
4. システム選定と基本設計要求

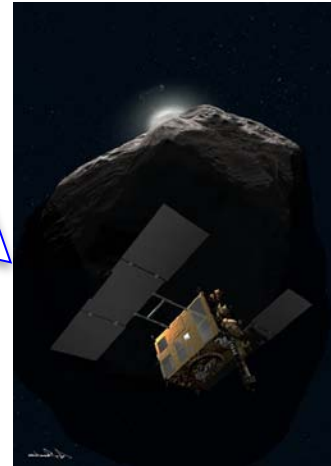
4. システム選定と基本設計要求

4.1 ミッション概要 (1/2)

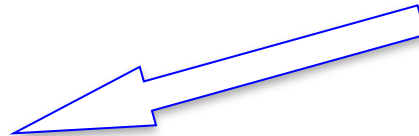
打上げ



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。

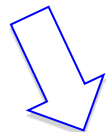


衝突体の衝突による小惑星表面地形の変化や形成された人工クレーターなどを探査機が観測することで、小惑星の地下物質、内部構造、再集積過程に関する新たな知見を得る。安全が確認できれば、人工クレーター近傍での試料採取にも挑む。



地球帰還

探査機が地球に戻り、カプセルを地上で回収する。

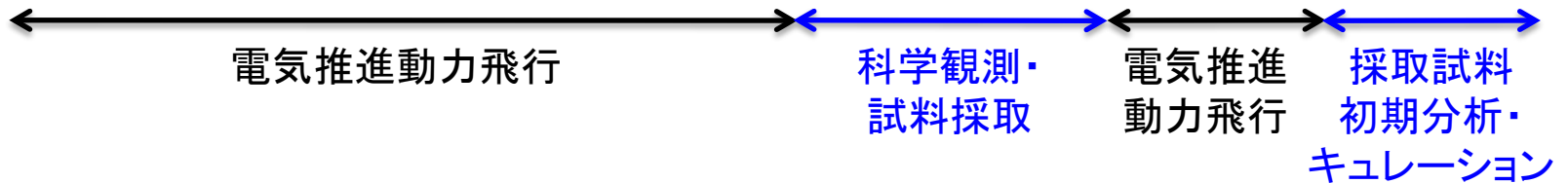


サンプル分析

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)

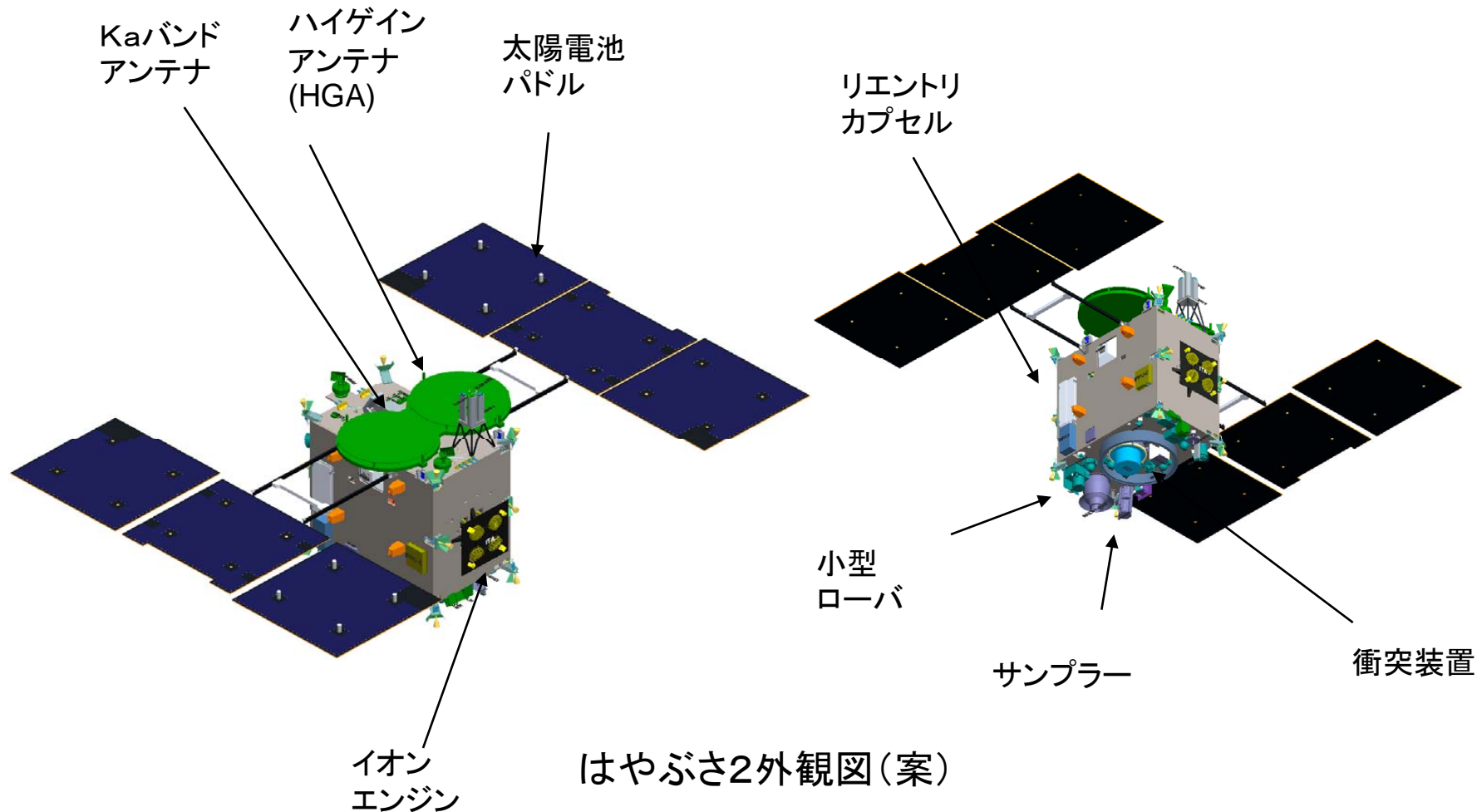
year	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	2021
	打上げ	地球スイングバイ			小惑星到着	衝突体の衝突 小惑星出発	地球帰還	詳細分析公募(*)



