

はやぶさ2情報源

Fact Sheet

小惑星到着直前版

Ver. 2.2

2018.06.27

はやぶさ2プロジェクトチーム



内容(目次)

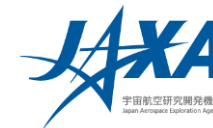
1.	概要	3
2.	探査機	14
3.	ミッションの経緯	54
4.	軌道	76
5.	小惑星近傍での運用	89
6.	運用	97
7.	探査対象天体	104
8.	サイエンス	122
9.	国際協力	130



1. 概要



「はやぶさ2」概要



目的

「はやぶさ」が探査したS型小惑星イトカワよりも始原的なタイプであるC型小惑星リュウグウの探査及びサンプルリターンを行い、原始太陽系における鉱物・水・有機物の相互作用を解明することで、地球・海・生命の起源と進化に迫るとともに、「はやぶさ」で実証した深宇宙往復探査技術を維持・発展させて、本分野で世界を牽引する。

期待される成果と効果

- ・水や有機物に富むC型小惑星の探査により、地球・海・生命の原材料間の相互作用と進化を解明し、太陽系科学を発展させる。
- ・衝突装置によって生成されるクレーター付近からのサンプル採取という新たな挑戦も行うことで、日本がこの分野において、さらに世界をリードする。
- ・太陽系天体往復探査の安定した技術を確認する。

特色:

- ・世界初のC型微小地球接近小惑星のサンプルリターンである。
- ・小惑星にランデブーしながら衝突装置を衝突させて、その前後を観測するという世界初の試みを行う。
- ・「はやぶさ」の探査成果と合わせることで、太陽系内の物質分布や起源と進化過程について、より深く知ることができる。

国際的位置づけ:

- ・日本が先頭に立った始原天体探査の分野で、C型小惑星という新たな地点へ到達させる。
- ・「はやぶさ」探査機によって得た独自性と優位性を発揮し、日本の惑星科学及び太陽系探査技術の進展を図るとともに、始原天体探査のフロンティアを拓く。
- ・NASAにおいても、小惑星サンプルリターンミッションOSIRIS-REx（打上げ：平成28年、小惑星到着：平成30年、地球帰還：平成35年）が実施されており、サンプルの交換が取り決められていることに加えて科学者の相互交流が行われており、両者の成果を比較・検証することによる科学的成果も期待されている。



はやぶさ2 主要緒元 （イラスト 池下章裕氏）

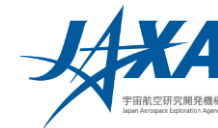
質量	約 609kg
打上げ	平成26年(2014年)12月3日
軌道	小惑星往復
小惑星到着	平成30年(2018年)6月27日
地球帰還	平成32年(2020年)
小惑星滞在期間	約18ヶ月
探査対象天体	地球接近小惑星 Ryugu(リュウグウ)

主要搭載機器

サンプリング機構、地球帰還カプセル、光学カメラ、レーザー測距計、科学観測機器(近赤外、中間赤外)、衝突装置、小型ローバ



ミッションの意義



1. 科学的意義

「我々はどこから来たか」— 太陽系の起源と進化、生命の原材料の探求

地球本体、海水、生命を作った原材料物質は、惑星が生まれる前の原始太陽系星雲の中に存在していたが、太陽系初期には同じ母天体の中で、互いに密接な関係を持っていた。この相互作用を現在でも保っている始原天体(C型小惑星)を探查しそのサンプルを分析することで、太陽系の起源・進化の解明や生命の原材料物質を解明する。

2. 技術的意義

「技術で世界をリードする」— 日本独自の深宇宙探査技術の継承と発展

小惑星探査機「はやぶさ」は世界初の小惑星サンプルリターンとして、数々の新しい技術に挑戦したミッションであった。その経験を継承し、より確実に深宇宙探査を行える技術を確立する。さらに、新たな技術にも挑戦し、今後の新たな可能性を開く。

3. 探査としての意義

「フロンティアへの挑戦」— 科学技術イノベーション、産業・社会への波及、国際プレゼンス発揮、青少年育成等の効果

未踏の地に踏み込むことで、新しい科学技術を創造し、産業に貢献するとともに、天体の地球衝突問題(スペースガード)、宇宙資源利用、有人探査のターゲット等の科学以外の観点からも小天体に対応することで社会に貢献する。



ミッションの目標

- **理学目標1: 太陽系における物質進化過程の謎解き**
C型小惑星の物質科学的特性を調べる。特に鉱物-水-有機物の相互作用を明らかにする。
- **理学目標2: 微惑星の物理進化過程の謎解き**
小惑星の再集積過程・内部構造・地下物質の直接探査により、小惑星の形成過程を調べる。
- **工学目標1: 深宇宙サンプルリターン探査技術の確立**
「はやぶさ」で試みた新しい技術について、ロバスト性、確実性、運用性を向上させ、技術として成熟させる。
- **工学目標2: 宇宙衝突探査技術の実証**
衝突体を天体に衝突させる実証を行う。



