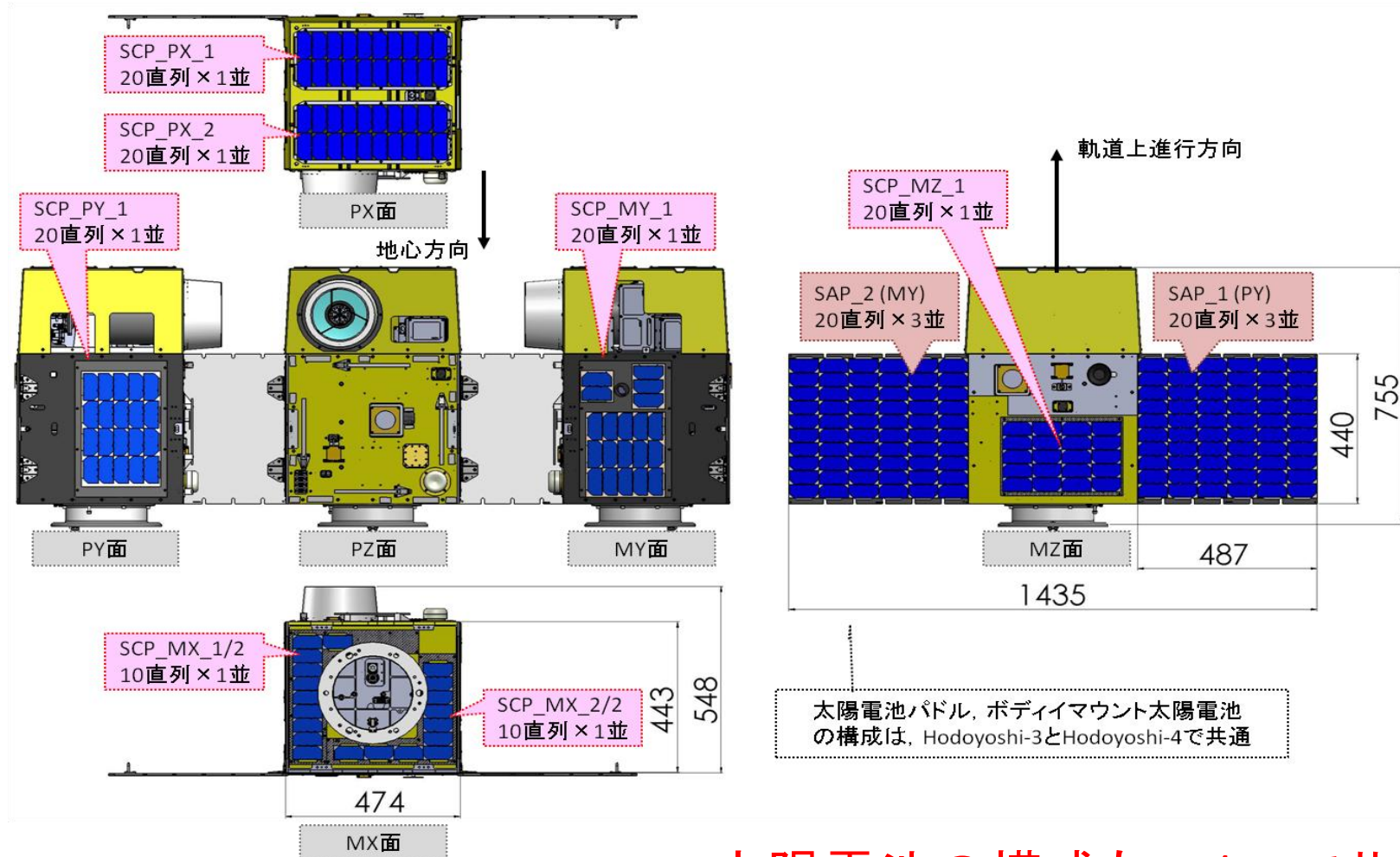
写真は、開発したPCU1種とPDU2種のEngineering Model (EM) [撮影:2012/10/05]

Hodoyoshi-3EMに組み込み
各種システム電気試験, 環境試験を実施
[2012/09 - 2013/02]

ほどよし3号機の太陽電池セルの搭載コンフィグレーション



ほどよし4号機の太陽電池セルの搭載コンフィグレーション



太陽電池の構成もH3/H4で共通

展開型太陽電池パネルの開発 ～実装効率の追求

太陽電池パドルのヒンジ機構と保持展開機構HRM (Hold & Release Mechanism)
→既存のものを選定して搭載することを前提に太陽電池パドル設計の機械的制約条件を決めるのではなく、**小型軽量かつ充填効率の高い太陽電池パドルを実現するために定義されたコンフィグレーション条件を満足するように新規に設計した要素**
→ヒンジ機構と保持展開機構HRMも含めて太陽電池パドルの設計を検討することで、**充填効率の高い太陽電池パドルの実現に至った**

FMボディイマウント太陽電池セル (SCP-PX/MX/PY/MY/MZ)

ボディマウント用太陽電池パネルSCP (SolarCell Panel)

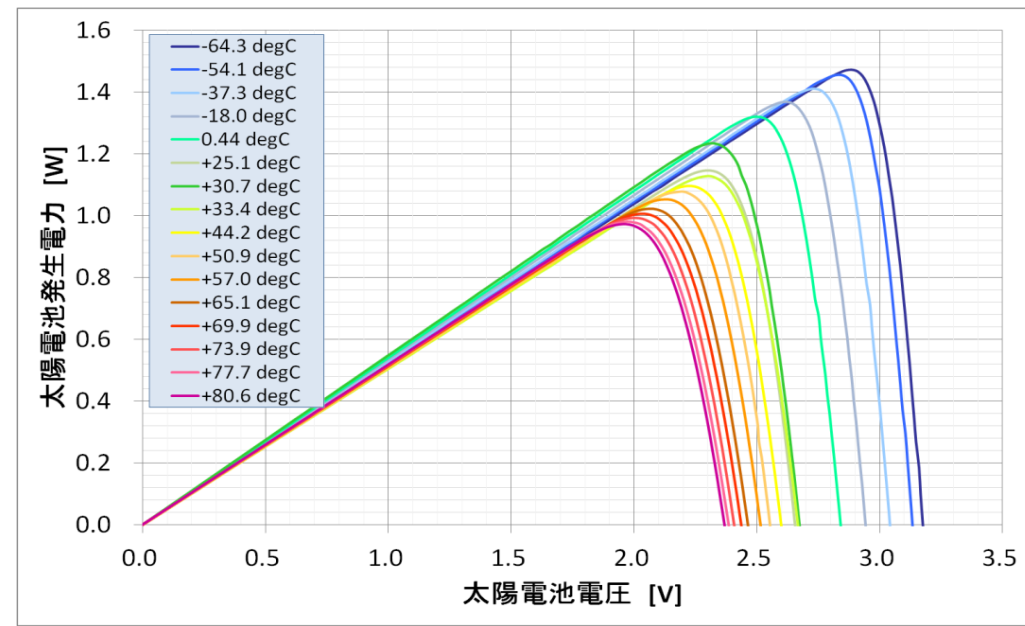
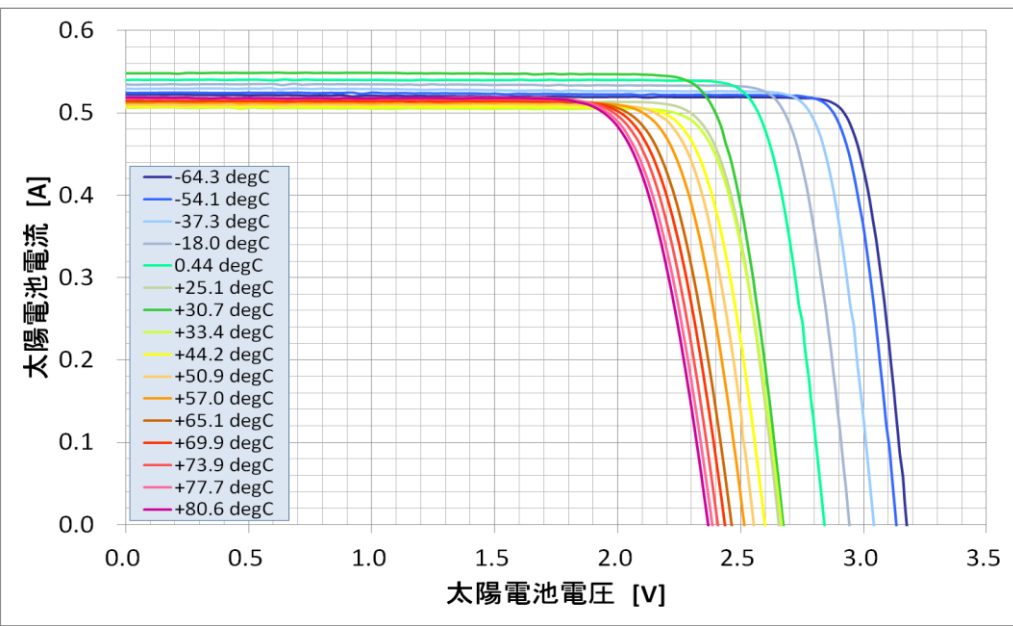
→板厚3mm程度のCFRP板上に太陽電池セルを実装したものを準備

→これをボルト(M4×6-8程度)で構造の各面に取りつけることで、太陽電池カバー率の効率追求

→H3/H4では地球指向面(PZ)にはアンテナ配置要素多数などの理由で配置しなかったが、

立方体6面に対し5方向がカバーされているので、姿勢喪失に対する安全マージンは高くキープ

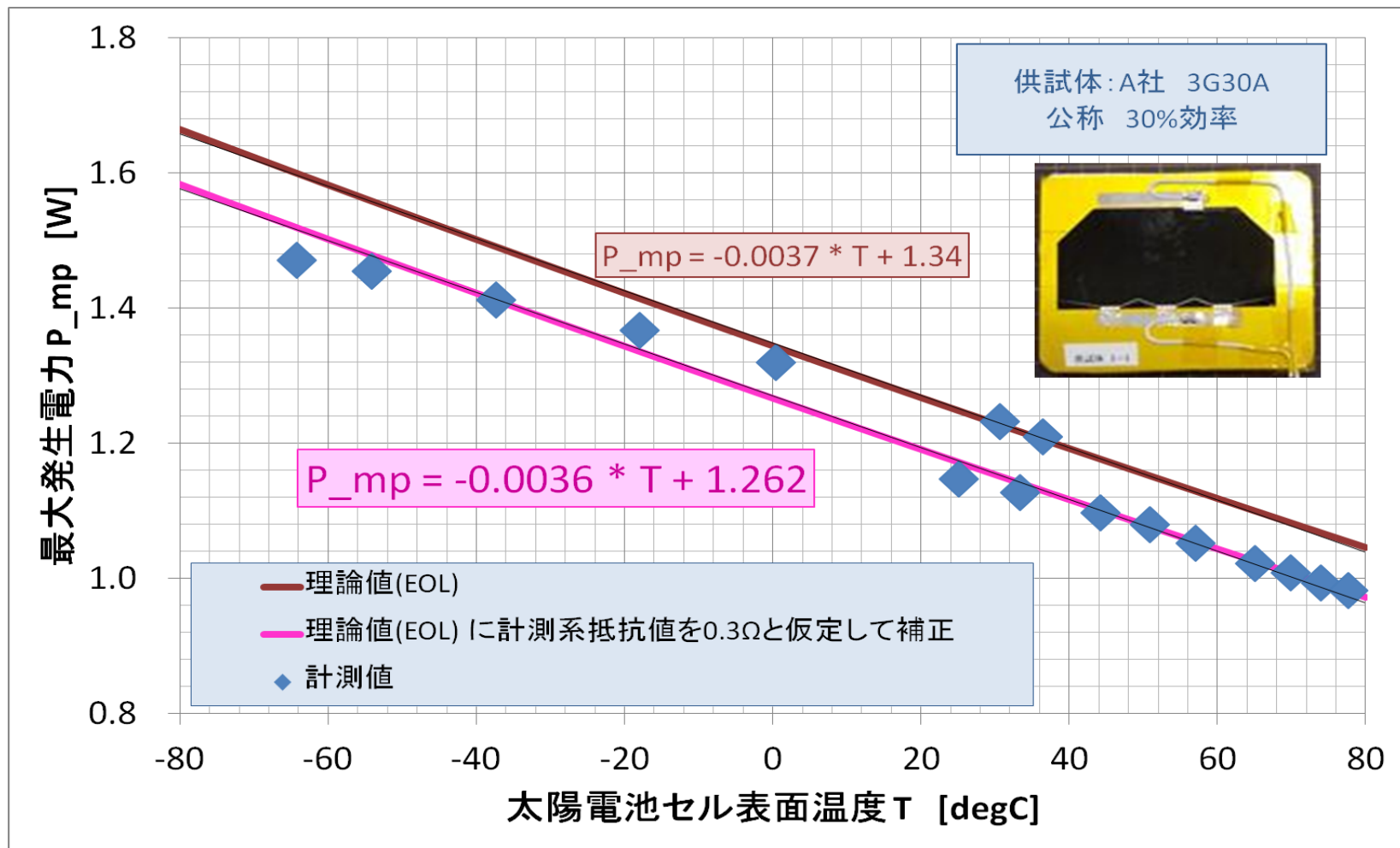
太陽電池セル1枚の照射試験実測データ (A社三接合30%セル)