(*) 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-IIA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

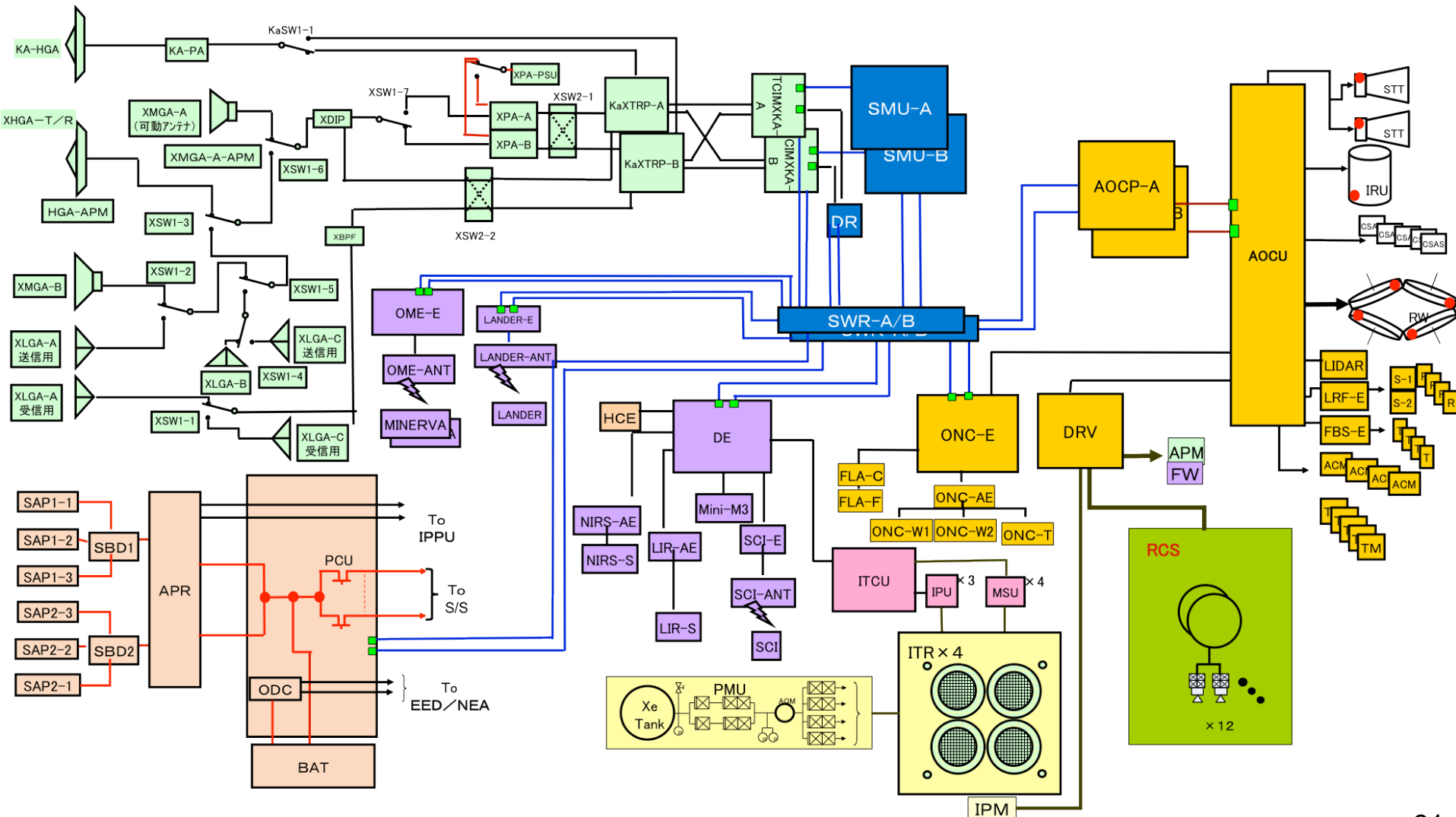
4.3 システム構成(1/2)



