

# 3.「はやぶさ2」の開発方針(1/4)

## 「はやぶさ2」の開発方針

(1)「はやぶさ」探査機の技術を最大限に継承し、変更箇所を最小限に限定することによりリスクを低減し、低コスト化・開発期間の短縮を図る。「はやぶさ」からそのまま設計を引き継ぐものに関しては、FMを直接製作し、「はやぶさ」の試験基準を踏襲して試験を実施する。ただし、実施に際しては、設計変更(部品の変更、教訓(Lessons Learned)の反映)箇所の検証に対応した試験計画とする。

「はやぶさ」から変更を加える箇所は、主として下記の項目である。

(1-1) 探査小惑星がイトカワと異なること(1999JU3)に伴う設計変更

(1-2) はやぶさを開発した1990年代の設計、部品調達が不可能あるいは不合理な部分に対する変更

(2)「はやぶさ」で発生した不具合及び開発・運用段階で改善すべき事項を反映し、より高い信頼性を確保する。

(3) 新規に追加する機器及び機能向上が必要な機器については、技術熟成度(TRL)の向上が必要なことから、EMまたは部分試作モデルを製作し、キーとなる技術の機能性能を確認後、PFM(試験はPFTレベル)の製作またはリファーマッシュを実施したのちに、EFM(試験はFMLレベル)製作に進む。

### 3.「はやぶさ2」の開発方針(2/4)

## 「はやぶさ」ミッションからの教訓 (Lessons Learned) および他プロジェクト反映事項の取り込み

- \* 「はやぶさ」ミッションからの教訓 (Lessons Learned) の取り込みは、2006年1月に実施されたプロジェクト内での検討会と、それを考慮して2006年10月~11月に実施された、はやぶさ2技術審査委員会の答申に基づき、改修点候補として絞り込まれている。これらの内容は、システム要求に反映している。主要な項目を次ページに示す。
- \* 2007年からの「はやぶさ」帰路運用から地球帰還・試料初期分析までに得られた新たな教訓のうち、システム要求の改善が必要なものについては、はやぶさプロジェクトと協力の上、開発研究フェーズ中に反映することとする。
- \* 他プロジェクトの反映事項に関しては、他の科学衛星と同様に品証室から展開されている内容(信頼性推進会議の軌道上不具合分析情報)をシステム要求に取り込み、維持していく。

# 3.「はやぶさ2」の開発方針(3/4)

## 「はやぶさ」ミッションからの教訓の取り込み(変更改善主要項目)

- システム： ヒータ動作詳細情報の出力、宇宙機管制の機能追加、など。
- 光学航法カメラ： モード割込時の問題回避、ホイールドライバの独立、など。
- 近赤外分光器： 蛍光X線分光計との同時観測、シャッタなど周辺も含めて改善、など。
- 蛍光X線分光計： 機上で線源による校正機能、デジタル処理能力の向上、など。
- イオンエンジン系：パルス型プラズマスラスタの採用検討、流量調整の独立化、など。
- サンプル系： 試料採取量の増加、試料採取の確認方法、など。
- 航法誘導制御系：リアクションホイール冗長化、化学推進系ドライバの短絡故障対策、など。
- 電源系： 機器の冗長構成、短絡故障での波及抑止対策、など。
- データ処理系： 機器の部品変更、など。
- 化学推進系： A系/B系の配管を別ルーティングとする、遮断弁を個別化、など
- 小型ローバー： 通信、分離機構の改良、など。

### 3.「はやぶさ2」の開発方針(4/4)

地上系システムの開発方針は以下の通り。

- (1)「はやぶさ」探査機の地上系システムと基本的に同様のシステム構成とし、変更箇所を最小限に限定することにより、リスクを低減するとともに低コスト化・開発期間短縮を図る。
- (2)「はやぶさ」の運用段階で改善すべき事項に関しては、設計に反映し、運用性、信頼性を確保する。