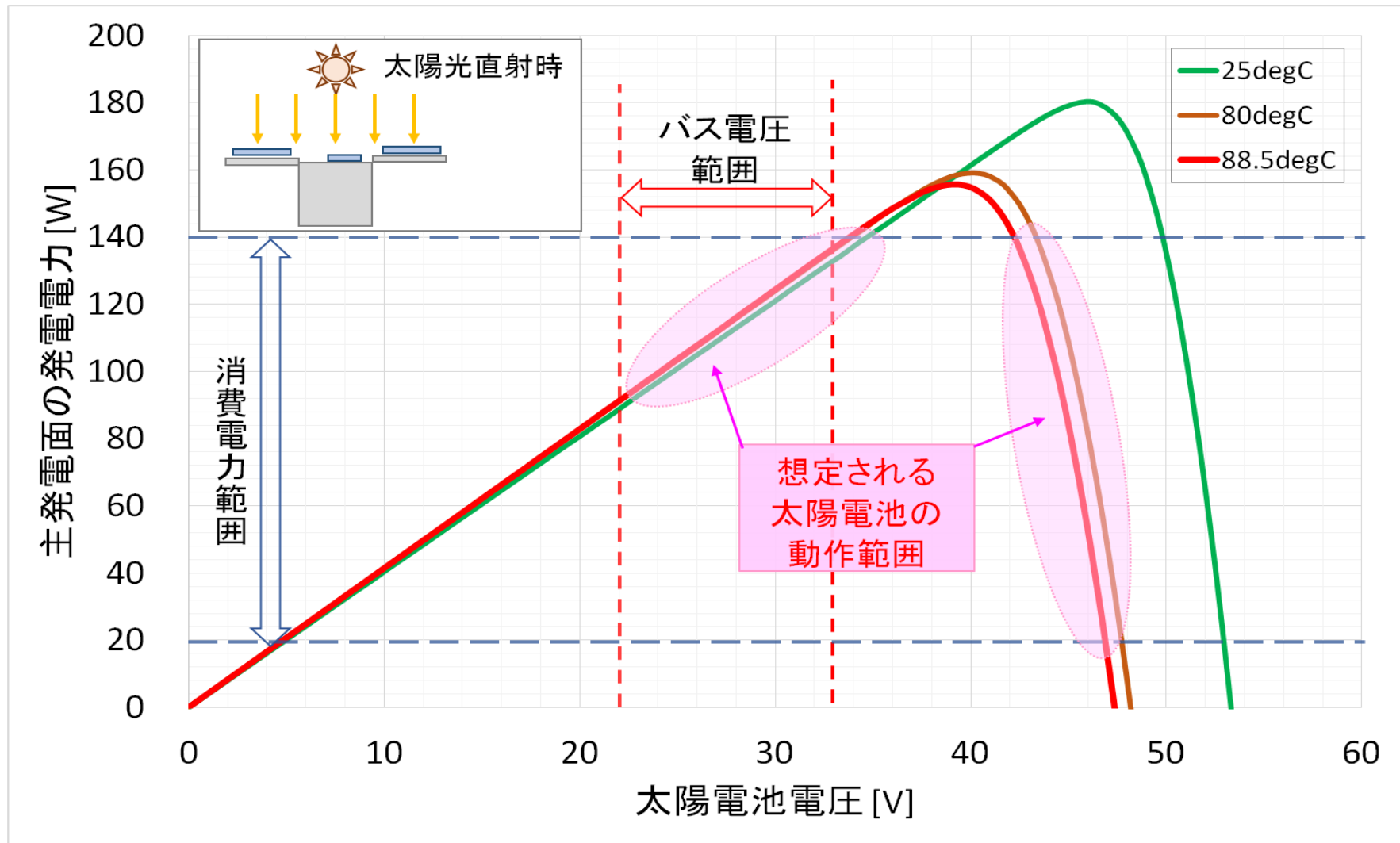
- ・GalnP2/GaSa/Geの三接合CICタイプ (カバーガラス、バイパスダイオード、タブ実装品)
- ・サイズ80×40mm、重量2.6g
- ・予定高度600km太陽同期軌道における2年後の最悪条件での予測劣化係数 V_{mp} , I_{mp} ともにおよそ0.95程度 (5%程度の劣化)

2012年05月にJAXA筑波宇宙センター・電源グループの太陽光模擬光源装置(Xeランプ)を使用し、セル温度を調節しながら、垂直方向入射、AM0条件下にて照射試験を実施
 → 結果として+80degC条件で、1.0W@2.0Vの出力が得られることが分かった。

照射試験実測データに基づく太陽電池の温度特性



P-V曲線・(直射時の温度依存性) (A社三接合30%セル)



電池の選定：リチウムイオン電池を採用

→再利用性という観点から、18650規格(18 mm x 65 mm)のセルを利用

バッテリーモジュール概要



項目	単位	詳細
公称電圧	[V]	22 ~ 33.6
公称容量	[Ah]	5.8
エネルギー容量	[Wh]	167
動作温度範囲	[degC]	25 ± 25 (設計値)
推奨温度範囲	[degC]	10 ~ 40
保管温度範囲	[degC]	-10 ~ 10 (1週間以上の場合)
充電レート		Max : 0.4 C (2.32 A)/Min: 0.1C (0.5A)
放電レート		Max:0.4C(2.49A)
外形寸法	[mm]	H99 × W67.5 × D250
質量	[kg]	1.28
放射線耐性	[krad]	13(タングステン装備で20krad相当)

バッテリーの電圧，温度管理対策の基本案の模式図

ほどよし3・4号機プロジェクト

システムインテグレーション 地上試験

FMスケジュール・イベント (完成まで)

実施時期	イベント
2013.10, 11	H3インテグレーション, 電気試験
2013.11, 12	H4インテグレーション, 電気試験
2013.1前	EMC試験@早稲田大学電波暗室
2014.1末	H3/H4同時温度サイクル試験 @ISAS大型恒温槽
2014.2前	H4真空さらし@九工大
2014.2前	H3 AT振動試験@九工大
2014.2中	H3真空さらし@九工大
2014.2中	H4 AT振動試験@九工大
2014.2末	H3/H4 同時太陽電池パネル照射試験 PSS導通確認@ISAS太陽光照射装置
2014.3前	H3/H4 同時 運用模擬連続動作試験
2014.3中	バーンイン

インテグレーション作業@早稲田大学クリーンブース

温度サイクル試験

太陽電池照射試験・PSS導通

真空さらし

AT振動試験

インテグレーション@早稲田クリーンブース

EMC試験@早稲田電波暗室

EMC試験: 早稲田NESTRA試験サイトの支援で実施, S/X/UHFの全ての電波に関してモニタを実施
衛星の運用を模擬したコマンドを発行し, RF性能に関するデータを取得するとともに, 不具合の洗い出しを行った

温度サイクル試験@ISAS大型恒温槽

温度サイクル試験: ISAS小川研究室のご支援で実施, 48時間程度の期間で4サイクル (0 – 40degC)
衛星の運用を模擬したコマンドを発行し, 高温側・低温側でのデータ取得およびワークマンシップエラーチェックを行った

AT振動試験・真空さらし確認@九工大

温度サイクル試験: 九州工業大超小型衛星試験センターのご支援で実施, 48時間程度の真空さらしとAT振動(ランダム & サイン)
真空さらし後のデータ取得および耐真空性, 耐振動性に関するワークマンシップエラーチェックを行った

太陽電池照射試験・導通確認@ISAS太陽光光源

太陽電池照射試験: ISAS豊田先生のご支援で実施, 1Solar & 0.3 Solarで実施 (照射時間1sec ~ 20sec以内)
全ての太陽電池パネルのIVカーブデータを取得するとともに, End-to-Endでバッテリーへの充電電流の健全性をチェックした

ほどよし3・4号機プロジェクト

射場作業 打上げ

射場作業・打上げ

2014/06/19(Fri) 19:11:10(UTC)にロシア・Yasny射場からDneprロケット混載便(合計33機搭載)による打上げ

射場作業・打上げ・初期運用スケジュール

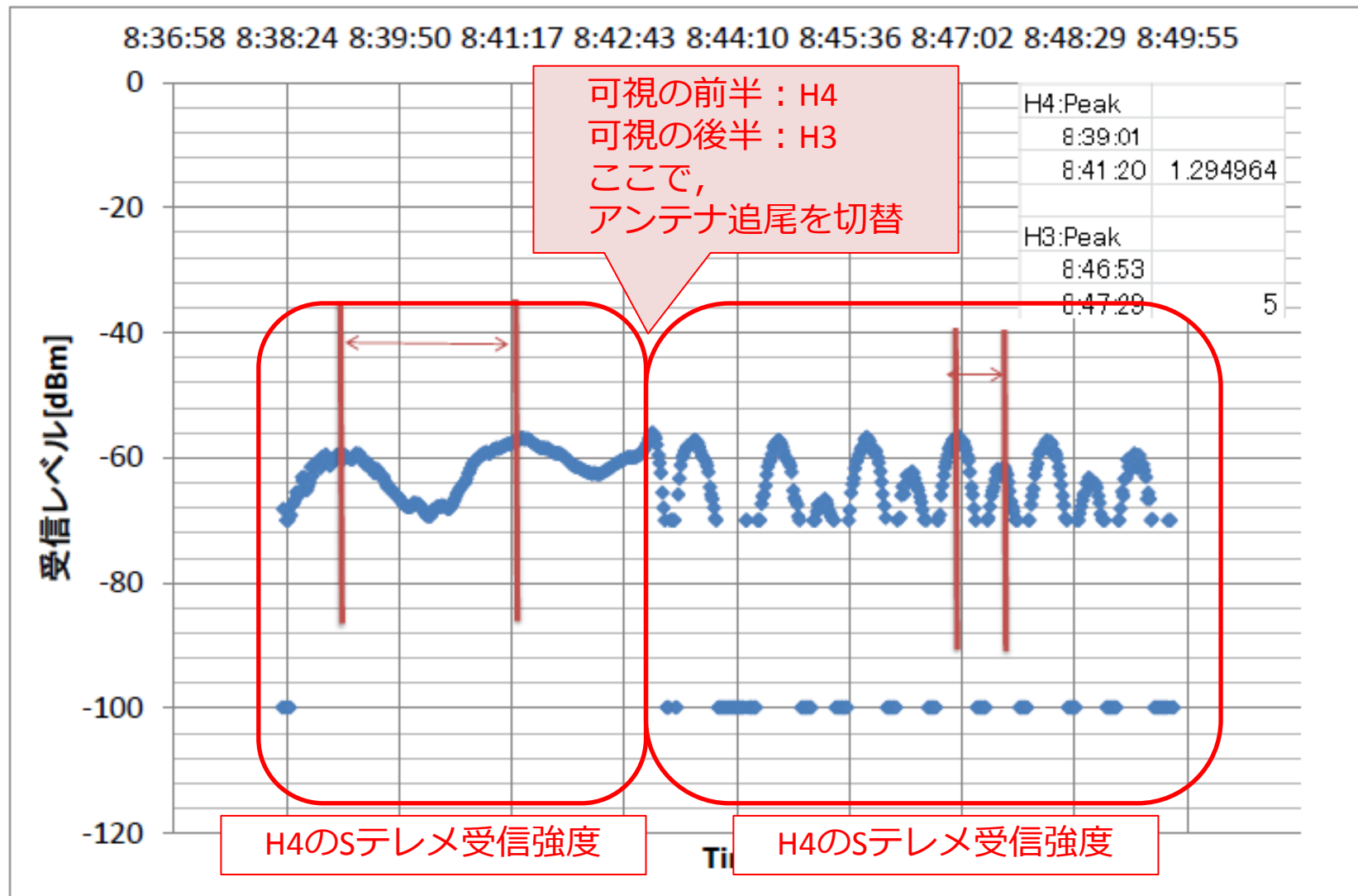
2014	イベント
3/31	H3/H4完成
5/22	射場作業開始
6/11	射場作業完了
6/20	打上げ
6/20	1st AOS – 4th AOS 初期信号受信, 太陽電池パドル展開 姿勢モード移行, スピン太陽指向確立 バス系基本機器チェックアウト
6/22	1st Light試験撮像 (H4小型ワイドアングルカメラ)
7/02	三軸姿勢制御(太陽指向)達成
7/04	三軸姿勢制御(粗地球指向)達成
7/05	地球観測カメラ試験撮像 (H3低・中分解能力カメラ第1回画像取得)
7/07	H3, H4姿勢喪失トラブル発生, 復旧運用
7/08	H3復旧運用終了, 通常運用を再開
7/14	H4復旧運用終了, 通常運用を再開
8/01	地球観測カメラ試験撮像 (H4高分解能力カメラ第1回画像取得)