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: μ 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
 - サンプリング機構/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。

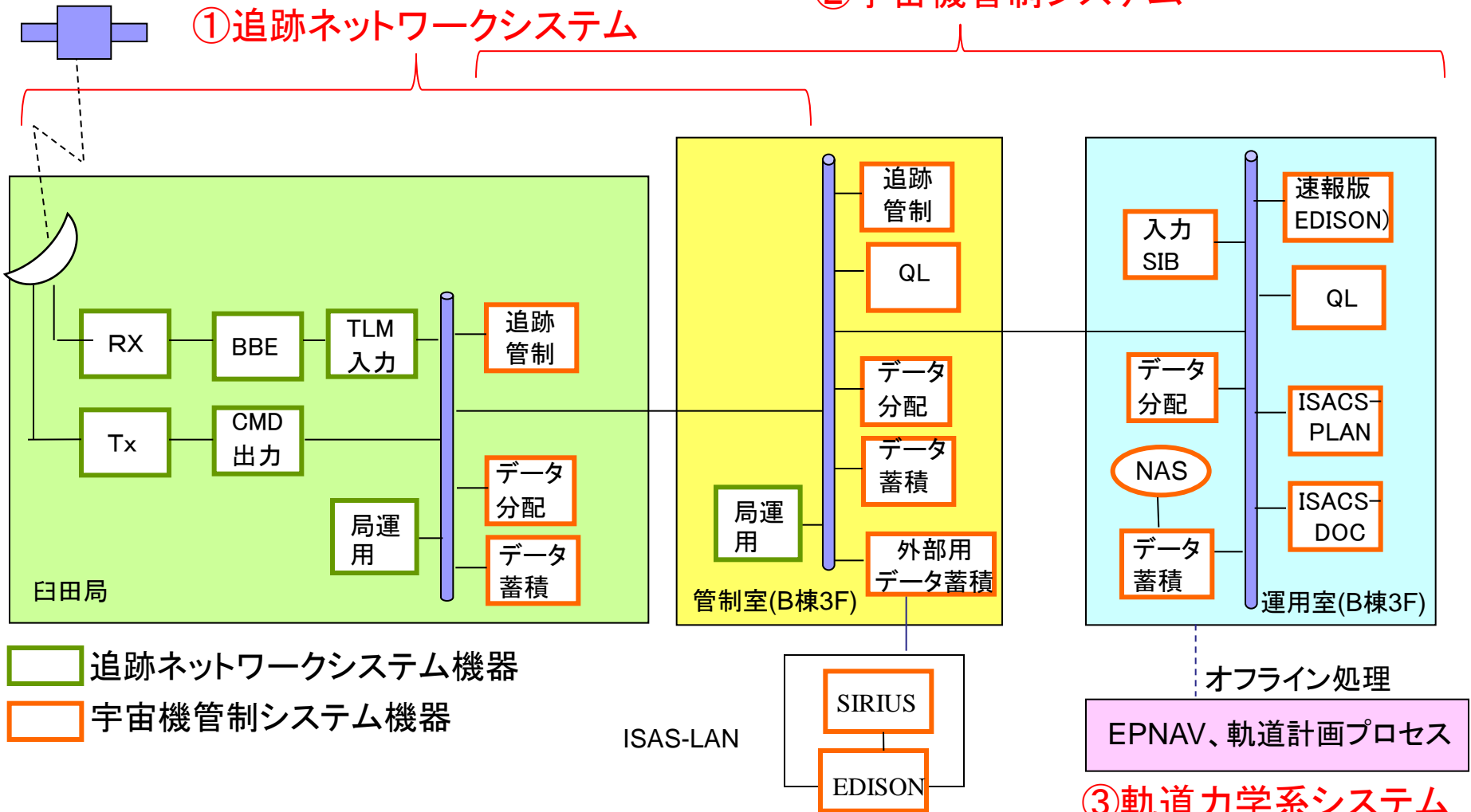
- ① 追跡ネットワークシステム
- ② 宇宙機管制システム
 - ②-1 追跡管制情報システム
 - ②-2 ミッションデータ解析/バス機器軌道上評価システム
(QL、ISACS-DOC、ISACS-PLAN)
 - ②-3 ミッション機器運用計画立案システム
 - ②-4 ミッションデータ処理システム (SIRIUS/EDISON)
 - ②-5 ミッションデータ蓄積システム
- ③ 軌道力学系システム

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

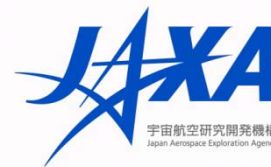
5. 開発計画

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

5. 開発計画

5.1 開発体制とスケジュール(2/4)