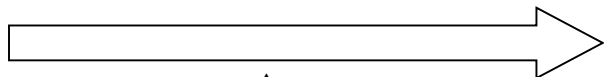
ミッションの流れ



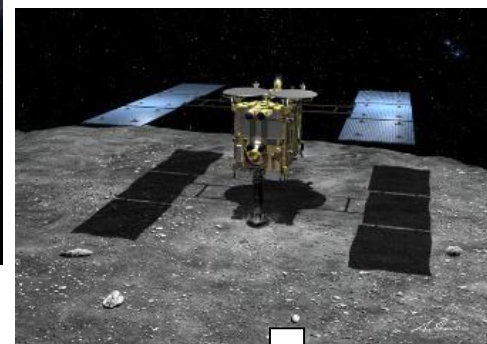
打上げ
2014年12月3日



小惑星到着
2018年6月27日



▲
地球スイングバイ
2015年12月3日

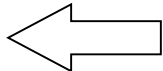


リモートセンシング観測によって、小惑星を調べる。その後、小型ローバや小型着陸機を切り離す。さらに表面からサンプルを取得する。

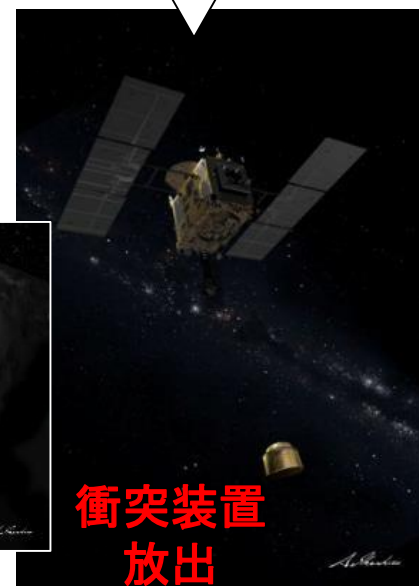
地球帰還
2020年末ごろ



小惑星出発
2019年11-12月



人工クレーター
の生成



衝突装置
放出

安全を確認後、クレーターにタッチダウンを行い、地下物質を採取する。

衝突装置によって、小惑星表面に人工的なクレーターを作る。

サンプル分析

(イラスト 池下章裕氏)