---

## 4. システム選定と基本設計要求

# 4. システム選定と基本設計要求

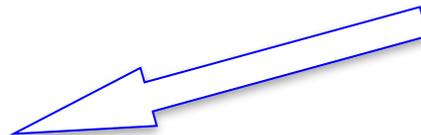
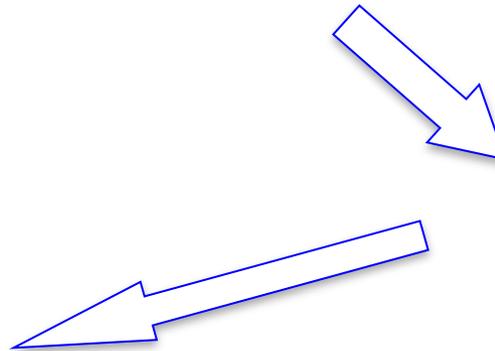
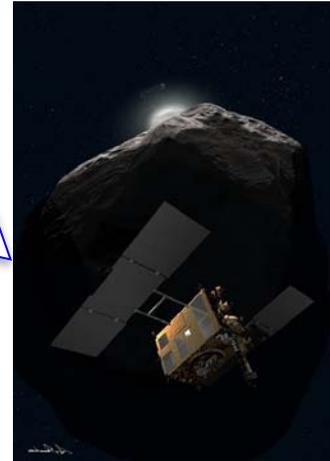
## 4.1 ミッション概要 (1/2)

打上げ



探査機によるリモートセンシング観測では、光学カメラ、赤外線分光計、LIDAR(距離測定)などの機器を用いて、小惑星の特性を調べる。その後小惑星の近接観測、小型ローバの投下、表面試料の採取を行う。

衝突体が小惑星に衝突する。

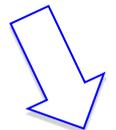


地球帰還



衝突体の衝突による小惑星表面地形の変化や形成された人工クレーターなどを探査機が観測することで、小惑星の地下物質、内部構造、再集積過程に関する新たな知見を得る。安全が確認できれば、人工クレーター近傍での試料採取にも挑む。

探査機が地球に戻り、カプセルを地上で回収する。

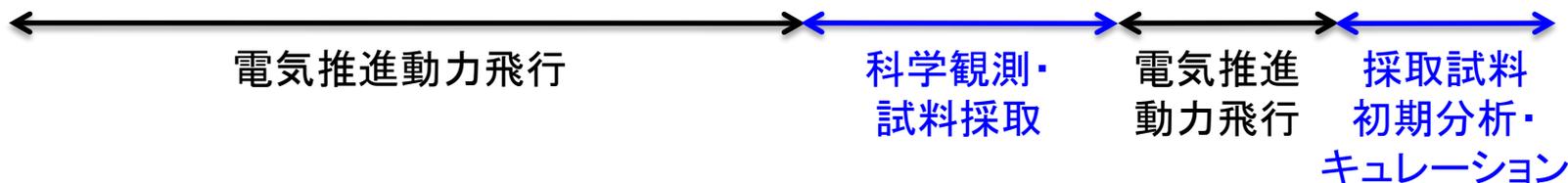


サンプル分析

# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.1 ミッション概要 (2/2)