順調に
初期
イベント
の進行
に成功

運用初期
の山場

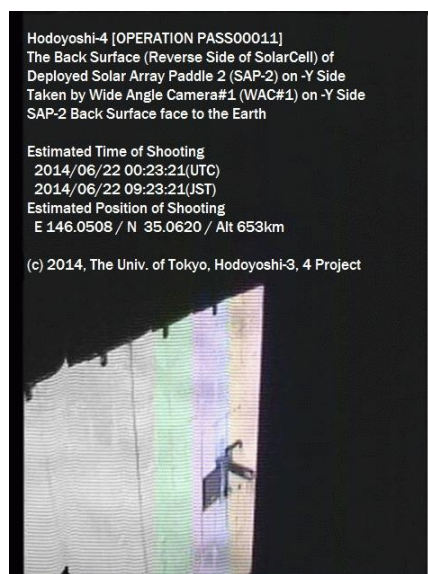
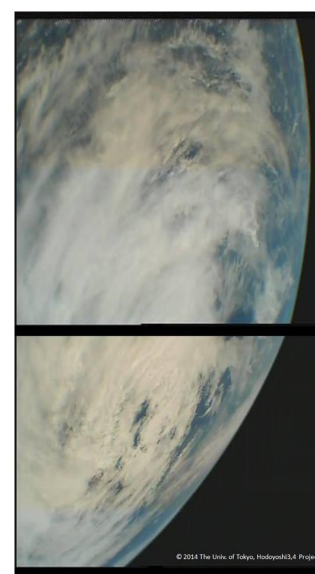
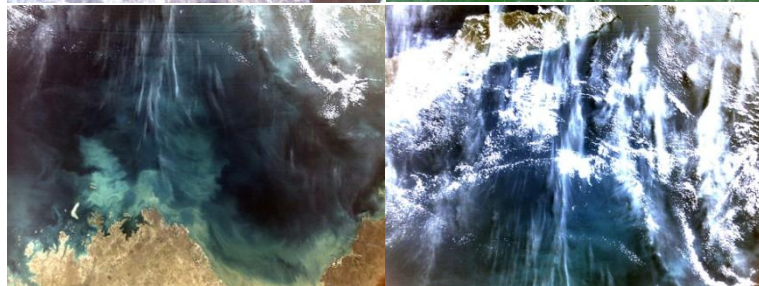
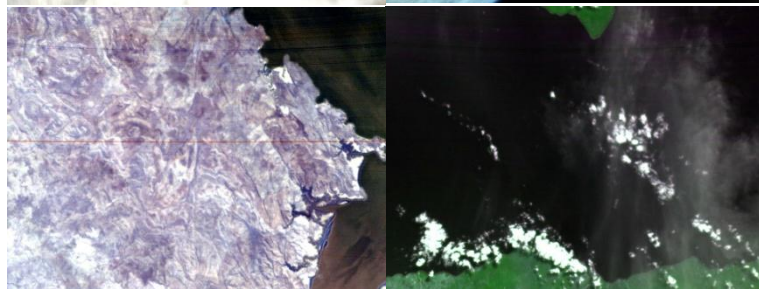
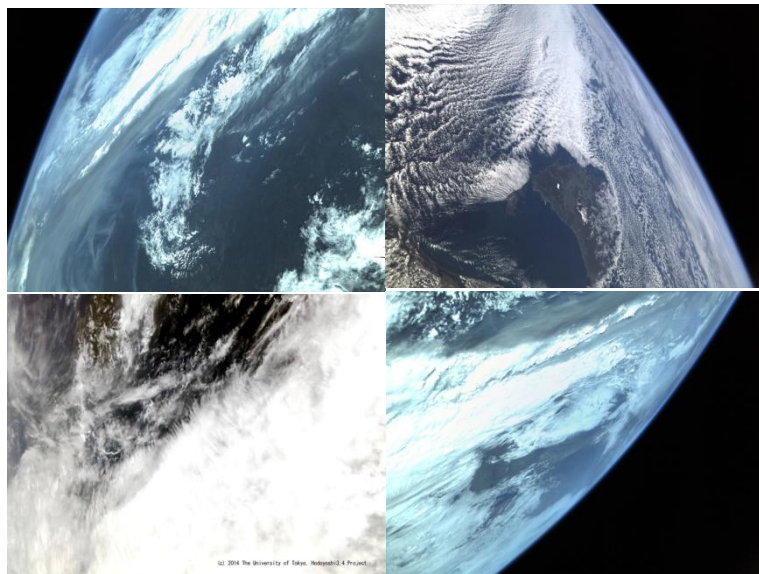
大きな
トラブル

ほどよし3・4号機の同時運用



2機の衛星を1つの地上システムで同時に運用する → 日本国内の超小型衛星コミュニティでは初

ほどよし3・4号機の運用状況



- 2014年3月末 完成
- 2014年5月12日 射場への衛星輸送
- 2014年6月11日 射場でのロケット搭載作業完了
- 2014年6月20日 打上げ・衛星軌道投入成功
- 2014年6月20日 初期信号受信成功
- 2014年6月20日 太陽電池パドル展開成功
- 2014年6月22日 1st Light 試験撮像成功
(H4 小型ワイドアングルカメラ)
- 2014年7月2日 三軸姿勢制御(太陽指向)達成
- 2014年7月4日 三軸姿勢制御(地球指向)達成
- 2014年7月5日 地球観測カメラ試験撮像成功
(H3 低/中分解能カメラ)

打上げ
から
55時間後
1sec毎の
コマ送り
動画

2機同時運用

軌道上で発生したクリティカルなトラブル

2014年7月8日(月)：安定して太陽指向していた衛星が『ひっくり返っていた』(AOS時に気付いた)地球指向面が太陽に向いてしまい、太陽電池から取れる電力が激減し、最低動作モードへ
これが同じ日に、H4ではその日の朝パス、H3ではその日の夜パスに発生

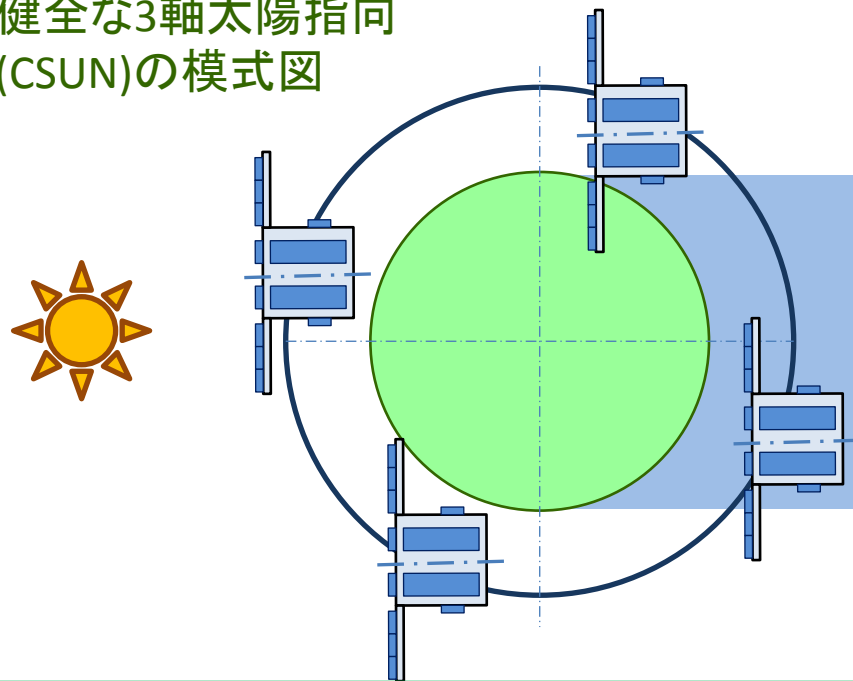


さらに悪いことに、

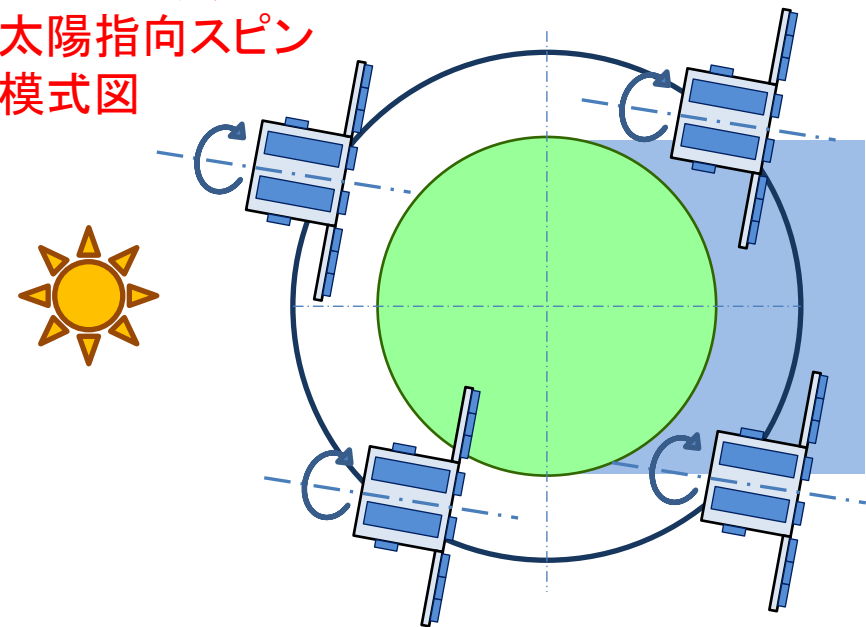
H3では-z軸周りに
~3deg/sec程度の
スピン状態で安定

H4では-z軸周りに
10deg/sec以上
高速スピン状態で安定

健全な3軸太陽指向
(CSUN)の模式図



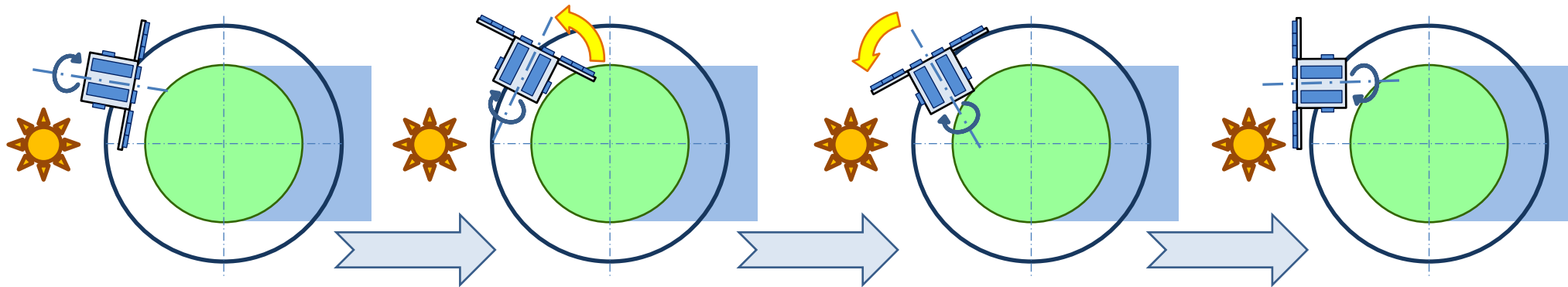
発生した不具合
反太陽指向スピンの
模式図



クリティカルなトラブルからの復旧

復旧運用のキーポイント

- ① ボディイマウントセル補助発電をメインにした (システムの特徴・受動的な効果)
 - メインの太陽電池展開パドル面は使えなかったが、アルベドでの補助発電効果を利用
- ② H/W UVC保護機能による最低電力での生存状態の持続 (システムの特徴・受動的な効果)
 - 通常三軸モードの消費電力 $\sim 50W$ \rightarrow Safeモード (5 \sim 20W: 5W時はPICのみ, MOBC起動で20W)
- ③ 最低電力状態からのMTQマニュアル制御でスピン軸の向きを変える (能動的なアクション)
 - MTQを姿勢制御系(AOBC)を起動せずともMOBCからON/OFF制御できるアーキテクチャであった