いろいろな運用



- 地球出発
- IES試運転
- IES動力航行開始



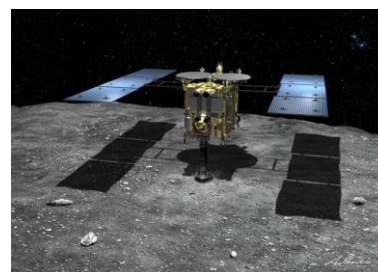
- 地球スイングバイ
- その後のIES長期運転



- 光学航法による小惑星ランデブー



- ホームポジション維持
- 近接観測による小惑星グローバルマッピング



- 降下訓練、降下運用
- ローバ・ランダの分離
- タッチダウン、サンプリング



- 合運用



- 衝突機運用(クレーター生成)
- デブリ/イジェクタ退避運用



- 人工クレーターへのタッチダウン



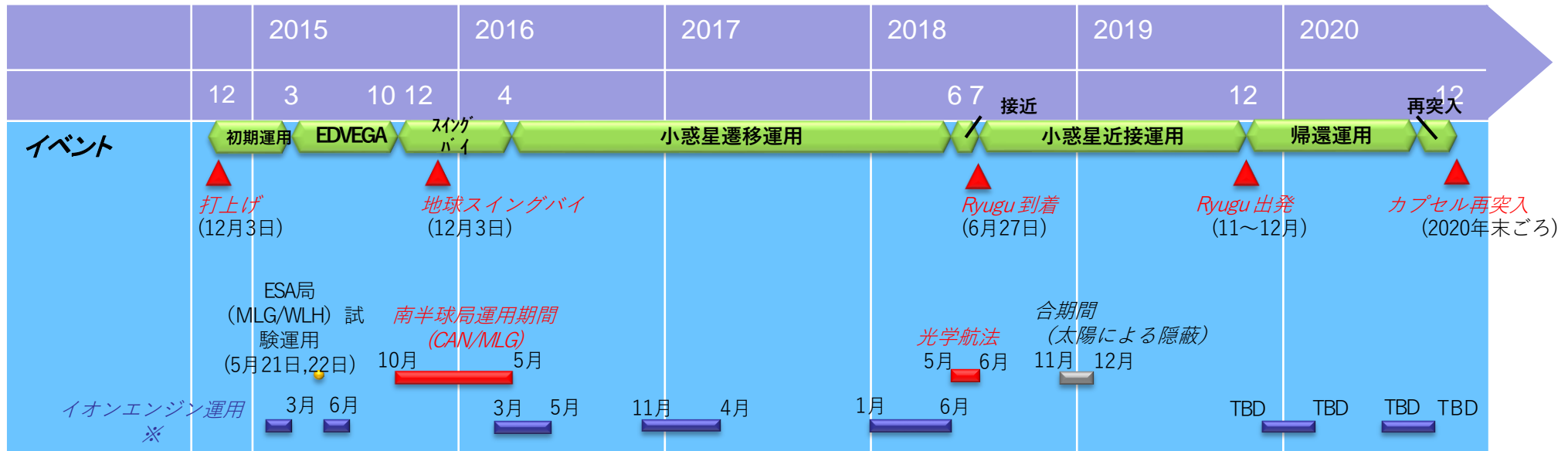
- 小惑星出発



- 地球リエントリ



全体スケジュール





小惑星近傍でのスケジュール(暫定版)



年	月日	事項	状況
2018	1月10日	第3期イオンエンジン運転開始	済み
	6月 3日	イオンエンジン運転終了	済み
	6月 3日	小惑星接近誘導開始(距離3100km)	済み
	6月27日	小惑星到着(高度20km)	予定
	7月末	中高度観測1(高度5km)	予定
	8月	重力計測降下(高度1km)	予定
	8月中旬	着陸地点決定	予定
	9月～10月	タッチダウン運用スロット1	予定
	9月～10月	ローバ投下運用スロット1	予定
	11月～12月	合運用(通信不可の期間)	予定
2019	1月	中高度観測2(高度5km)	予定
	2月	タッチダウン運用スロット2	予定
	3月～4月	クレーター生成運用	予定
	4月～5月	タッチダウン運用スロット3	予定
	7月	ローバ投下運用スロット2	予定
	8月～11月	小惑星近傍滞在	予定
	11月～12月	小惑星出発	予定

このスケジュールは、リュウグウ到着後様々な要因で変更される可能性がある。
 状況が「済み」以外は、確定しているわけではないことに注意。



ミッションパッチ



初期バージョン

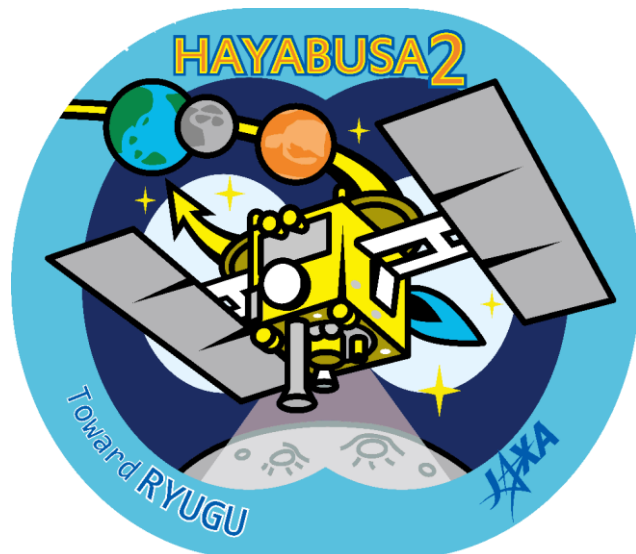


準備から打ち上げまではJAXAのJSPEC(月・惑星探査プログラムグループ)が主体となって進められていた「はやぶさ2」探査機が、目的の小惑星1999 JU₃にタッチダウンするところをイラストにした。