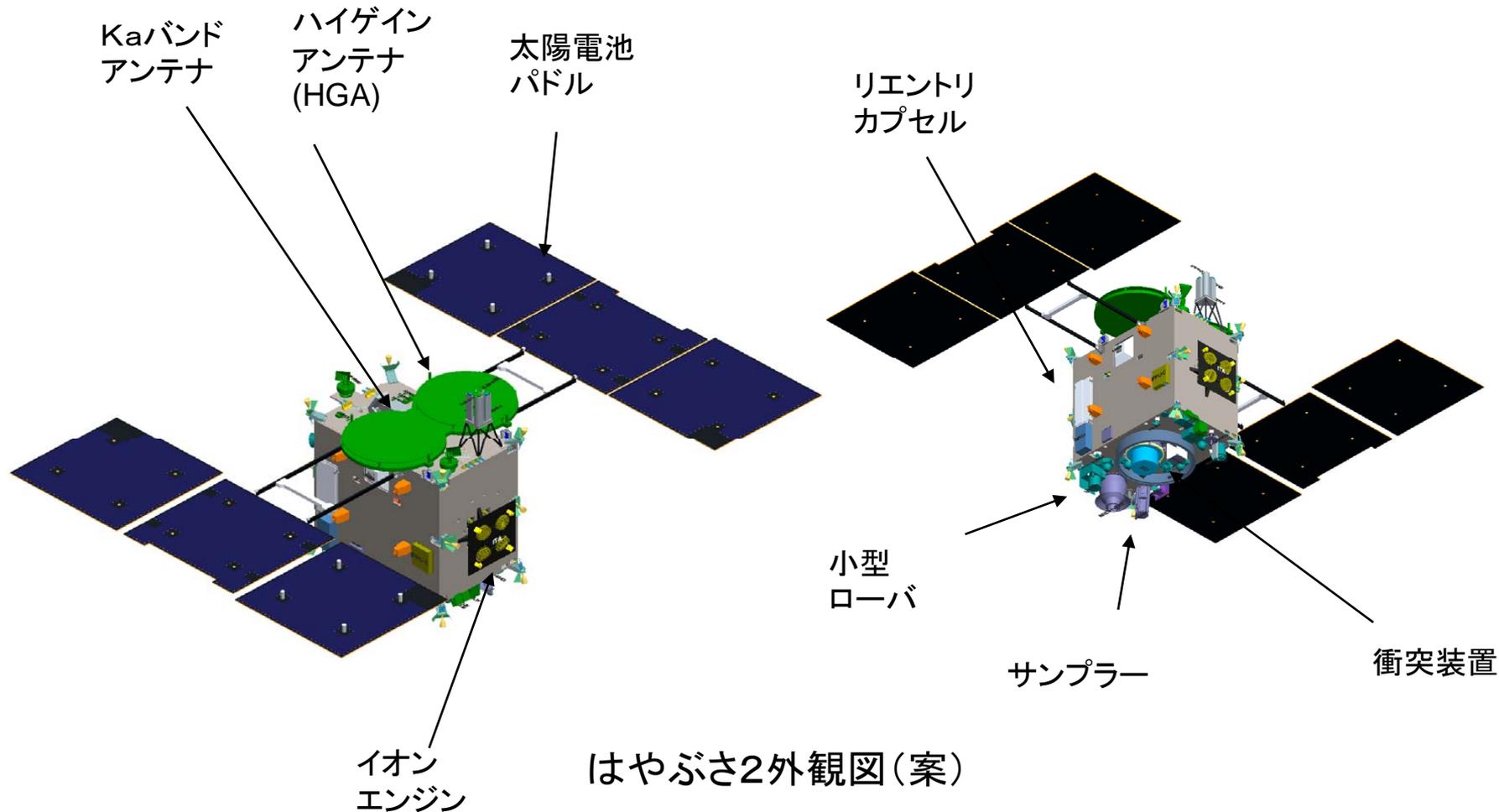
year	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	2021
	打上げ	地球スイングバイ			小惑星到着	衝突体の衝突 小惑星出発	地球帰還	詳細分析公募(*)



(\*) 初期分析を1年間行った後、全世界の研究者に公開して詳細分析(公募)を行う。

# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.2 探査機の概要(1/2)