H3は、1日半後に復旧、すぐに健全な動作を再開できた

H4は、復旧までに1週間かかったが、復旧後、健全な動作を再開できた

\rightarrow 復旧後、バッテリー、太陽電池、ミッション機器などシステムに深刻なダメージは残らなかった

クリティカルなトラブルの再発防止

軌道上で発生した不具合事象から『学習』したことを反映して、衛星の機能を改善した
→ 「再トライを可能にするシステム」が有効に機能することをデモンストレーションできた

ほどよし3・4号機プロジェクト

主要ミッション機器の紹介と 軌道上運用成果

ほどよし衛星3・4号機運用体制 (2014年6月～)

メインは
東大研究員 (4名)
のローテーション

- ・運用計画立案
 - ・コマンダー
- SOP(衛星運用手順書)
を作成し
管制装置
からコマンドを打つ
1週間に2人がシフト
月・金で運用

<p>AOYANAGI Yoshihide 青柳 賢英</p> <p>光学系ミッション 地上系ソフトI/F</p>	<p>TANAKA Toshiki 田中 利樹</p> <p>小型カメラミッション 機器搭載スペースミッション</p>	<p>TSURUDA Yoshihiro 鶴田 佳宏</p> <p>システム・電源 太陽電池関連ミッション</p>	<p>MATSUMOTO Takeshi 松本 健</p> <p>S&F(UHF-DPD)ミッション 通信(地上/機上)</p>
---	---	---	--

- ・運用支援者
- ・サブシステム
解析/処理
- ・データの
ユーザ

ほどよしプロジェクト
参加の大学・研究機関

ほどよしプロジェクト
参加の企業・メーカー

- ・アンテナ支援
- ・アンテナ操作

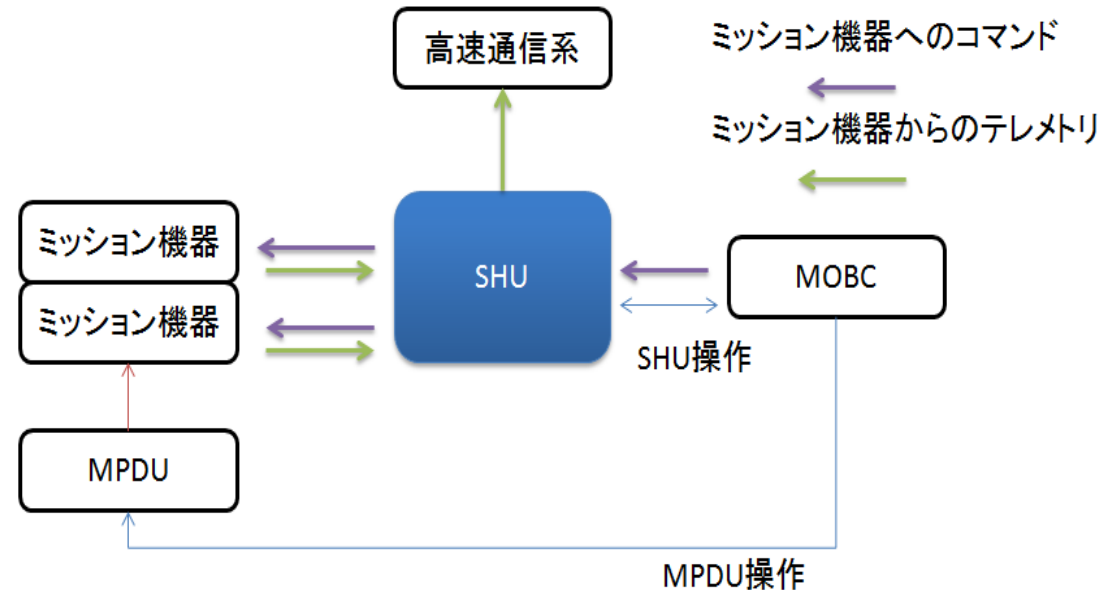
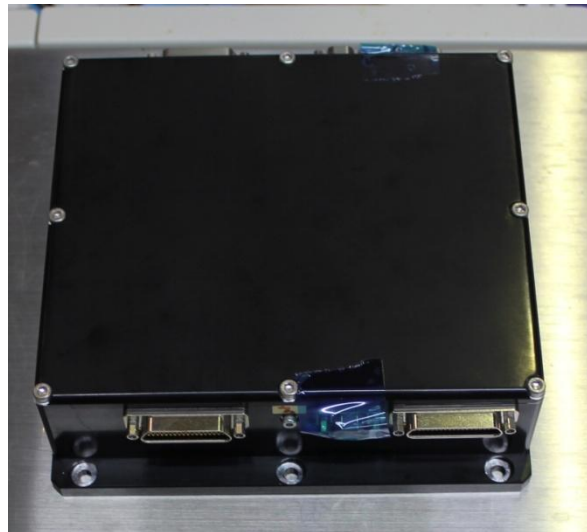
(ISAS)
斎藤研究室・INDEX運用チーム
アンテナ使用支援

(ISAS大学院学生アルバイトアンテナ操作 (曜日ごとに1名))

SHU (Science Data Handling Unit)

開発：東京大学超小型衛星センター・京都大学，ほか
以下の機能を実装し、軌道上で正常動作中である。

- 複数ミッション機器、衛星バス対応データ/コマンド通信 I F (UART, LVDS, SpWプロトコルに対応)
- ミッションデータ、バスデータの蓄積 (耐放射線大容量**64Gbit**メモリ)
- 10Mbps高速通信機対応データ I F (パケット化、CCSDS符号化、タイミング管理)
- 動作不良時のためのReset機能



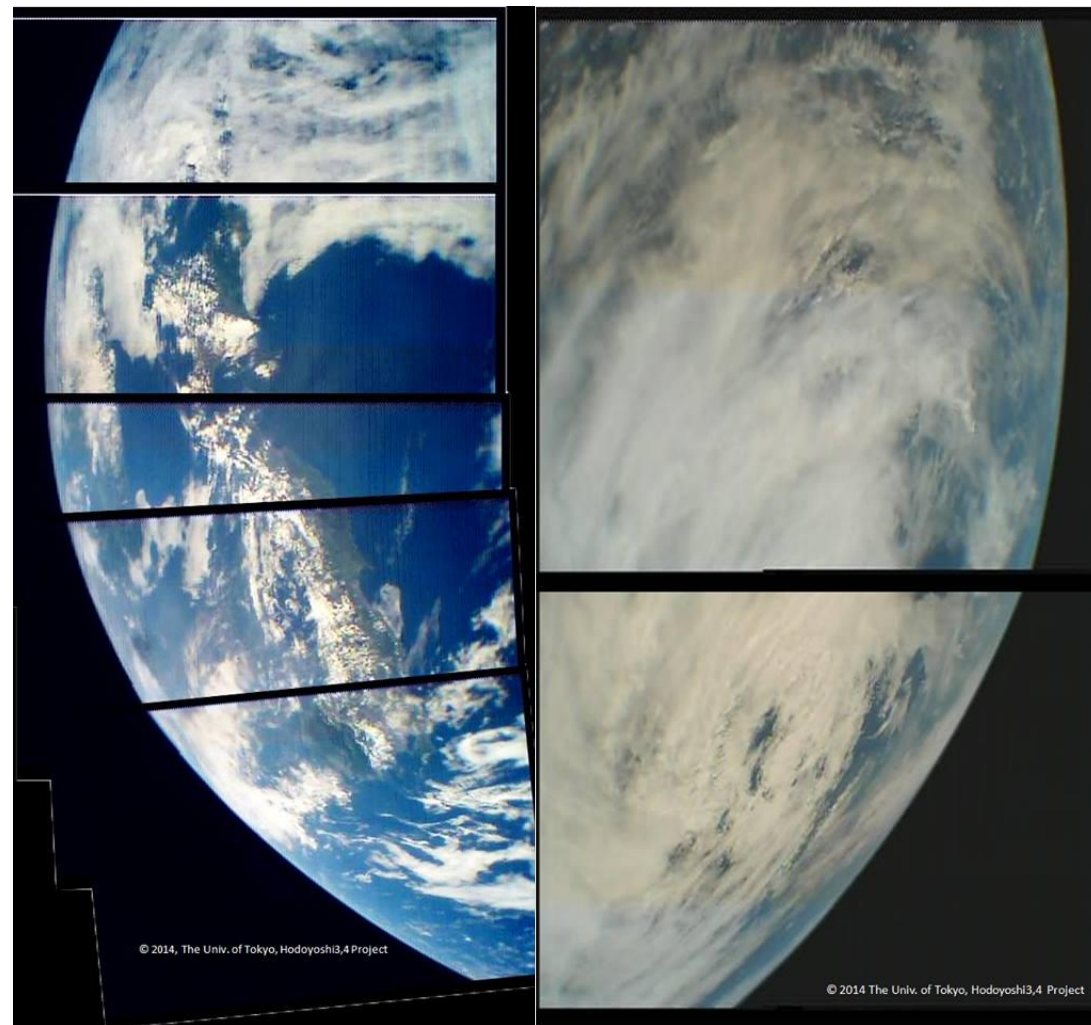
小型カメラ (WACM-C, WAC#1-6)

- 開発：東京理科大学・木村研究室
- 撮影モード
 - 低速撮影モード (1秒間に1枚撮影)
 - 高速撮影モード (1秒間に4枚撮影)
- VGA: 720×520pixel, 視野角: 55deg
- 1衛星にカメラヘッドを6個搭載

カメラ
ヘッド



小型カメラ
エレキ



日本列島全域

台風

小型カメラが撮影した画像・ムービー



地球撮影『日の出』(2014/10/16)
1sec1枚でムービ化 計50min
進行方向 & 地球指向方向撮影 (H3/H4)



Hodoyoshi-4 [OPERATION PASS00011]
The Back Surface (Reverse Side of SolarCell) of
Deployed Solar Array Paddle 2 (SAP-2) on -Y Side
Taken by Wide Angle Camera#1 (WAC#1) on -Y Side
SAP-2 Back Surface face to the Earth

Estimated Time of Shooting
2014/06/22 00:23:21(UTC)
2014/06/22 09:23:21(JST)
Estimated Position of Shooting
E 146.0508 / N 35.0620 / Alt 653km

(c) 2014, The Univ. of Tokyo, Hodoyoshi-3, 4 Project

展開パネル撮影 (2014/06/22)
1sec1枚ムービ化 計5sec
自分撮り機能 (H4のみ)

機器搭載スペース (SRSU: Space Rental Space Unit)