地球・月・火星を貫いている軌道は、今後の太陽系探査を牽引していくような技術や科学を進めていこうとする意思を示す。

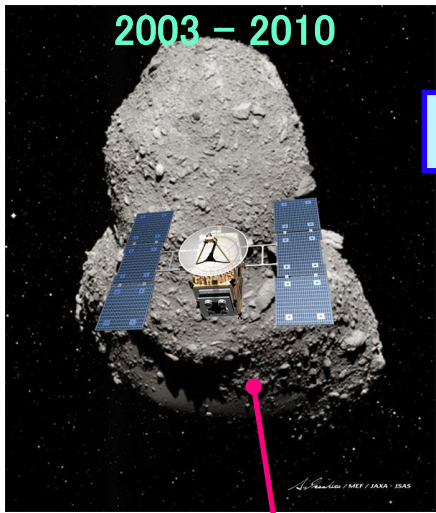
赤で示した背景の形は、「はやぶさ2」特有の2つのハイゲインアンテナを示す。

地球スイングバイ以降のバージョン

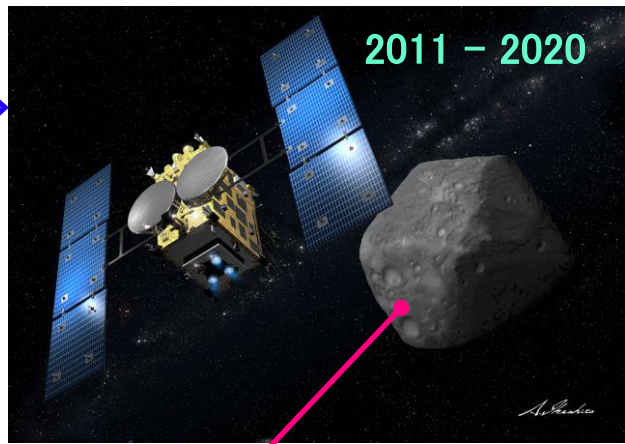


2015年12月3日に地球スイングバイを行い、小惑星リュウグウに向かう軌道に乗ったことを契機に、背景の色を青系統に変更した。これは「はやぶさ2」が、地球近傍軌道から離れて太陽系空間を深く突き進むイメージを青系統に託したものである。浦島太郎は、亀に乗って大海原を深く深く進んで竜宮城に行くわけであるが、そのイメージにも合致する。(「リュウグウ」という名称は、2015年9月に命名された。)

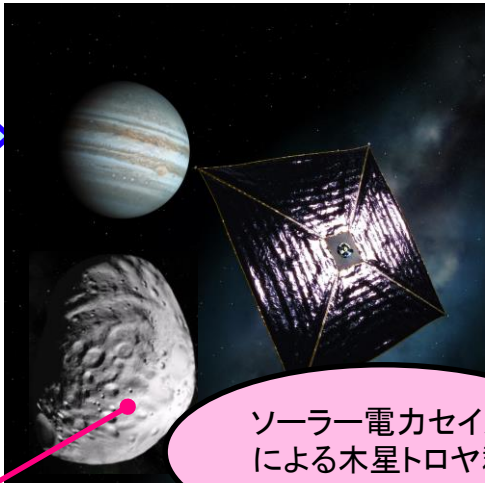
はやぶさ



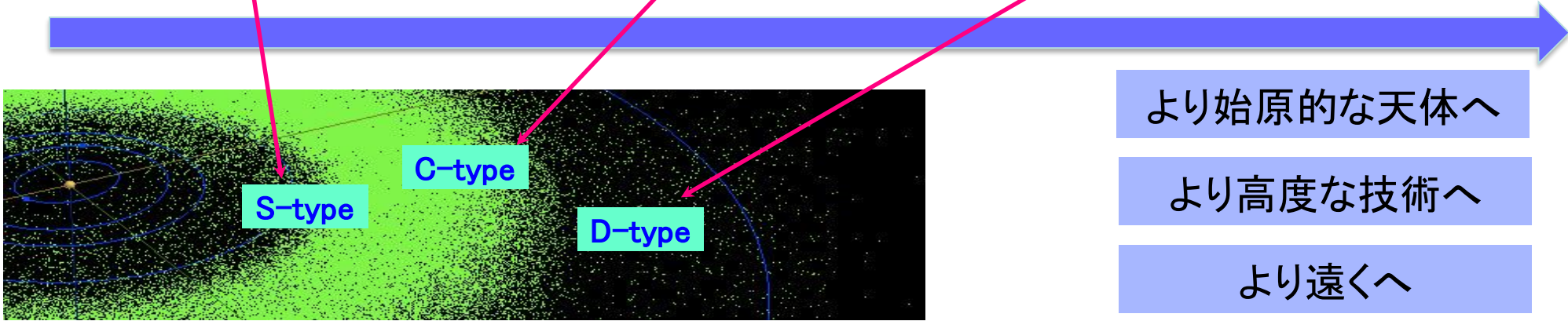
はやぶさ2



次のミッション



ソーラー電力セイル
による木星トロヤ群
探査を検討中



小惑星帯

注: はやぶさ2が探査するリュウグウはC型小惑星であるが、例外的に地球付近と火星付近を行き来する軌道の上に存在している。



小惑星探査計画の経緯

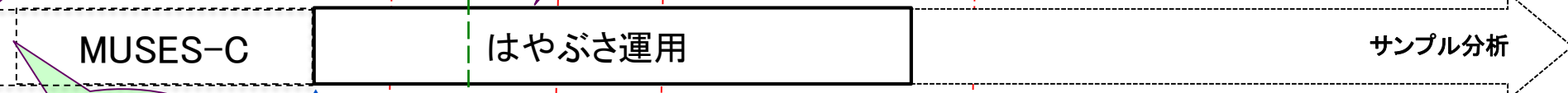
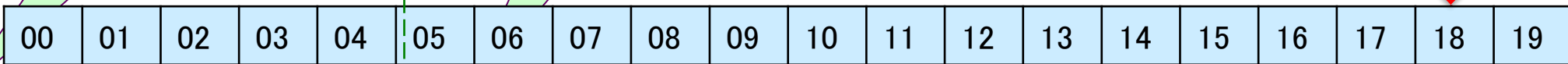


構想は
1985年頃より

深刻なトラ
ブル発生

現在 (2018.06)

西暦(年)