JAXA

理事長

月・惑星探査プログラムグループ

月・惑星探査プログラムグループ
理事 小澤 秀司
月・惑星探査プログラムグループの業務を掌理する

月・惑星探査プログラムグループ
統括リーダー 長谷川義幸
月・惑星探査プログラムグループの業務を掌理する

宇宙探査委員会

月・惑星探査プログラムディレクター
教授 川口 淳一郎
統括リーダーを補佐し、その命を受け、月・惑星探査活動に関する業務を統括する

衛星バス
機器開発

はやぶさ2プリプロジェクト

国内メーカー

ミッション
機器開発
試料初期分析

国内メーカー、
国際協力
研究機関

サイエンス

関連する学協会
(日本惑星科学会、
日本地球化学会、
日本鉱物科学会、
日本天文学会、
日本スペースガード協会、
など)

サイエンスチーム

(大学・研究機関、共同研究員)

月・惑星探査プログラム
グループ内専門技術組織

探査機システム研究
開発グループ

特有バス機器研究開
発グループ

特有ミッション機器研
究開発グループ

理学研究グループ

宇宙輸送ミッション本部
追跡運用支援

安全・信頼性推進部
安全信頼性の確保支援

システムズ・エンジニアリ
ング推進室
コストを含めたプロジェクト
推進に関するチェック/提言

宇宙科学研究所 (ISAS)
研究連携

宇宙理学委員会
宇宙工学委員会

連携・支援

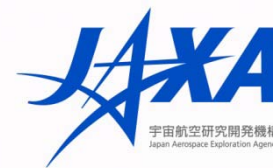
連携・支援

連携・支援

連携・支援

5. 開発計画

5.1 開発体制とスケジュール(3/4)



プリプロジェクトチームの内訳(2010.07.1現在)

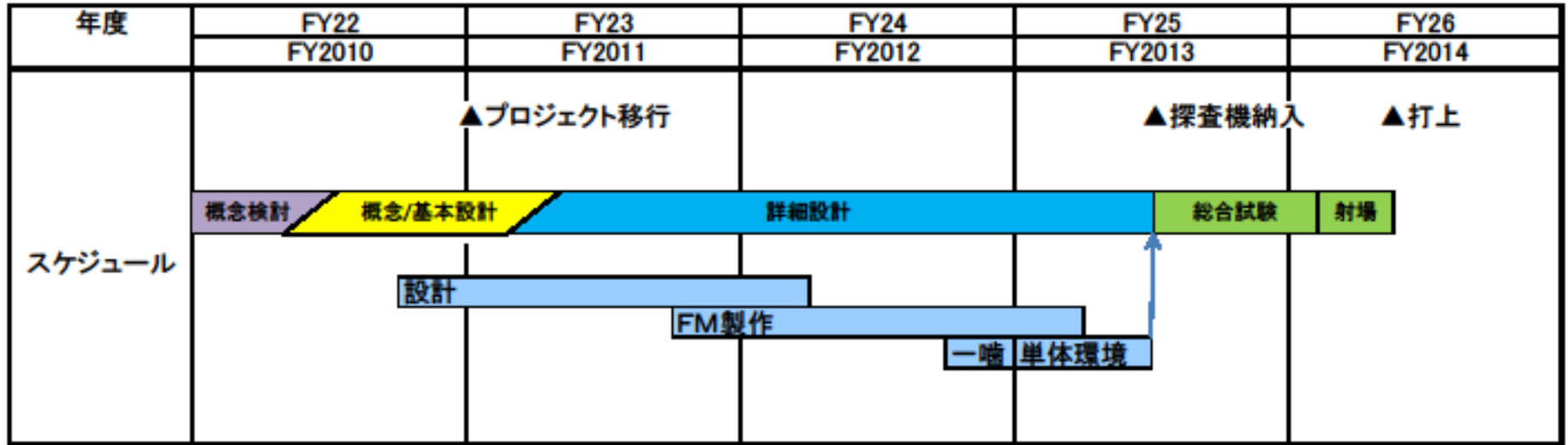
JAXA内: 34名

JAXA外: 64名 (34機関)

所属人数	機関数	機関名
8	1	会津大学
6	1	国立天文台
5	2	東京大学, 日本大学
4	1	大阪大学
2	6	九州工業大学, 国立環境研究所, 東海大学, 日本スペースガード協会, 国立中央大学天文研究所, 岡山地球物質研
1	21	Friedrich Schiller University, Brown University, 愛知東邦大学, 茨城大学, 海洋研究開発機構, 京都大学, 広島大学, 福島工業高等専門学校, 産業技術総合研究所, 首都大学東京, 情報通信研究機構, 神戸大学, 総合研究大学院大学, 東京工業大学, 日本原子力研究開発機構, 福岡工業大学, 北海道教育大学, 北海道大学, 和歌山大学, NASA JSC, ハワイ大HIGP

5. 開発計画

5.1 開発体制とスケジュール(4/4)