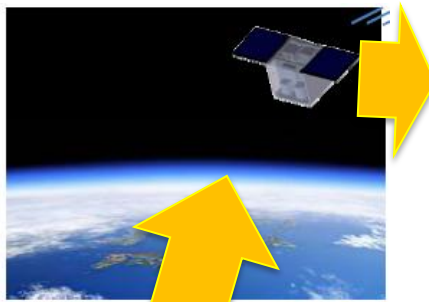
- 10cm立方の空間の利用アイデアを公募で採択 (合計5スペース)
- 採択機関(配布資料では非公開情報):
 - ◆ A社
 - ◆ B社
 - ◆ C社
- 電力供給 (max 5W)、通信回線供給 (RS422 UART, 921,600bps以下)
- 真空、無重力空間、温度環境 $-20^{\circ}\text{C} \sim 50^{\circ}\text{C}$ 、宇宙放射線、ロケット振動
- 内部撮影用カメラ(前述:小型カメラ)提供 (開発:東京理科大学 木村研究室)



ほどよし衛星3・4号機のユニークなミッション

- 宇宙を身近にする画期的な試み (おそらく、世界初！)

地上から衛星にメッセージをアップロードすると、メッセージがディスプレイに表示され、衛星側面にある窓から見えるその日の地球と宇宙の様子を背景にした写真が撮影されます



メッセージを送ると宇宙背景の写真としてスマホで見れる

ほどよし3・4号機が有する「機器搭載スペース」(衛星の中の10cm立方空間)の搭載機器の一ついくつかの企業と連携した宇宙での実験、アウトリーチ、エンターテインメントミッションを実施
メッセージディスプレイ以外にもいくつかのミッションがあり、詳細は、今後逐次発表予定

メッセージを送ってみたい方/興味がある方、お問い合わせは 東大超小型衛星センター まで

低分解能・中分解能力カメラ (MLCAM) [H3]

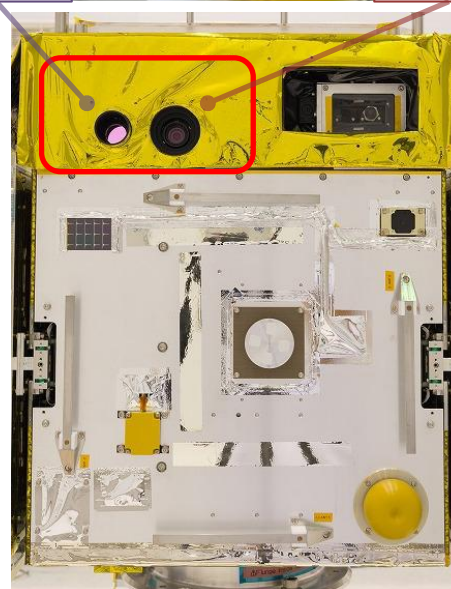
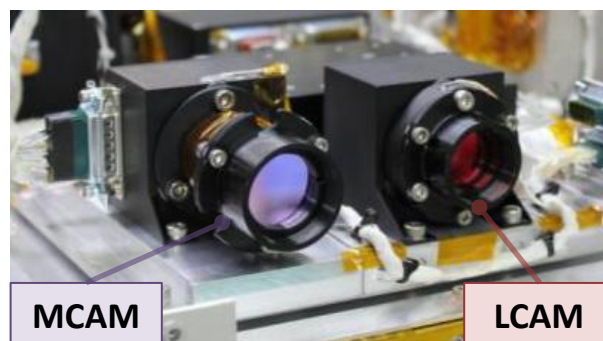
- 開発: 東京大学・超小型衛星センター & 東京理科大学・木村研究室

中分解能力カメラ

MCAM (Mid-resolution Camera)

近赤外バンド画像と赤バンド画像を用いて植生指数を求めることで、植生マップを作成することができる。北海道、アメリカ、ヨーロッパなどの農業地帯を中心に撮影中継続的に観測することにより植生指数の精度検証を行う

センサタイプ	2次元/3バンド マルチスペクトルセンサ
GSD	40.3 m / pixel @630km
観測範囲	82.5km × 61.9km @630km
バンド S/N比	B1: 550 - 580 nm (G): S/N 74 B2: 650 - 690 nm (R): S/N 78 B3: 890 - 930 nm (NIR): S/N 43
ダイナミック レンジ	10bit
視野角	7.5 deg
焦点距離	50 mm
重量	250 g



ほどよし3号FM地球指向面外観
および搭載MCAM/LCAMの外観

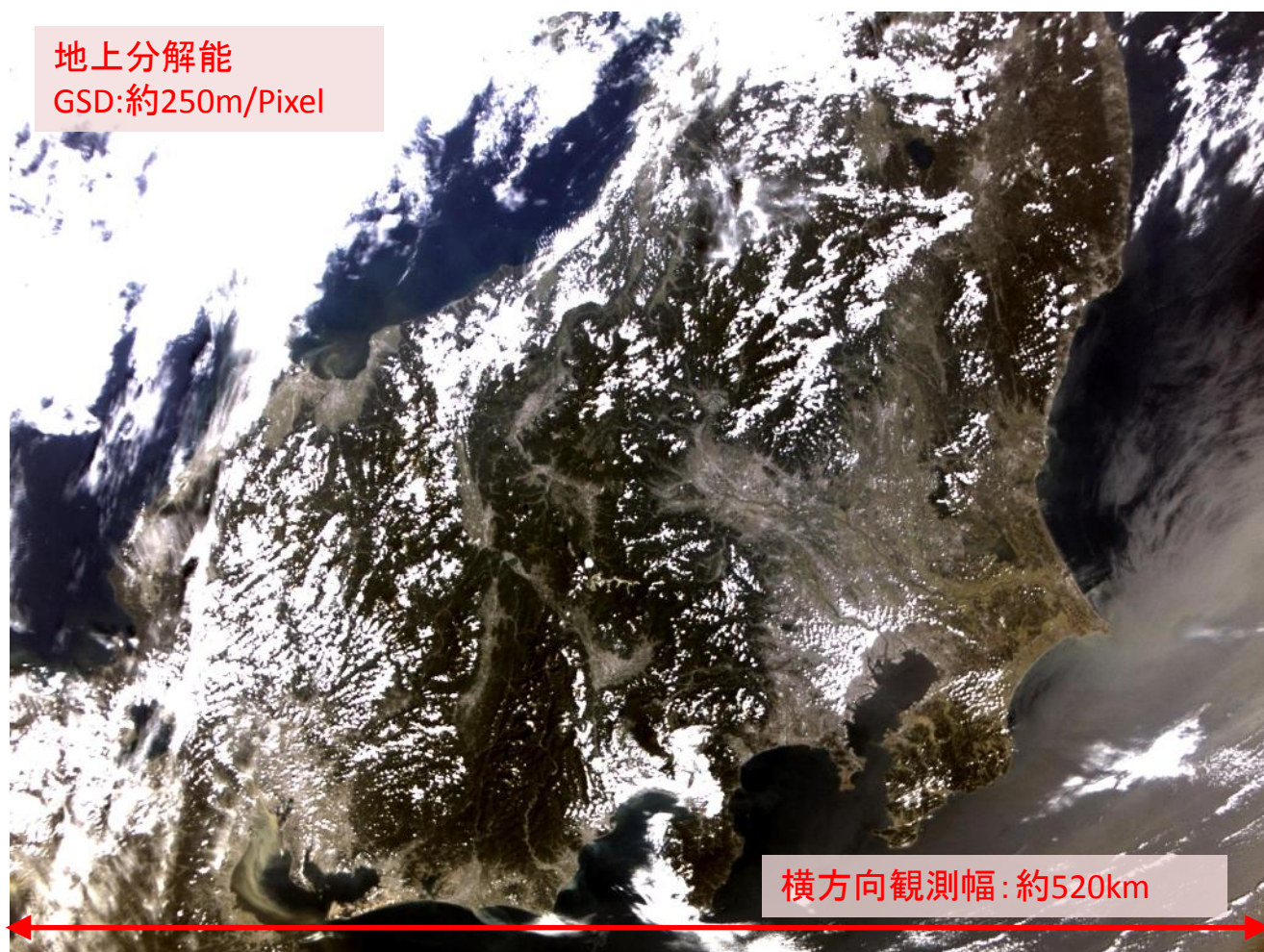
低分解能力カメラ

LCAM (Low-resolution Camera)

連続10枚の画像が撮影可能で衛星進行方向に最大で3000kmのモザイク画像を生成できる
→解像度は粗いものの
世界各地を高頻度で撮影可能

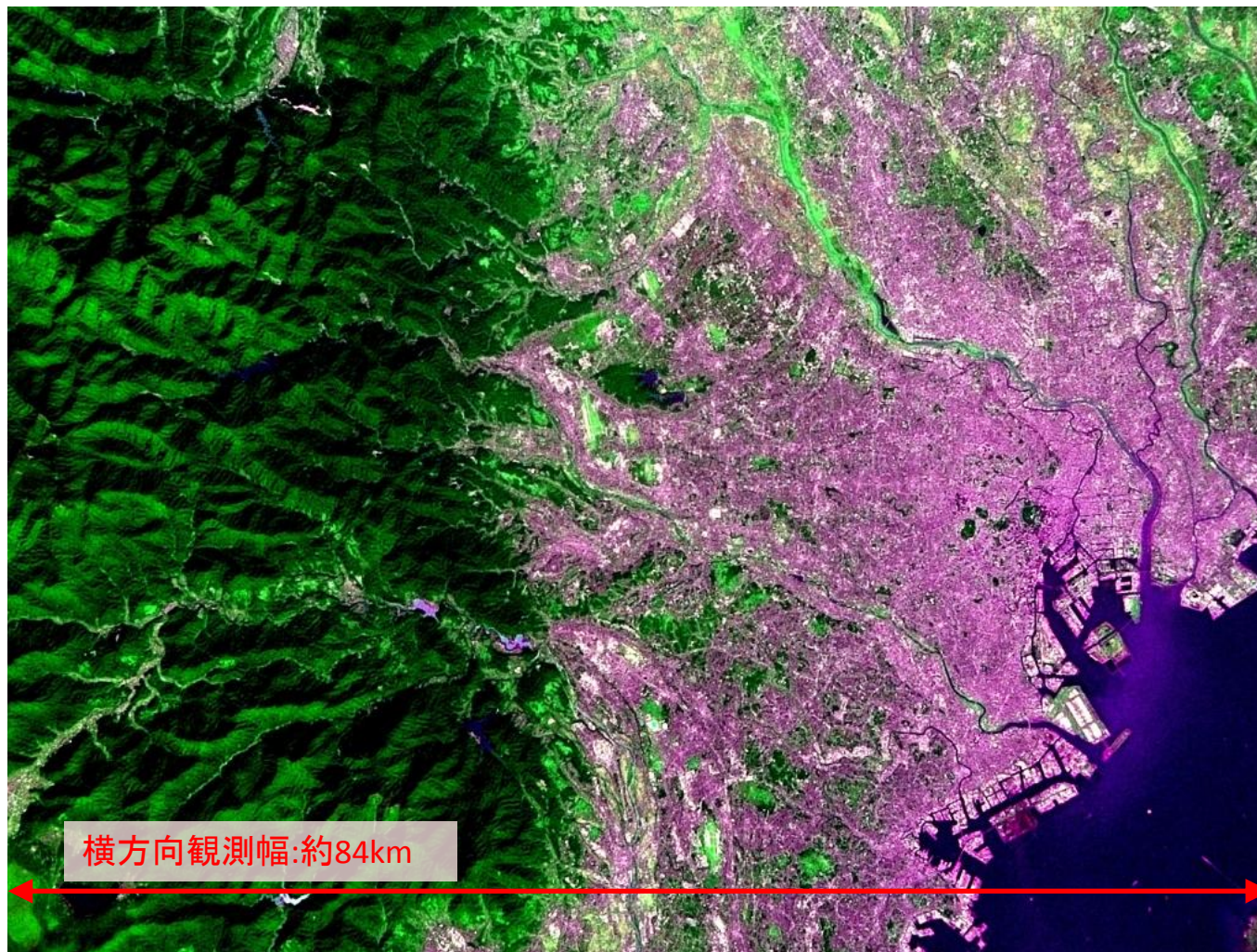
センサタイプ	2次元/RGB
GSD	252 m / pixel @630km
観測範囲	516km × 387km @630km
バンド S/N比	B1: (B): S/N 66 B2: (G): S/N 72 B3: (R): S/N 76
ダイナミック レンジ	10bit
視野角	44.5 deg
焦点距離	8 mm
重量	190 g