# 4. システム選定と基本設計要求

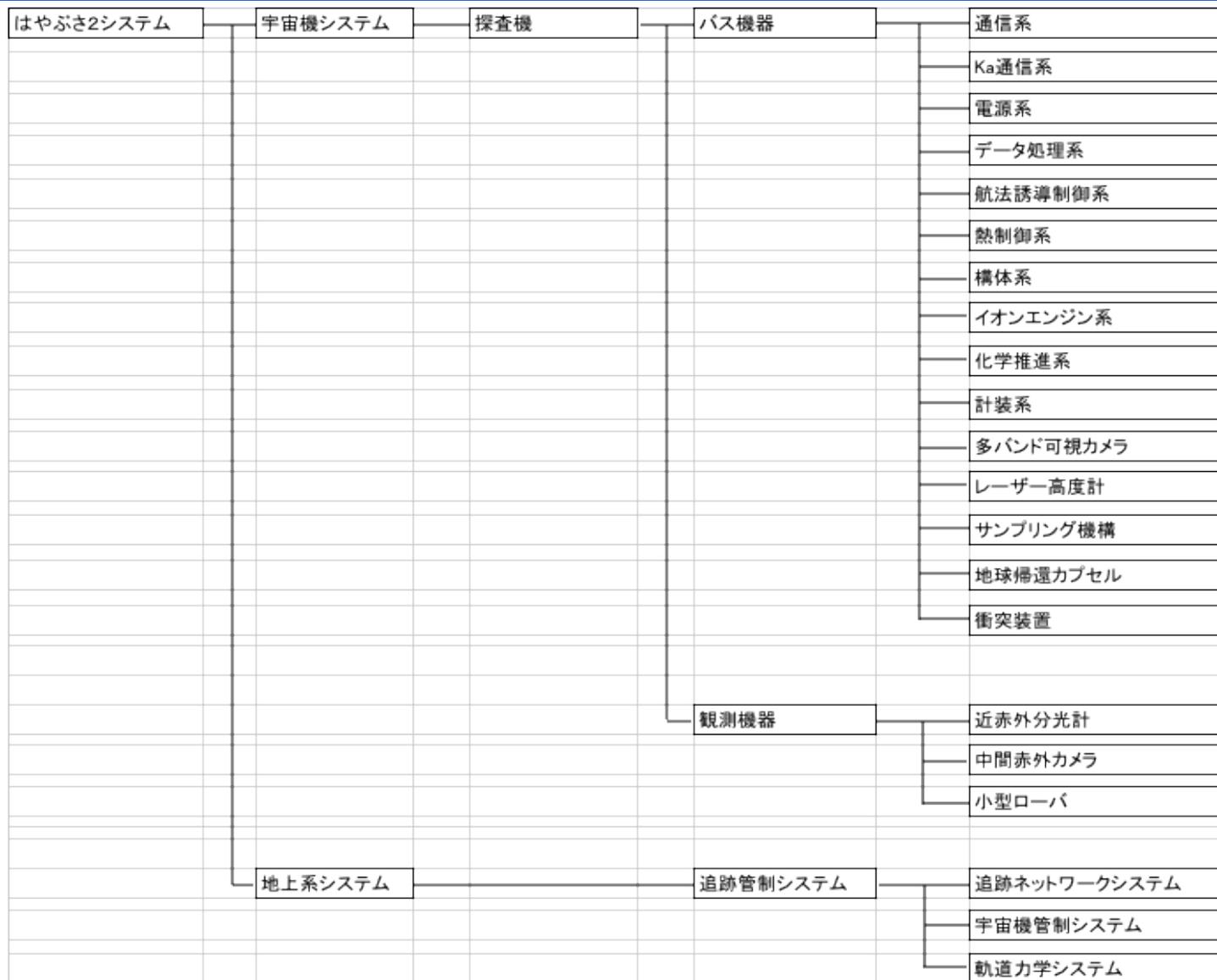
## 4.2 探査機の概要(2/2)

### 探査機の主要諸元

目標天体	1999JU3(C型・地球接近小惑星)
打上年度	2014年度(目標)
ロケット	H-II Aロケット
探査機重量	WET 重量 : 600Kg DRY 重量 : 500Kg
発生電力	ミッション時(@1.4AU) : 1000W 地球帰還時(@1.0AU) : 2000W
太陽電池パドル	3パネル×2翼
本体形状	箱型 : 1.0m(X) × 1.6m(Y) × 1.4m(Z) 参考 ; はやぶさ(1.0m(X) × 1.6m(Y) × 1.1m(Z))
姿勢制御	3軸モーメント姿勢制御方式
軌道	惑星間軌道
搭載観測機器	レーザー測距、多バンド可視カメラ、近赤外分光計、中間赤外カメラ、サンプリング機構、カプセル、小型ローバ