「はやぶさ」探査機の技術を最大限に継承することで、開発期間の短縮を図っている(変更箇所を最小限に限定)。

5. 開発計画

5.2 資金計画

「はやぶさ2」プロジェクトの資金計画は、探査機開発費(約148億円)^(注1)と運用費(約16億円)^(注2)で、合計約164億円を目標とする。

(注1)「はやぶさ」の教訓を反映した信頼性向上、衝突装置等の追加、原材料等の価格上昇によるコスト増のため、「はやぶさ」の設計活用等によるコスト減を相殺し、「はやぶさ」と比してコスト増となっている。

(注2) 地上系、ソフトウェア開発を含む。ただし、打上サービスおよび初期分析費は含まない。

参考: 過去・現在の類似探査機開発費(打上費用除く)

- はやぶさ (日本、小惑星サンプルリターン、運用2003-2010年):
約127億円(運用費は含まない)
- スターダスト (米国、彗星塵サンプルリターン、運用1999-2006年):
約1.5億米ドル(180億円:1999年支出官レート)
- オシリス・レックス(米国、小惑星サンプルリターン、フェーズA検討中):
6.50億米ドル以下(611億円:2010年支出官レート)
- マルコポーロ (ESA、小惑星サンプルリターン、計画中):
約4.75億ユーロ(635億円:2010年支出官レート)

6. リスク管理

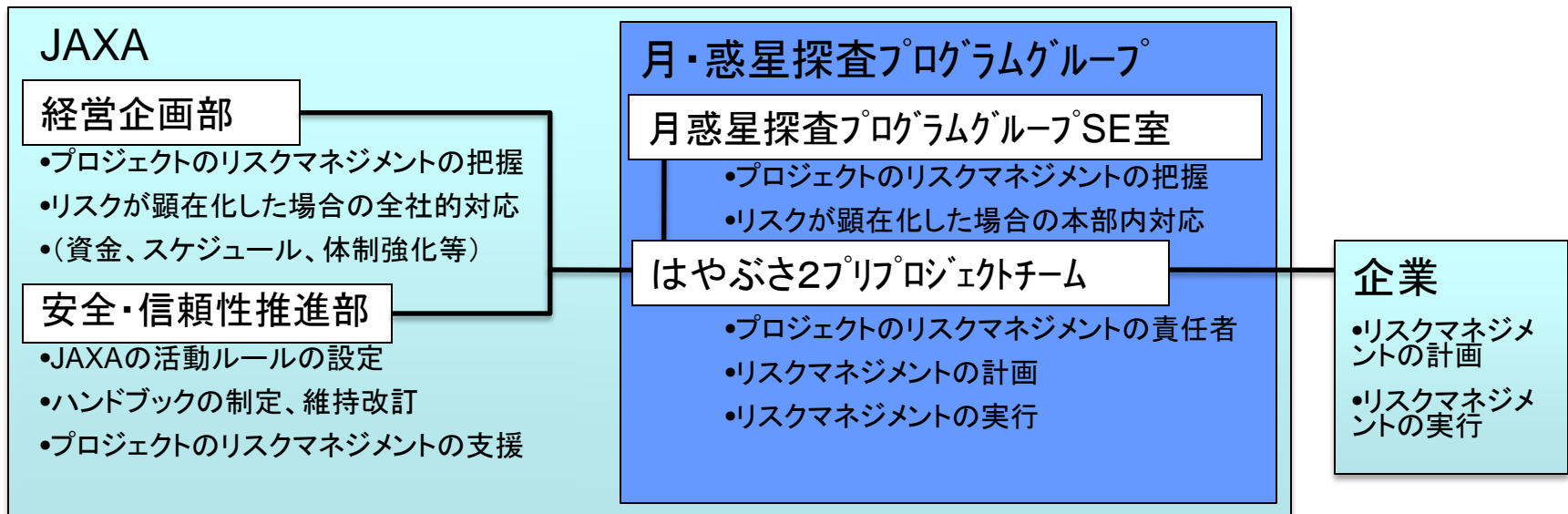
6. リスク管理(1/4)

(1) リスク管理方針

はやぶさ2開発のリスクについては、探査機の開発に係わるリスクを許容できる範囲に低減し、探査機開発を確実に実行するために、リスク管理は、RQA-A0002「科学衛星リスクマネジメント標準」に基づいて管理を行う。