開発は
1996より

打上

はやぶさ2: 検討

はやぶさ2打ち上げ
プロジェクト

2000年頃

ポスト
MUSES-C

ポスト
はやぶさ

はやぶさMk2
マルコ・ポーロ

新しい
ミッション

2004.4: 小天体探査
WG発足

2006: 「はやぶさ2」検討
開始

2007.6: 「はやぶさ2」プロジェ
クト準備チーム発足

2011.5: 「はやぶさ2」プロジェ
クトチーム発足

「はやぶさ」の「リベンジ」として検討
開始 (最初は、「はやぶさ」の「コピ
ー機」)
2010年の打ち上げを目指す。

「はやぶさ2」の審査会等

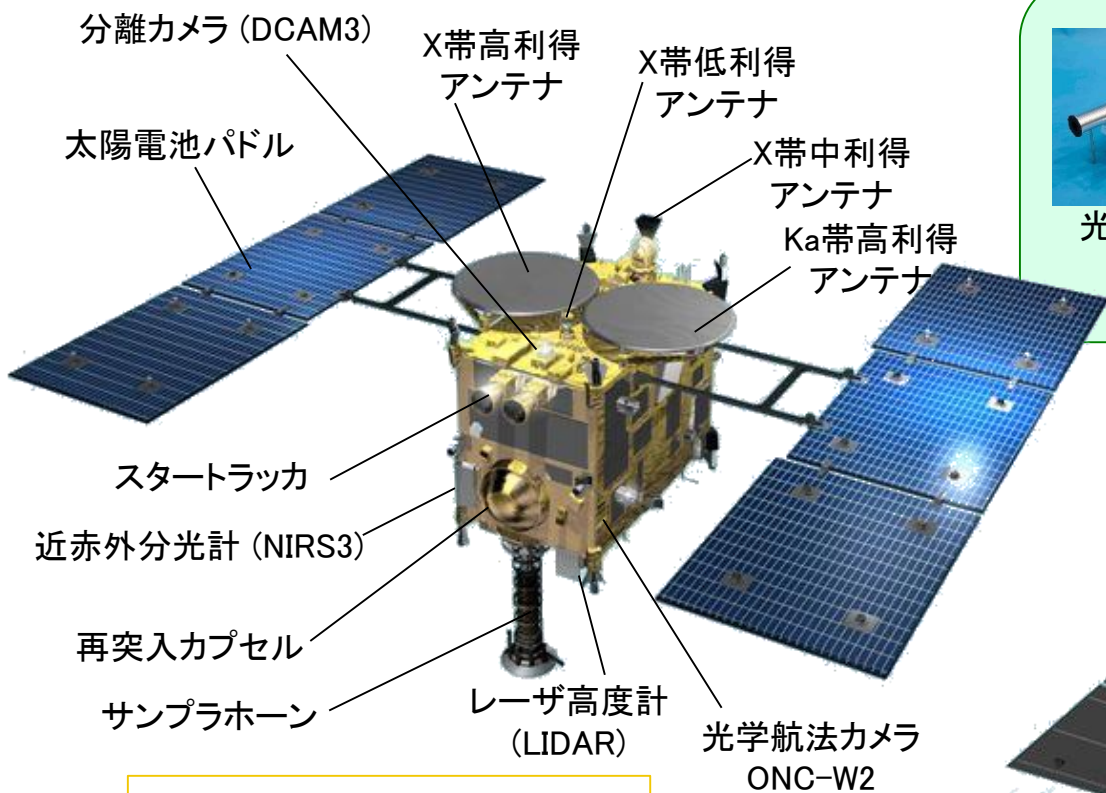
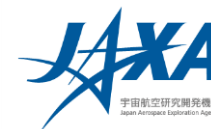
- 2006.10-11: ミッション定義(MDR)、システム要求(SRR)、システム定義(SDR)の一連の審査→打ち上げは2010年
- 2009.6-7 : ΔMDR(ミッションのスコープ拡大)→打ち上げは2014年
- 2009.12 : SRR
- 2010.8 : 宇宙開発委員会事前評価(その1)
- 2011.3 : SDR
- 2011.4-9 : PDR(基本設計審査)
- 2011.6-2012.1: 宇宙開発委員会事前評価(その2)
- 2012.3 : CDR(詳細設計審査)