# 4. システム選定と基本設計要求

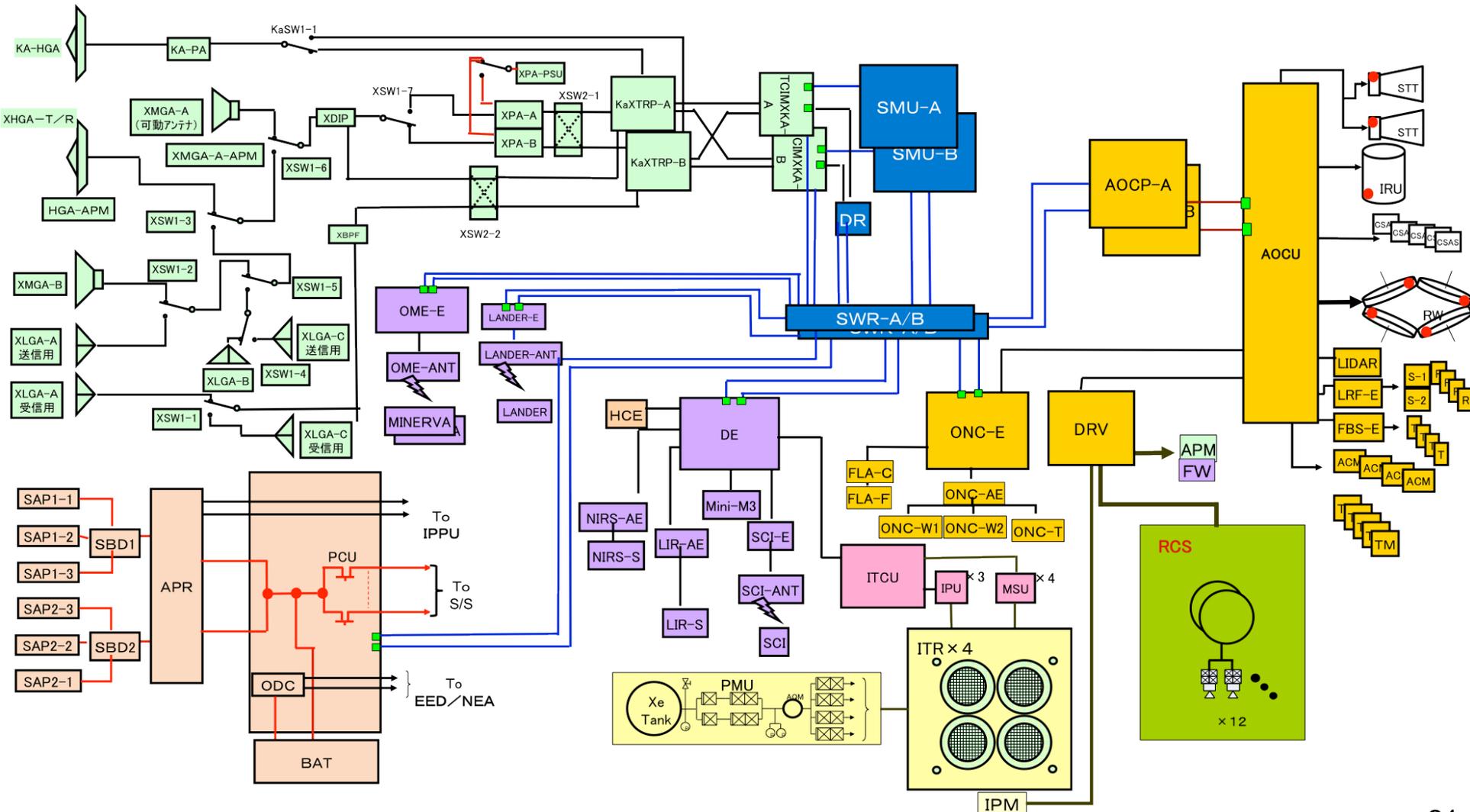
## 4.3 システム構成(1/2)



# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.3 システム構成(2/2)

システム構成図を以下に示す。(参考)



# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.4 システムの総合特性



### (1) 打上げ年度

- ・2014年度とする。

### (2) ミッション期間

- ・1999JU3への到着は2018年6月、離脱は2019年12月(ノミナル)であり、ミッション期間は6.5年とする

### (3) ロケット

- ・H-IIAロケット(標準型) 4Sフェアリングを前提とする。

### (4) 質量

- ・軌道エネルギー(C3)は $9\text{km}^2/\text{s}^2$ 。これに適合する質量配分として、下記を設定する。  
探査機質量(wet重量):600kg(ロケットインターフェースの重量は含まない。)

# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.5 バスシステム設計要求

### 主要諸元一覧(バスシステム仕様、ミッションシステム仕様)

- 構造
  - はやぶさと同形式、総重量wet600kg以下。
- 航法誘導制御系
  - 三軸安定方式、セーフホールドモード時: スピン安定化方式
  - RW × 4および20N RCS × 12基
  - 姿勢決定: STT、CSAS、IRU
  - 誘導系、小惑星相対航法: 航法カメラ(狭視野 × 1、広視野 × 2)、LIDAR、LRF、障害物センサー、ターゲットマーカー、フラッシュ。
- 推進系
  - 化学推進系: 2液ヒドラジン、調圧方式、スラスト: 20N級12基
  - 化学推進剤タンク容量: 60kg
  - 電気推進系:  $\mu$ 10 イオンエンジン × 4基。
  - Xe推薬容量: 80kg
- C&DH
  - テレメトリ生成、コマンド処理
  - 自律化処理
  - DR(ミッション/HK共用)
- TT&C
  - Xup/Xdown、地上系アンテナ: UDSC(臼田)、USC(鹿児島)およびDSN、運用局: SSOC(相模原)
  - コヒーレントトランスポンダ(レンジング、2wayドップラーを可能とすること)
  - アンテナ構成: HGA1基、MGA2基、LGAにより全方位をカバーすること。
  - ダウンリンクビットレート: 最大8kbps、最小8bps。
- Ka通信系
  - Ka帯を用いて、ミッションデータの送信を行う。
- 電源系
  - 初期運用、スイングバイ時の日陰およびターミネータ運用を除いて、SAPによりバス基本動作を賄う。SAPサイズ 2kW級。
  - 搭載2次電池: リチウムイオン電池23AH級。
  - SSR方式電源システム。
- 熱制御
  - 0.9~1.4AUで熱収支が成立のこと。
  - HCEによるヒーター制御、温度管理(ヒーターチャンネル128ch)
- ミッション系
  - サンプル機構/地球帰還カプセル 30kg
  - 搭載確定機器は、赤外分光計、中間赤外カメラ、小型ローバ。合計11.9kg以下。
  - 航法カメラ、LIDAR、LRFはサイエンス観測としても使用。
  - 衝突装置15kg。-Z面へ配置。ねじり分離方式

# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.6 ミッション設計要求(1/2)

### 各観測機器の観測項目

観測機器	観測項目
レーザー測距(*)	小惑星の表面形状、荒さを計測する。 自由落下軌道の測定を行い、重力(小惑星質量)を導出する。
多バンド可視カメラ(*)	地形マッピング、鉱物分布を計測する。
近赤外分光計	水氷、含水鉱物の探索および分布の観測を行う。
中間赤外カメラ	表面温度と熱慣性を調べ、表面状態を明らかにする。
小型ローバ	微小重力天体上の移動技術実証。 表面温度を計測する。表面の撮影を行う。
サンプリング機構	着陸地点の小惑星表面試料を採取する。
地球帰還カプセル	採取した小惑星物質を地球に帰還させる。
衝突装置(**)	人工クレータをつくり、地下物質を露出させる。

\* バス機器であるがサイエンス観測にも使用する。

\*\* 科学観測、サンプリングを拡充させるための手段として用いる。

# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.6 ミッション設計要求(2/2)