(2) リスク管理の実施計画

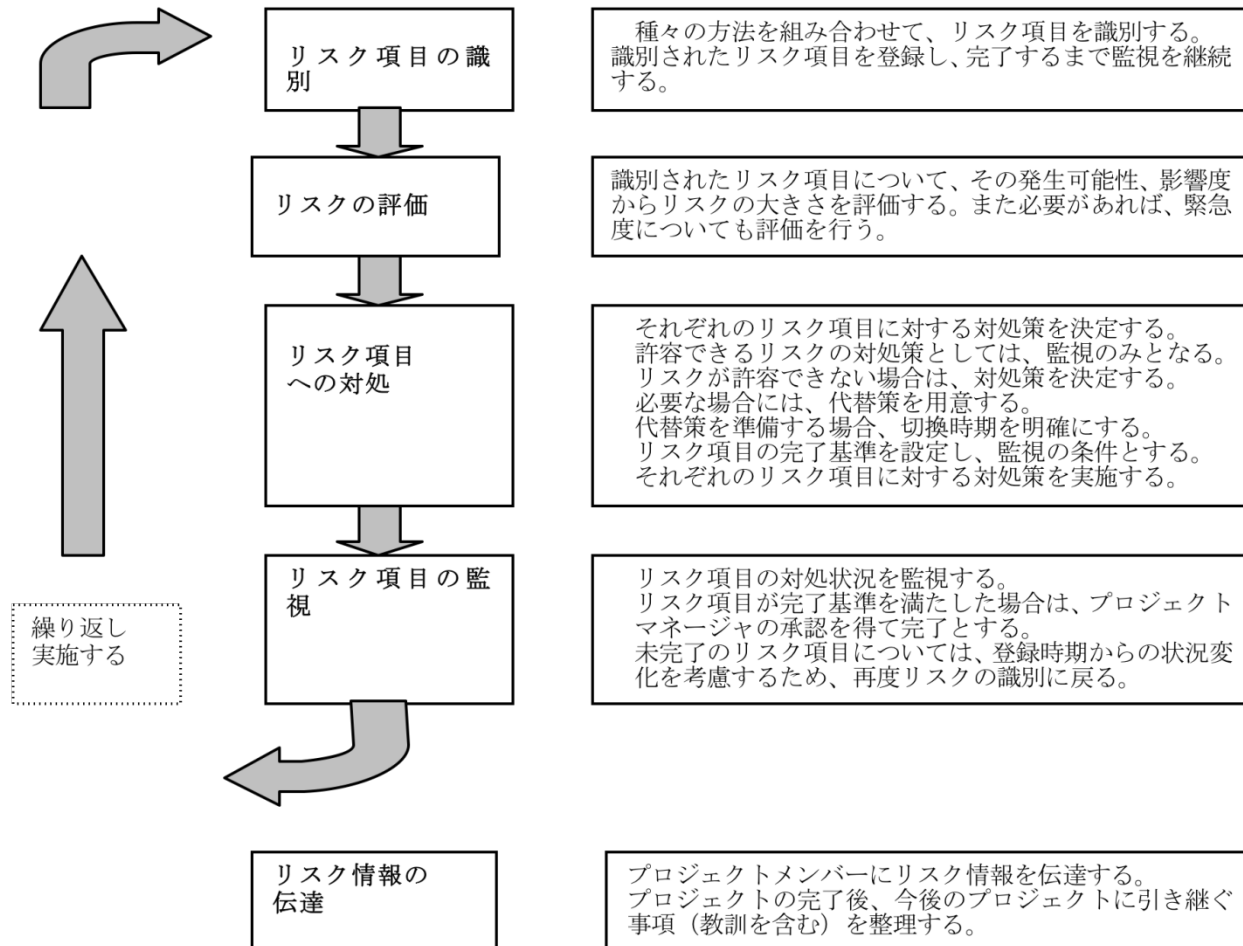
プロジェクト内外の役割と責任を決定し、リスク管理を実行する体制を構築する。



6. リスク管理 (2/4)

リスク管理の実行

プロジェクトの開始から終了まで、継続的に以下のリスク管理を実行し、開発へのフィードバックを図る。



6. リスク管理 (3/4)

リスク識別と対処方針

はやぶさ2リスク識別結果のうち、マネジメントリスク及び探査機に特有な技術リスクのうち主要なものの研究／開発研究段階での計画を以下に示す。

リスク項目	プロジェクト	開発研究段階での対処計画
H-IIAロケット打上げの遅延 【カテゴリ1】	ロケット	次回の打ち上げは5年以上先になるため、JAXA内関係部署との調整を密にして遅延を防止する。
探査機開発の遅延 【カテゴリ2】	探査機	開発作業項目をブレークダウンし、衛星開発の全フェーズでクリティカルパスを明確化するとともに、マスタスケジュール等でスケジュールの進捗管理を徹底して、スケジュール遅延を未然に防ぐ。
DSN局の支援確保 【カテゴリ2】	探査機	海外局が確保できないと運用に大きな支障がでるため、JAXA内外関係部署との調整を密にして遅延を防止する。

(注)

【カテゴリ1】: JAXA/プロジェクトのコントロールが困難な外的要因が主で、必要に応じ追加コスト、スケジュール見直しを要するもの

【カテゴリ2】: 内的要因が主で、研究段階でリスクとして識別されたもの

6. リスク管理(4/4)

リスク識別と対処方針

はやぶさ2プロジェクトリスク識別結果のうち、はやぶさ2システムに特有な技術リスクのうち主要なものの研究／開発研究段階での計画を以下に示す。

リスク項目	プロジェクト	開発研究段階での対処計画
衝突装置の開発 【カテゴリ2】	探査機	早期に設計を行い、EMの開発を実施する。探査機姿勢系と合わせた設計検討と地上検証を行う。安全設計に関しても早期に着手を行い、設計検討と地上検証を行う。
近赤外分光計の開発 【カテゴリ2】	探査機	早期に設計を行い、EMの開発を実施する。探査機姿勢系と合わせた設計検討と地上検証を行う。