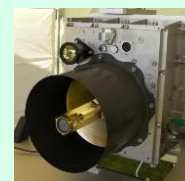
2. 探査機



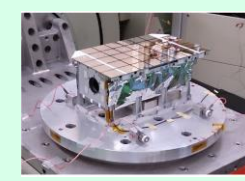
探査機・主要機器



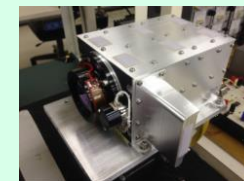
光学航法カメラ ONC-T



レーザ高度計 LIDAR

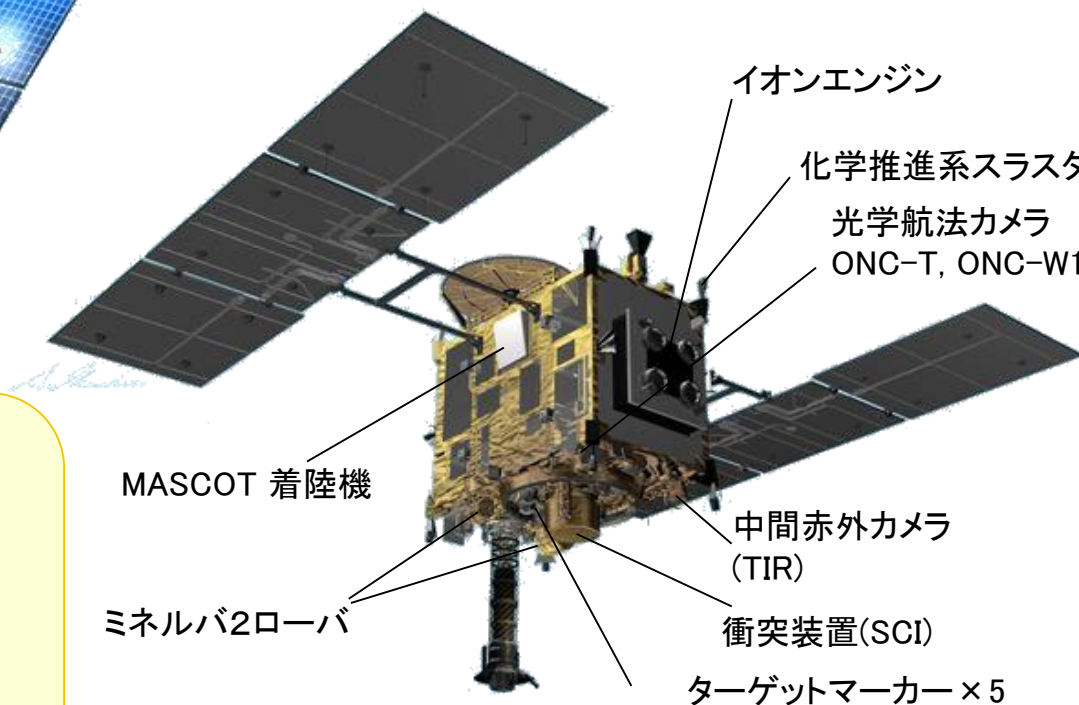


近赤外分光計 NIRS3



中間赤外カメラ TIR

科学観測機器



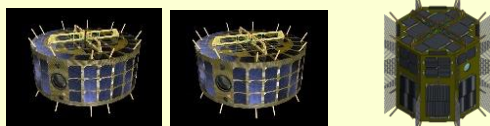
小型着陸機・ローバ

MASCOT



DLRとCNES製作

ミネルバ2



II-1A

II-1B

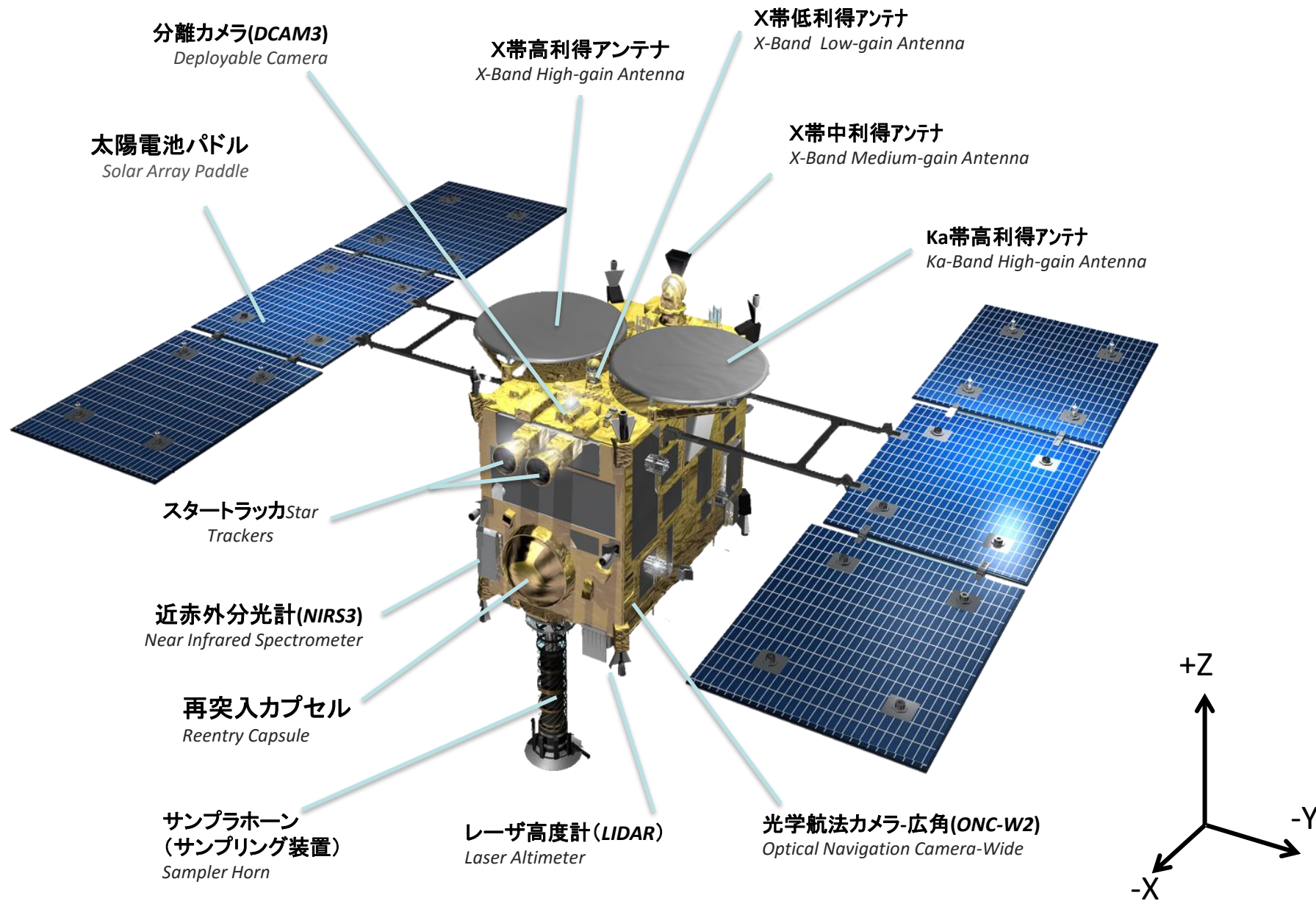
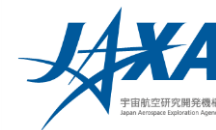
II-2