H3_LCAMが取得した画像 [日本・東日本広域]



撮影日時 日本時間 2014/08/20(水) 09:47:59(JST)頃
高度 約660kmから撮影
可視画像 (R/G/B) のみ表示

H3_MCAMが取得した画像 [東京都・首都圏]



地上分解能
GSD:約40m/Pixel

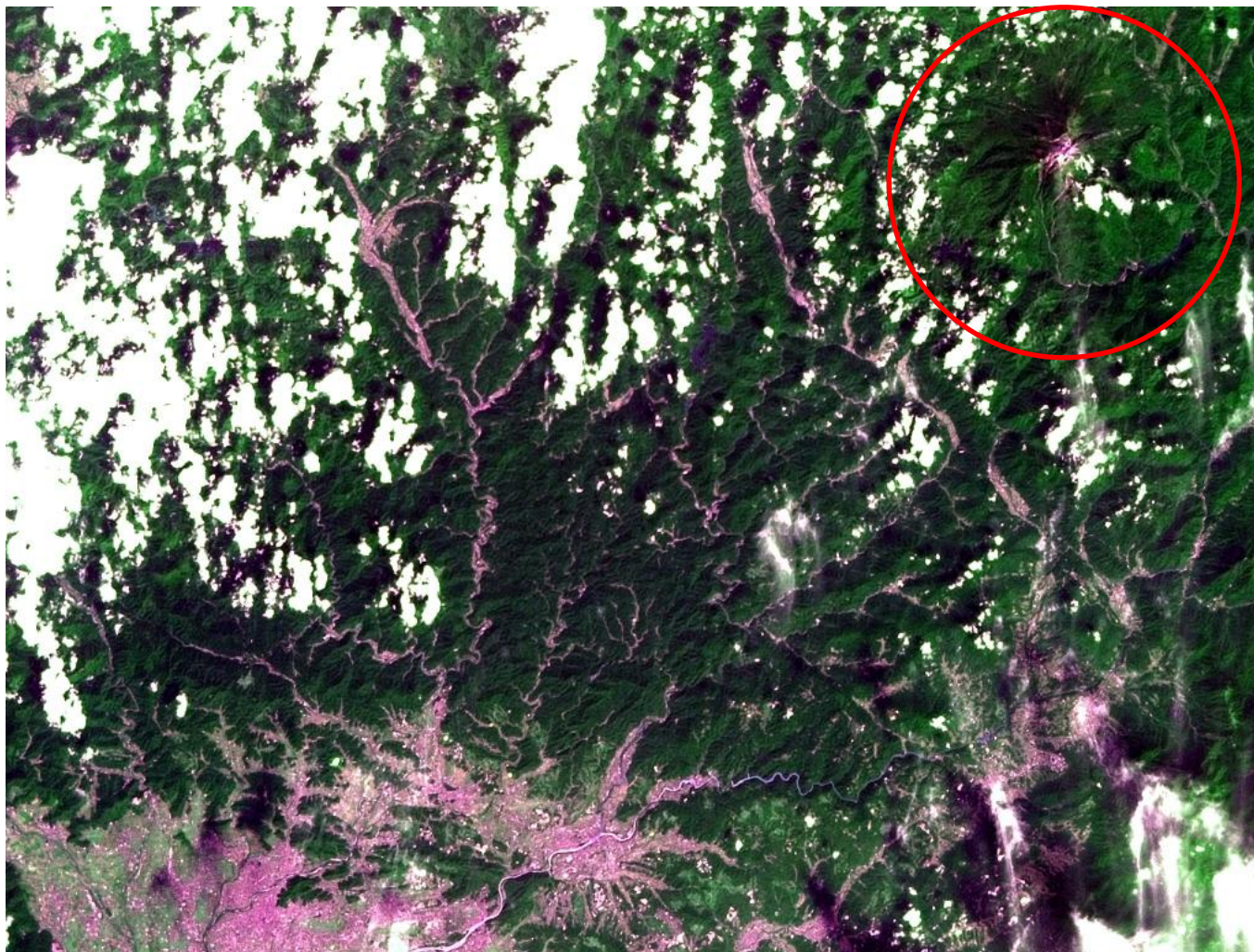
縦方向観測幅:
約64km

横方向観測幅:約84km

撮影日時 日本時間 2014/10/17 (金) 00:37:59(JST)頃
高度 約660kmから衛星の首振り角度 ロール軸に-6.1degで撮影
可視画像変換 Natural color表現(R/G/B = R/IR/G)で表示

H3_MCAMが取得した画像 [岐阜/長野・御嶽山]

地上分解能
GSD:約40m/Pixel

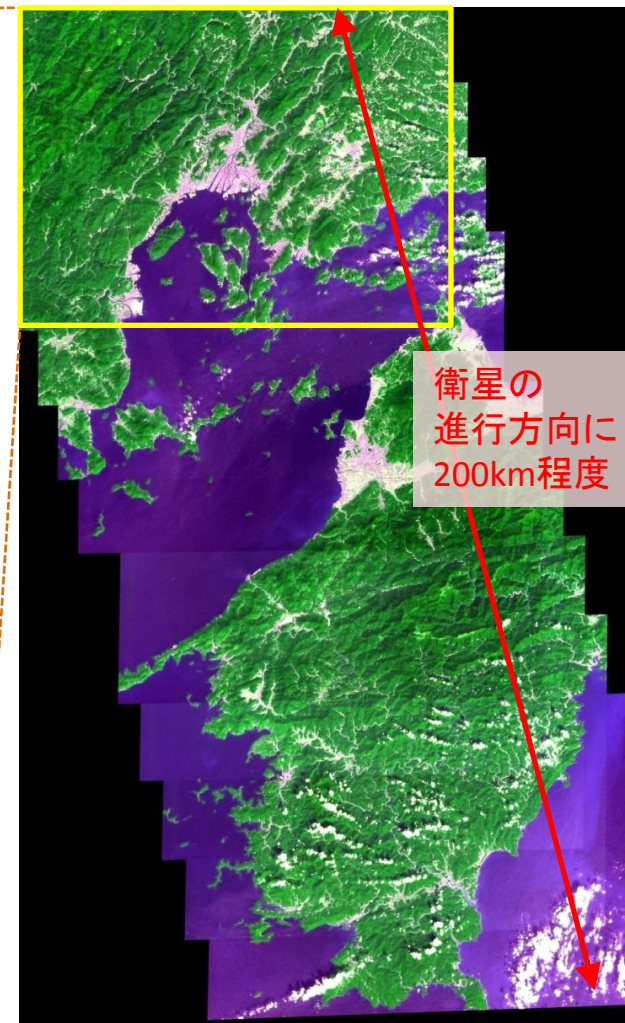
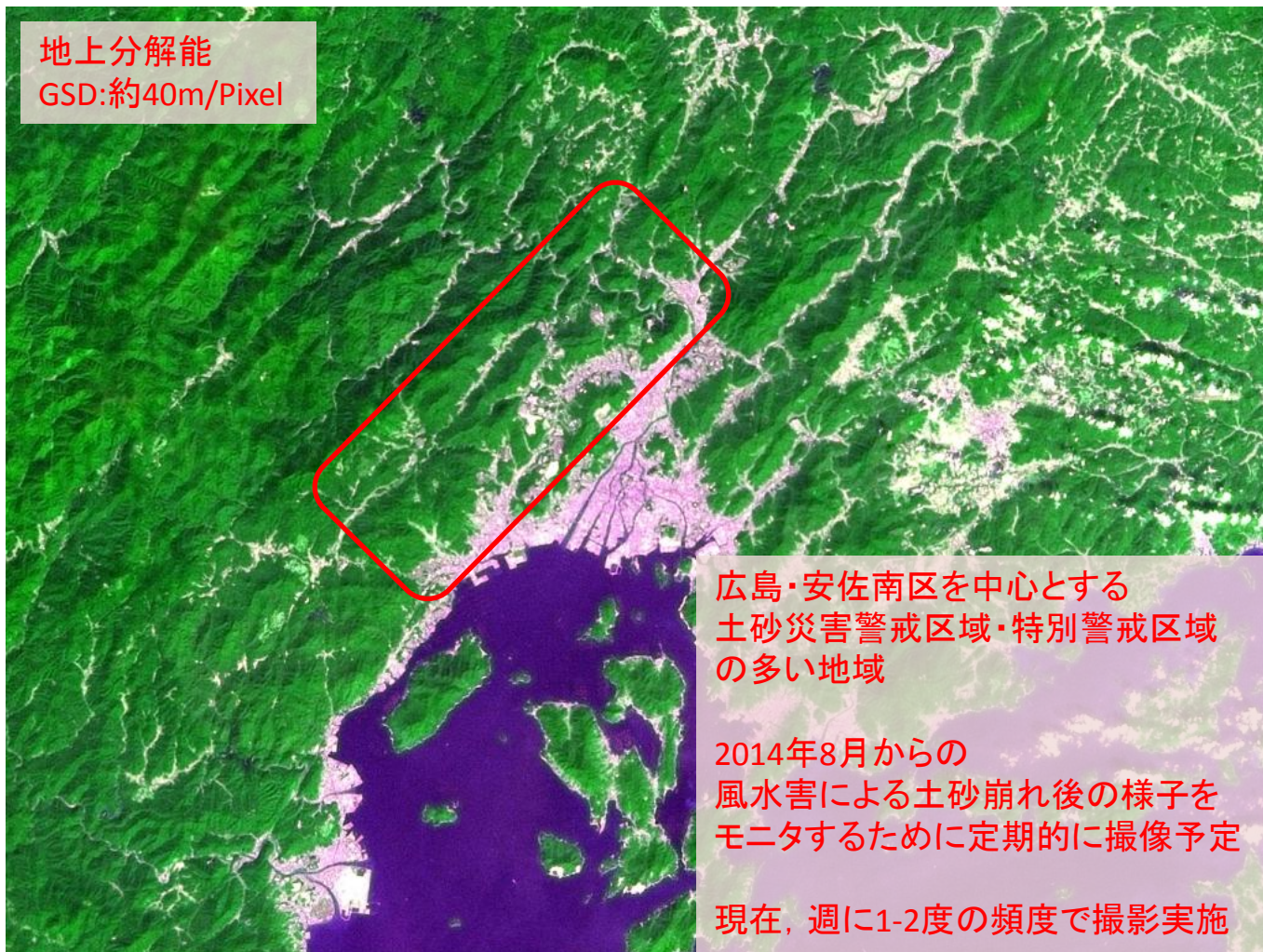


噴火後の御嶽山の
火口を含むエリア
の撮影に成功

撮影日時 日本時間 2014/10/10(日) 10:10:03頃
高度 約660kmから衛星の首振り角度 ロール軸に-21.3degで撮影
可視画像変換 Natural color表現(R/G/B = R/IR/G)で表示

H3_MCAMが取得した画像 [高知～広島(連続撮影)]