(注)

【カテゴリ1】: JAXA/プロジェクトのコントロールが困難な外的要因が主で、必要に応じ追加コスト、スケジュール見直しを要するもの

【カテゴリ2】: 内的要因が主で、研究段階でリスクとして識別されたもの

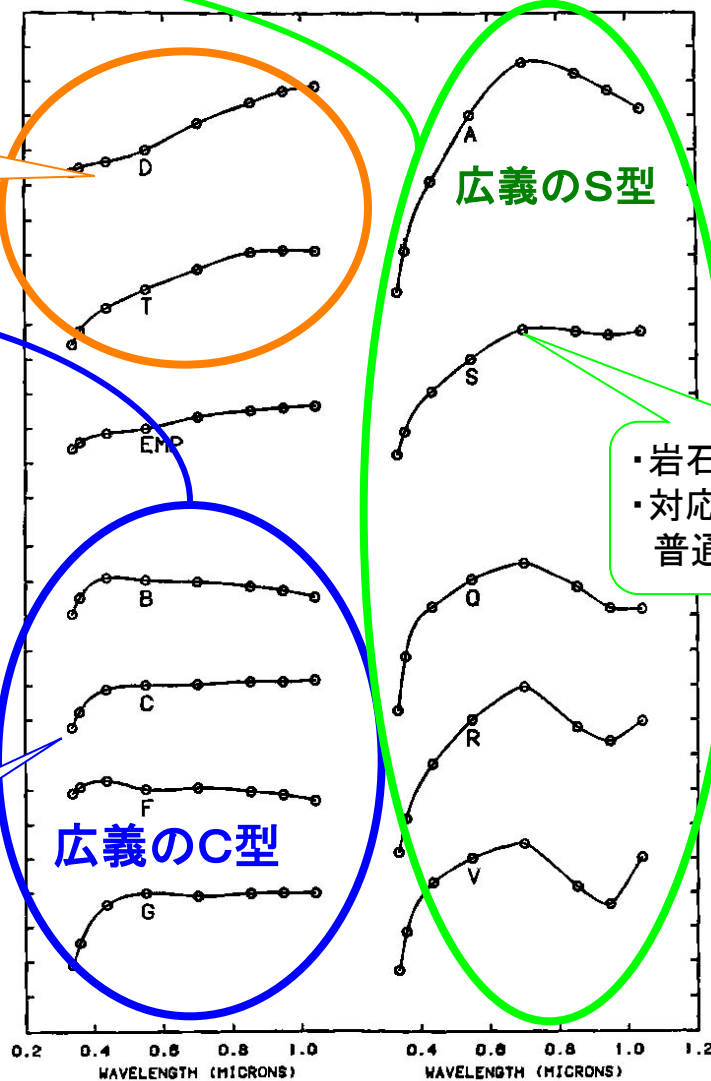
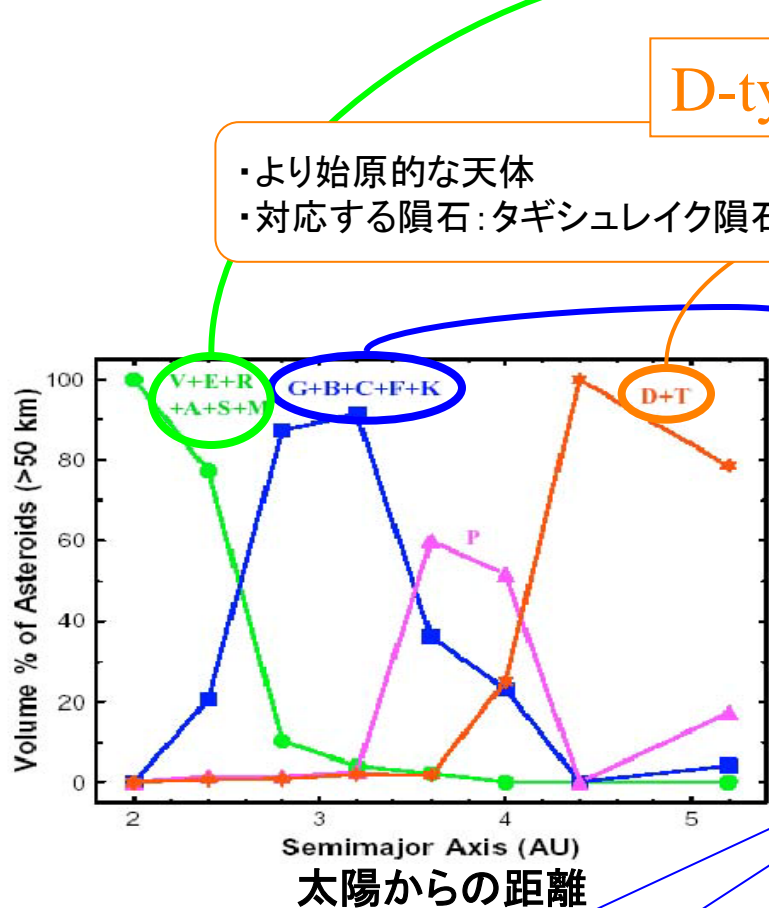
7. まとめ