II-1 : JAXA MINERVA-II チームによる
II-2 : 東北大およびミネルバ2コンソーシアムによる

大きさ: 1m × 1.6m × 1.25m (本体)
太陽電池パドル展開幅6m
重さ : 609kg (燃料込み)



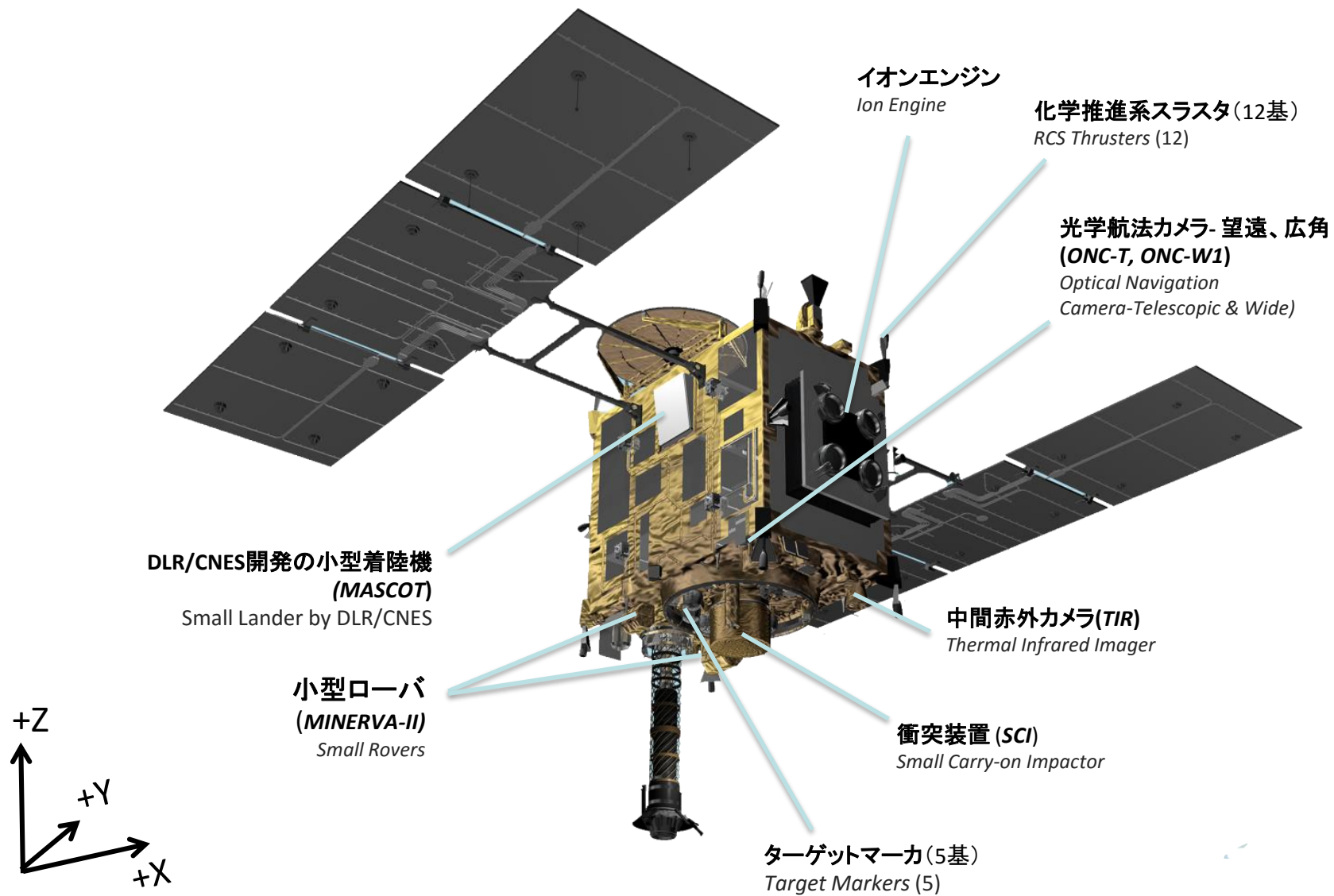
機器名称(1/2)