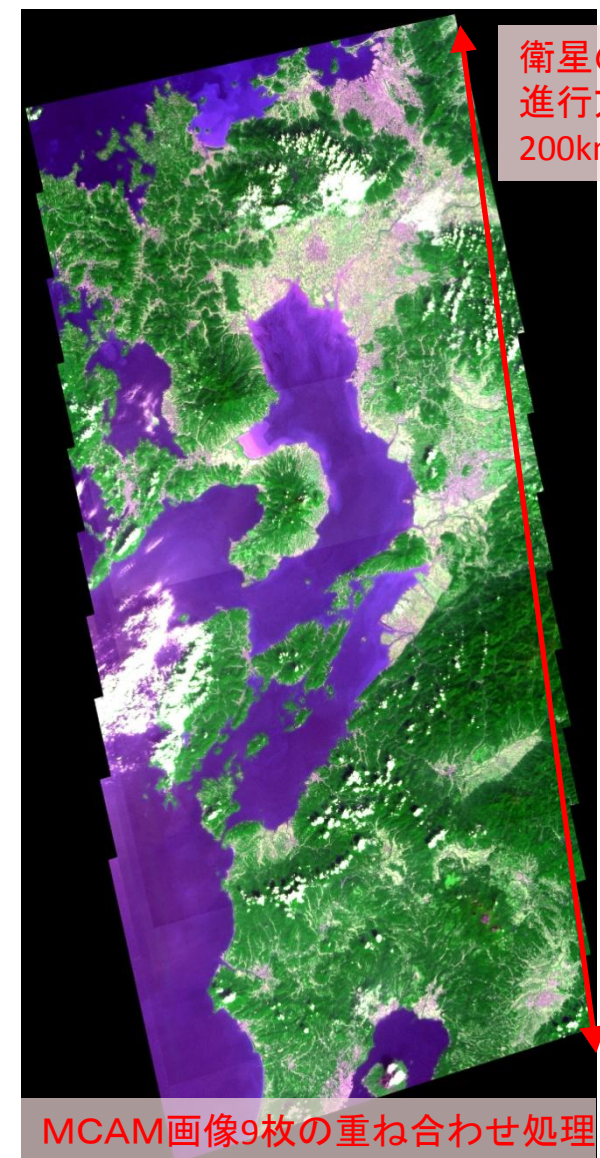
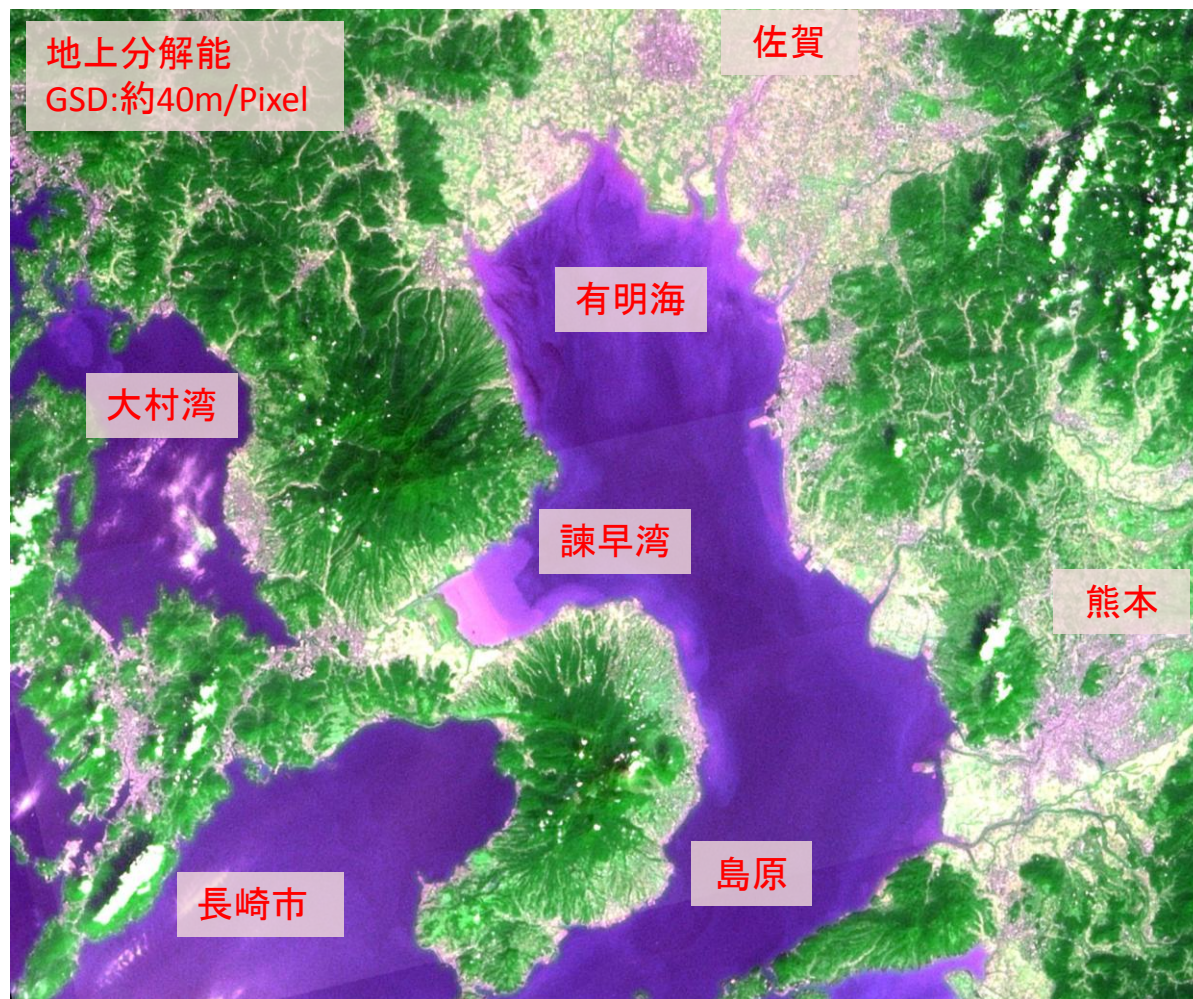
地上分解能
GSD:約40m/Pixel



撮影日時 日本時間 2014/10/19(日) 10:24:02頃
高度 約660kmから衛星の首振り角度 ロール軸に-25.8degで撮影
可視画像変換 Natural color表現(R/G/B = R/IR/G)で表示

高知から広島まで連続撮影した
MCAM画像9枚の重ね合わせ処理
(この日は奇跡的に快晴で実現できた)

H3_MCAMが取得した画像 [九州/長崎-佐賀-熊本]



MCAM画像9枚の重ね合わせ処理

撮影日時 日本時間 2014/10/24 (金) 10:42:32(JST)頃
高度 約660kmから衛星の首振り角度 ロール軸に+2.83degで撮影
可視画像変換 Natural color表現(R/G/B = R/IR/G)で表示

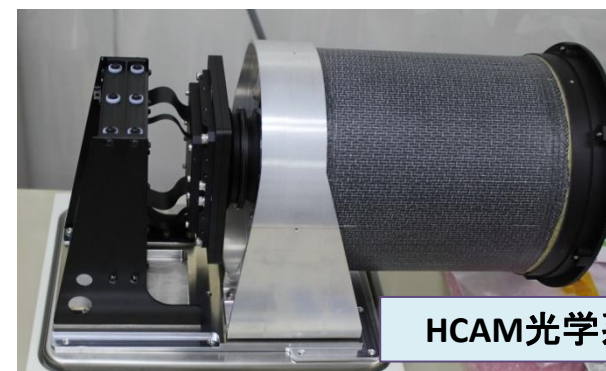
高分解能カメラ (HCAM) [H4]

- 開発: 東京大学・超小型衛星センター, NERSTA, ほか

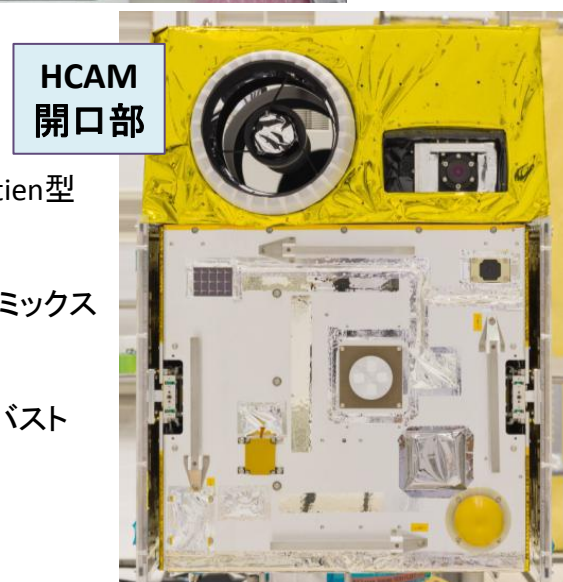
高分解能カメラ HCAM (High-resolution Camera)

プッシュブルーム型のマルチスペクトルセンサであり、RGB + 近赤外の4バンドを持つ。検出器として近赤外線センサが2台搭載されており、個別にゲイン設定をすることによりダイナミックレンジの拡大が可能になる等の特徴を持つ
各ミッション機器のデータハンドリングを行うSHU (Science data Handling Unit)との通信インターフェースにはSpaceWireを採用しており、高速でデータ転送(~100Mbps)を行う。

センサタイプ	プッシュブルーム/4バンドマルチスペクトルセンサ
GSD	6.3 m / pixel @630km
観測幅	25km @630km
バンド S/N比	B1: 450 - 520 nm (B): S/N 77 B2: 520 - 600 nm (G): S/N 89 B3: 630 - 690 nm (R): S/N 62 B4: 780 - 890 nm (NIR): S/N 46
ダイナミックレンジ	12bit
視野角	2.35 deg
焦点距離	1000 mm
重量	光学系: 5.2kg, 電気系: 0.65kg



HCAM光学系 側面図



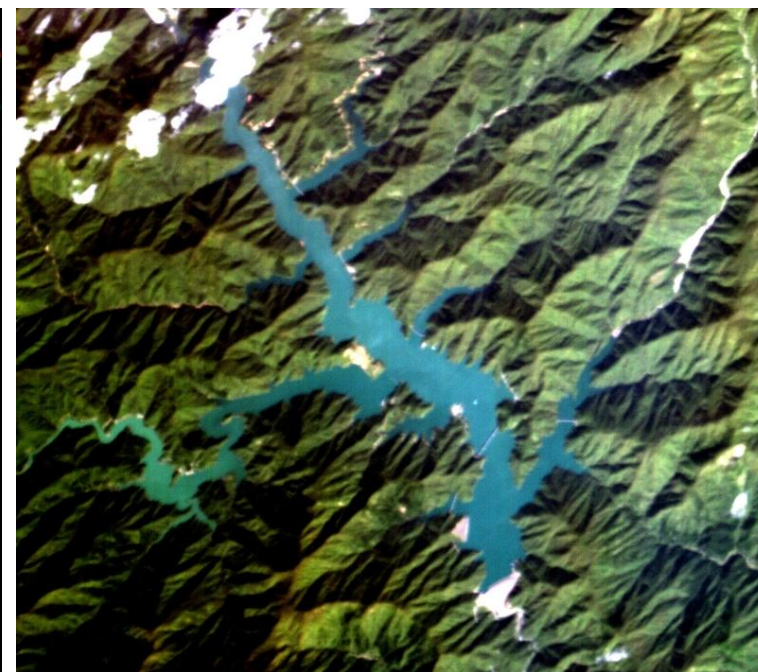
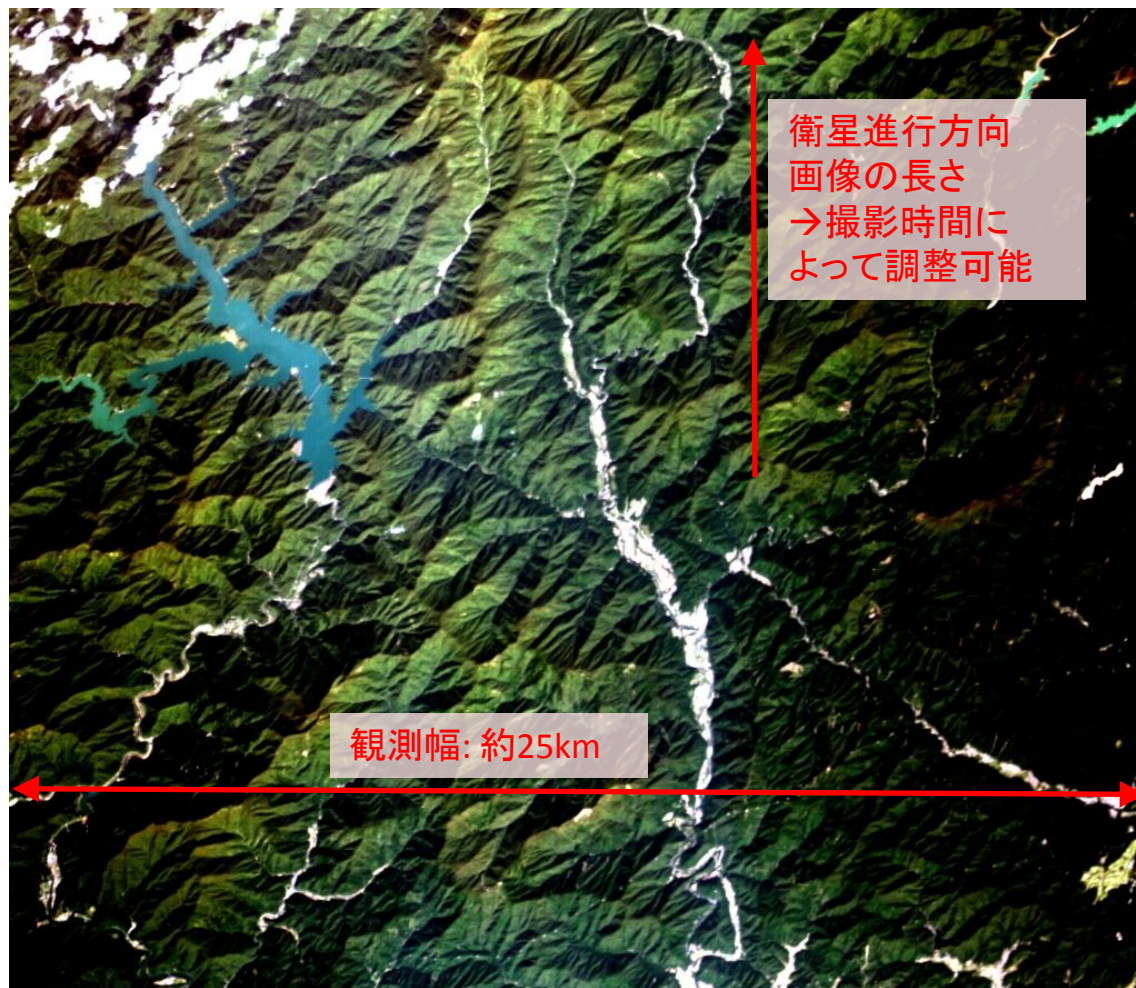
HCAM
開口部