### 主要諸元一覧(ミッション機器仕様)

分類	項目	ノミナル機器				
		レーザー測距	多バンド可視カメラ	近赤外分光計	中間赤外カメラ	小型ローバ
機械的I/F	サイズ	240 x 228 x 250 mm	240 x 130 x 130 mm	335 x 165 x 100 mm (分光器部のみ)	200 x 150 x 100 (Foodを除く)	φ180[mm] x 150[mm] (本体のみ)
	質量	3.7 kg	1.61kg (+ONC-AE 1.01kg and ONC-E 3.66kg)	約4.4kg	約4.0kg	約3.5kg(含むOME)
電気I/F	消費電力	17 [W](ヒータを除く)	<4.57 W (+ONC-AE <35W and ONC-E 26W)	30.5 W(TBD)	23.7 W(TBD)	5W(TBD)
データI/F	データ発生量	1pps(4Byte/s:測距2、強度1、ステータス1)	3MB/day。特殊運用時は数10MBをDR記録。	21bps(25s毎に0.52 kB)	1MB/day(=7MB/week)程度。特殊運用時は数10MBをDR記録	
	必要回線速度		1Mbyte/sec以上(AMICA→DR)			
性能	計測概要	小惑星表面～探査機間の距離を測定	フィルタを用いて複数の波長帯の画像を取得する。	3μmをふくむ波長範囲の分光を行い、H2O/OHの存否、分布を計測する。	中間赤外スペクトル及び画像から温度と温度分布を計測する。	CCDカメラ×3(望遠、接写) 温度計×6
	視野	1.7 mrad(0.097°)	5.7° × 5.7°	0.1° × 0.1°	5.7° × 5.7° (TBD)	47° × 36°
	空間分解能	—	2m/pixel@HP(高度20km)	35m@HP(高度20 km)	2m/pixel@HP(高度20km)(TBD)	—
	画素数	—	1024x1000	1 × 128	344 × 260	有効画素:768 × 494 出力画素:640 × 480
	観測波長範囲	—	~1000nm、~700nm、UV	1.7~3.4μm(TBD)	8~12μm	可視
	波長分解能	—	—	20 ~ 50 nm	≤1μm幅	—
	その他	計測距離:50±1m - 50±0.01km 計測周波数:1Hz	—	—	観測温度範囲:220~400K(TBD) 絶対温度精度:1K	観測温度範囲:-200~200°C
その他	特殊要求運用要求	ミッション運用期間中に自由落下計測を行うこと。	衝突前後に詳細な地形マッピング運用を行うこと。	センサ温度を-60°C以下(TBD)に制御できるようレイアウトを検討すること。	—	—
	TRL	6~8 (はやぶさのヘリテージ)	6~8 (Hayabusa/ONC、Planet-C/UVIのヘリテージ)	3 (検出器は新規開発)	6 (Planet-C/LIRのヘリテージ)	6 (はやぶさ/MINERVAのヘリテージ)

# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.7 地上システム(1/2)

地上系システムの範囲は下記のシステムから構成される。  
全体コンフィギュレーション図を次ページに示す。

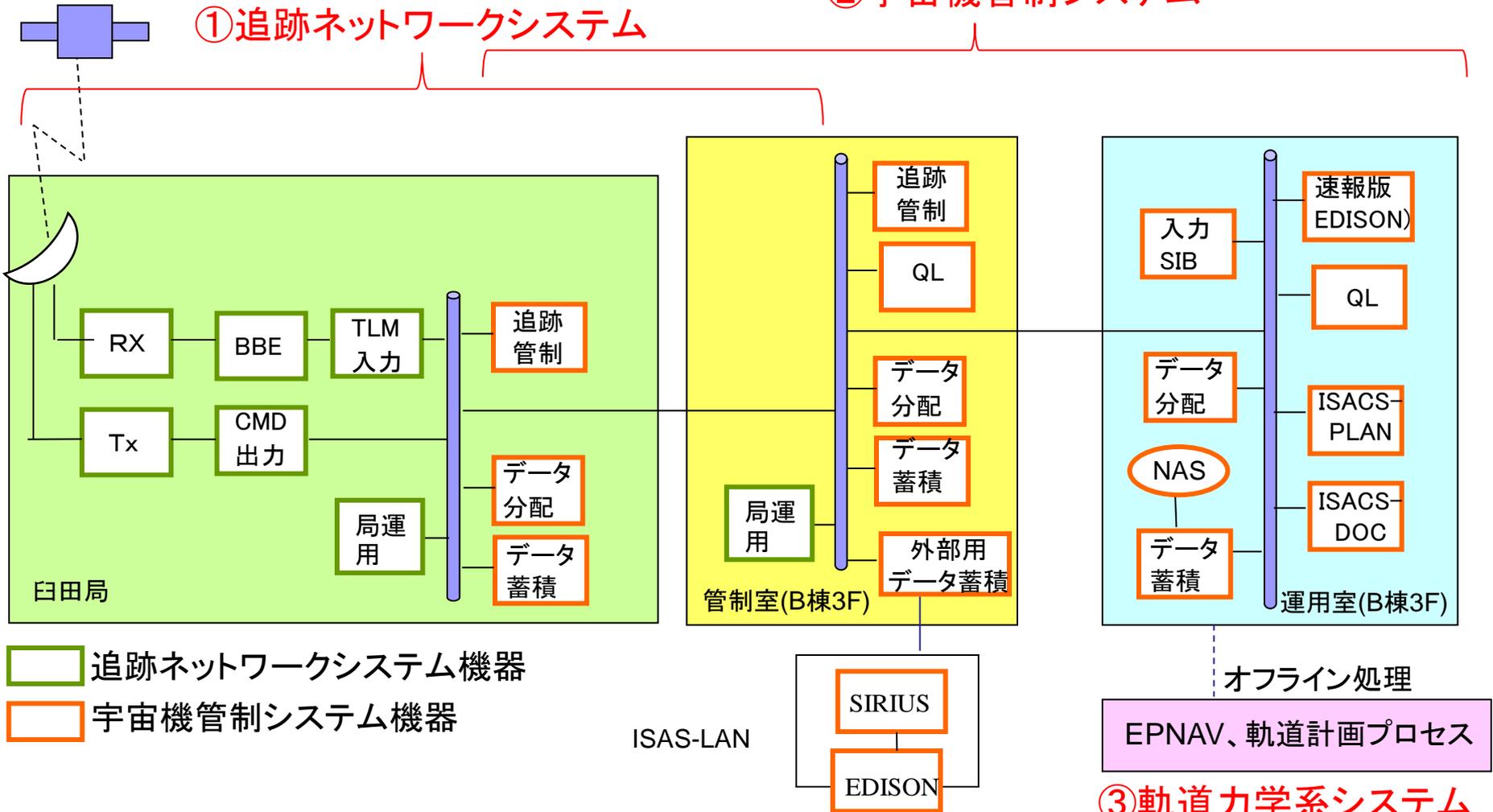
- ① 追跡ネットワークシステム
- ② 宇宙機管制システム
  - ②-1 追跡管制情報システム
  - ②-2 ミッションデータ解析/バス機器軌道上評価システム  
(QL、ISACS-DOC、ISACS-PLAN)
  - ②-3 ミッション機器運用計画立案システム
  - ②-4 ミッションデータ処理システム (SIRIUS/EDISON)
  - ②-5 ミッションデータ蓄積システム
- ③ 軌道力学系システム

# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.7 地上システム(2/2)

### ① 追跡ネットワークシステム

### ② 宇宙機管制システム



# 4. システム選定と基本設計要求

## 4.8 技術開発項目

- はやぶさに搭載されていなかった機器は以下の通りである。
  - ①衝突装置
  - ②Ka通信系
  - ③中間赤外カメラ
  - ④近赤外分光計
- このうち新規技術開発を要する機器は、衝突装置、近赤外分光計である。
  - **衝突装置**は、弾頭部など実験室環境以上の実績はないが、他分野で実績のある技術であり、実現性はあると判断している。開発フェーズまでに、弾頭部の地上試験を実施することで、課題の抽出とリスクの低減を図る。
  - **近赤外分光計**は、コンセプト実証以上の実績がないが、はやぶさ搭載近赤外分光計からの機能向上(波長域変更)であるため、実現性はあると判断する。開発フェーズまでに、センサ及び周辺回路の試作を行い、課題の抽出とリスクの低減を図る。
- 参考:各サブシステム毎の技術成熟度(TRL)をp.68以降に示す。

## 5. 開発計画

## 5. 開発計画

### 5.1 開発体制とスケジュール(1/4)

- ・プロジェクトは、プロジェクト管理を担当する若干名のプロジェクト主務者と、既存の宇宙機システム技術やバス開発技術を継承しつつ、プロジェクトの開発を担当する者によるマトリクス体制で構成する。体制図を次ページに示す。
- ・プロジェクト準備段階(プリプロジェクトチーム)の体制:
  - 【主務】 プリプロジェクトリーダー:1名
    - サイエンスとりまとめ:1名
    - システムとりまとめ:1名
    - マネージメント支援担当:2名
  - 【兼務】 月惑星探査プログラムグループ内マトリクス体制
    - システム開発、ミッション機器開発、特定バス機器開発、理学研究
  - 【他本部協力】 宇宙科学研究所(理学、工学)
    - 研究開発本部(共通バス機器技術、誘導制御技術)
  - 【国内機関(JAXA外)】 次ページ参照
  - 【国際協力】 LOI交換機関: ドイツDLR、米国JPL