- はやぶさ2は、我が国の宇宙開発に係る政策に則って具体化されたものであるとともに、「太陽系探査科学の進むべき方向」(平成19年3月)に位置づけられたミッションであり、その科学的・技術的・社会的意義について明らかにした。(1. 意義・目的)
- はやぶさ2ミッションの意義に対応し、ミッションの目的および目標それぞれを設定した。(2. 目標)
- はやぶさ2は、はやぶさの成果を活用し、信頼性の確保のため既開発技術をベースとする。新規開発機器についてはキーとなる技術の機能性能を確認して、確実な開発を図ることを方針とした。(3. 開発方針)
- JAXA内および研究機関の実施体制を明確にした。(5. 開発計画)
- その他、システム選定及び基本設計要求、開発計画、リスク管理の各項目について開発研究移行段階における検討・実施状況を明らかにした。(4. システム選定および基本設計要求、5. 開発計画、6. リスク管理)。

以上から、はやぶさ2の開発研究段階への移行が可能である。

参考資料

小惑星の型について



S-type

- ・有機物や含水鉱物に富む
- ・対応する隕石: 炭素質コンドライト

C-type

反射スペクトルによる小惑星の分類

観測キャンペーン(2007~2008)までに得られた物理情報のまとめ

自転周期: 0.3178day (\sim 7.6 h)

自転軸の方向: $(\lambda, \beta) = (331, 20)$

軸比 = 1.3 : 1.1 : 1.0

大きさ: 0.922 ± 0.048 km

アルベド: 0.063 ± 0.006

等級等: $H=18.82 \pm 0.021, G=0.110 \pm 0.007$

タイプ: C_g
 推定された形状



図 4: 正面



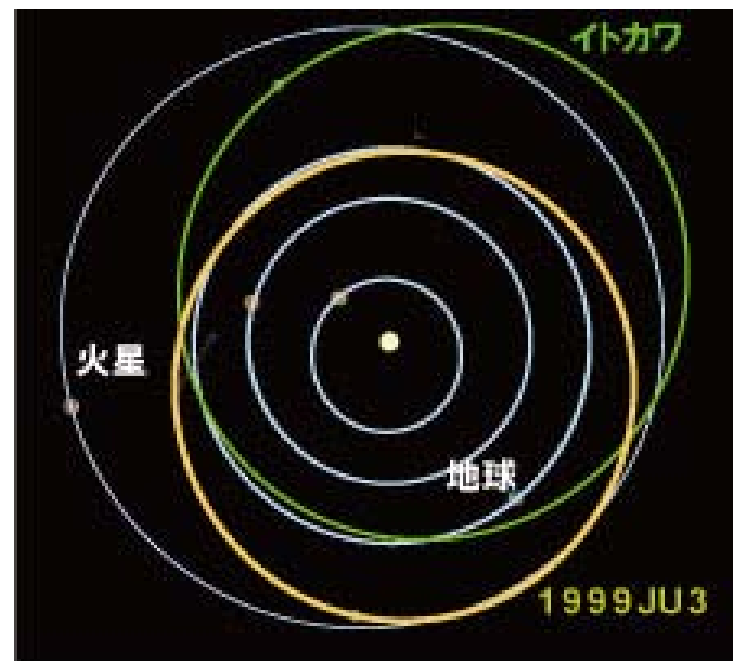
図 5: 側面



図 6: 上面

(Kaasalainenらによる)

軌道



- ミッション目的がサンプルリターンであるので、**探査機が往復可能な軌道**にある天体である必要がある(ΔV が十分に小さい)。同時に、カプセルの**リエントリー速度にも制限**がある。「はやぶさ2」として仮定する探査機の規模は「はやぶさ」と同等であるため、イトカワ的な軌道のみが対象となる。
- 小惑星のスペクトル型、自転周期や自転軸の向き、大きさ、形状、表面の反射率などの物理データが分かっている必要がある。特に、**自転周期は着陸の可否にとって重要**であり、自転周期が短いものは不可。
- 「はやぶさ2」のミッション定義より、より始原的な天体の探査を行うことが理学的な目標となっている。具体的には、**スペクトル型がC型の小惑星である必要がある**。(S型の小惑星はすでに「はやぶさ」で探査したので理学的な新規性に欠ける。また、より始原的であるD型小惑星については、宇宙検疫の問題があり、現時点ではハードルが高い。)
- 以上を考慮すると、現時点では候補となる天体は、1999 JU3のみとなる。

探査対象天体絞り込みの過程