望遠鏡: Ritchey-Chretien型
有効開口径: 150mm

主鏡材質: ガラスセラミックス
鏡筒材質: CFRP
→熱膨張率が低く
温度変化に対してロバスト

ほどよし4号FM地球指向面外観
および搭載HCAM光学系の外観

H4_HCAMが取得した画像 [福井/岐阜・徳山ダム周辺]



画像から徳山ダム(岐阜県揖斐郡揖斐川町)のダム設備と徳山湖にかかる国道417号線橋梁(徳之山八徳橋: 有効幅員7m, 橋梁幅~10m)を確認

撮影日時 日本時間 2014/09/30(日) 10:10:00頃
高度 約650kmから撮影
可視画像 (R/G/B) のみ表示

H4_HCAMが取得した画像 [広島]



H4_HCAMが取得した画像 [千葉・勝浦付近]



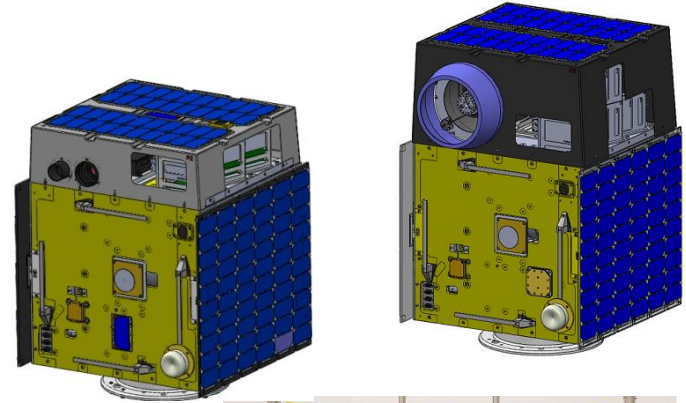
UHF-DPD (UHF Data Packet Decoder) [H3/H4共通]

- 開発: 東京大学・超小型衛星センター, NESTRA, ほか S&Fミッション

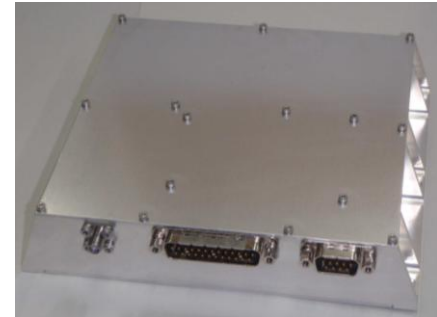
データ蓄積中継 (Store & Forward) 実証実験とは UHF受信機とアンテナによる受信システムにより、海上、地上などに配置した固定もしくは移動する送信機から、衛星に向かって付属センサ等で取得したデータの送信を行い、衛星によって地上の遠隔データを収集するミッションである

UHF-DPD (UHF Data Packet Decoder)

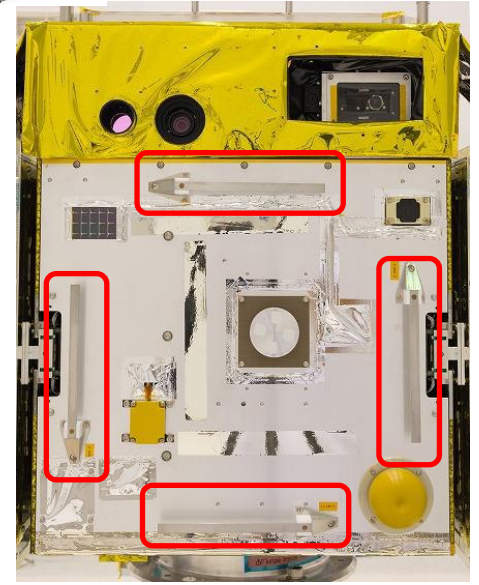
UHF信号を受信し、A/D変換した結果を蓄える装置
記録サンプリング周波数および記録時間は地上送信のDPD認識コードに付加することで変更可能
デフォルト: 40kHz, 10秒で内部メモリに記録



寸法	150mm × 150mm × 35mm
重量	1Kg以下
消費電力	5W
受信周波数帯	400MHz
保存容量	16Gbit
データ転送速度	10Mbps
サンプリング周波数	10kHz または 40kHz
記録時間	1秒 または 10秒
受信レベル	-120dBm (SGからケーブル直結時)



UHF-DPD外観
構体内部に搭載



ほどよし3号FM地球指向面外観
および U-ANT 1-4の外観

UHF-DPDの運用成果

軌道上での動作実績

定常観測前の予備動作実験

地上装置の電波送信は用いずに、
UHF-DPDを常時ONにしておき、
地上由来のUHF信号を拾えるかモニタ

・日本上空および日本周囲でも
UHF信号受信によるカウンタアップを確認

・地球全周スキャンを定期的に実施
1週間に連続12時間程度
ほどよし3号機のほうで、南極上空で
複数回400MHz帯の信号受信を確認

↓

今後も定期的に
地球全周スキャン観測実験を実施予定

東京大学・次世代宇宙システム技術研究組合の研究開発要素

→軌道上での基本機能確認を完了、2015年度より本格的なユーザとの利用を開始予定

H3_DEMO (技術実証モジュール) 新しい電池の軌道上実証

KU EXPRESS
関西大学 プレスリリース



研究活動 2014年12月16日/No.32

■ 国内外の宇宙・航空開発者が注目 ■

「イオン液体リチウム二次電池」

地球周回軌道上での充放電に世界で初めて成功！

～ 極限環境に耐えうる新型蓄電池の実用化へ大きく前進 ～

このたび、関西大学化学生命工学部の石川正司教授（関西大学先端科学技術推進機構長）と山縣雅紀准教授が開発した「イオン液体リチウム二次電池」が、地球周回軌道上での充放電試験にイオン液体電池として世界で初めて成功しました。

石川教授と山縣准教授が材料開発と設計を行ったこのイオン液体リチウム二次電池は、通常の電解液の代わりに「イオン液体」を用いることで揮発成分・引火成分を一切排除し、宇宙用電池で不可欠であった堅牢な外装が不要な、軽量で薄く、コンパクトな新型蓄電池です。

本年6月、世界で初めて地球周回軌道上で充放電などの運用実験を行うことを目的に、東京大学の中須賀真一教授が開発した人工衛星「ほどよし3号」に搭載され打ち上げられました。その後、

3 得られた主な成果と今後の展望

前述のように、衛星上での運用試験の結果は、本年11月の宇宙科学技術連合講演会、ならびに電池討論会で詳細を公表しました。本電池は、容量約1Ah、最大電圧4.2Vの薄型電池であり、人工衛星のような限られた空間でも必要な場所に必要数搭載できる、コンパクトな蓄電池として設計しました。キーとなる材料として、石川教授らが開発したFSI系イオン液体と呼ばれる無溶媒の電解液を使用しています。これは高出力のリチウムイオン電池の電解液として使用できる、事実上唯一のイオン液体であり、難燃性で蒸気圧をほとんど持たないことから、簡素なアルミラミネート外装のみで宇宙用の薄型電池を実現しています。

重要な成果は、この蓄電池は柔軟な外装のみで宇宙空間に安定に存在でき、比較として地上に温存した同型の電池と全く変わらない性能を示したことです。打ち上げ前の地上試験において、宇宙空間を模擬した超真空試験をパスし、5年超相当の宇宙放射線量の照射試験にも全く劣化を示さなかったことから、関係者は宇宙での好結果を予想していました。しかしながら、電池制作から打上げまでに9か月が経過し、その間にも打上げ地（ロシア）までの輸送、ロケット打ち上げ時の高Gと高振動を受け、さらに宇宙空間で5か月もの期間を過ごしています。このような過酷な条件にも拘わらず、本開発のラミネート薄型



関西大学石川教授らが開発したイオン液体リチウム二次電池（写真上）ほどよし3号機技術実証モジュールに搭載されたイオン液体リチウム二次電池。簡素なラミネート外装のみにもかかわらず、超高真空下での作動が可能となります。（写真下）

関西大学 石川先生・山縣先生, ISAS 曾根先生, 総研大 田中康平氏の研究開発要素 →衛星の余剰能力・運用時間の隙間で、データ取得に成功「世界初の軌道上実証事例」

H4_MIPS (イオンエンジン)

東京大学 小泉先生, 次世代宇宙システム技術研究組合の研究開発要素

→軌道上で連続5minの安定動作に成功 「100kg級以下では世界初の軌道上実証事例」

H4_ELF 九工大帯電計測ミッション

KIT-ELF/SCM(帯電計測装置)

軌道上での計測素子上での帯電電流・電圧を計測するためのミッション機器

担当: 九工大・趙研究室

Horyu2に搭載されたものと同様の計測素子 & エレキ基板を機器搭載スペース区画に搭載

OBCアナログポートに接続し0-5VのA/D変換結果をHKテレメトリ内に含んで、基本的に常時取得
→ 極めて短期間かつお手軽なミッション機器の実証機会提供をデモンストレーションできた事例

KIT-ELF(帯電防止目的のデバイス)

軌道上での太陽電池パドルが帯電して故障に至るリスクを低減するため、SAP両翼先端部(展開機構保持金具横)に、後付けで実装(AT振動試験前に、文字通りぺたっと貼った)

→ お手軽&低コストなリスク低減の実証事例



H4_ELF 九工大帯電計測ミッションのデータ例

まとめ

- 本発表では、ほどよし衛星3・4号機プロジェクトの事例を中心に

- ◆ 開発の背景/経緯
- ◆ システム設計のポイント
- ◆ FMインテグレーション & AT試験の概要
- ◆ 初期運用主要イベント & 成果

を紹介した

- 初期運用中に発生した不具合事例を紹介し、ほどよし3・4号機のシステムが有するアノマリに対する機能、および、軌道上で発生した不具合事象を反映して、衛星の機能を実際に改善・アップデートした事例を紹介した

→ 「再トライを可能にするシステム」の有効性をデモンストレーションした

今後、地球観測ミッションを中心として、定常運用を継続し、衛星システムの持つ性能検証と長期的トレンドを評価していく。

ほどよし衛星3・4号機の運用内容 & 撮影した地球の写真はFacebookページで随時配信中
<https://www.facebook.com/hodoyoshisat>