(© JAXA)

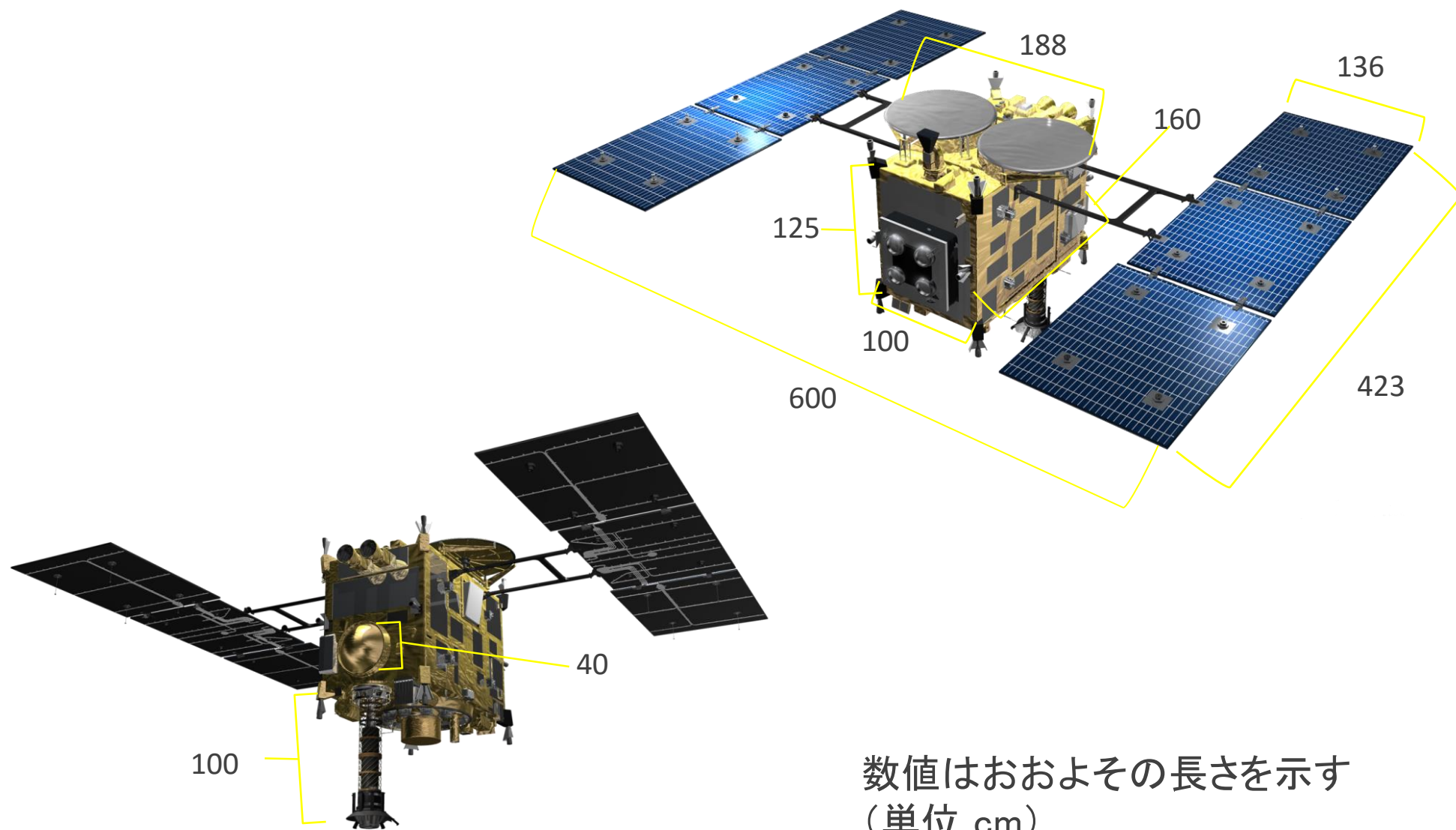


機器名称(2/2)





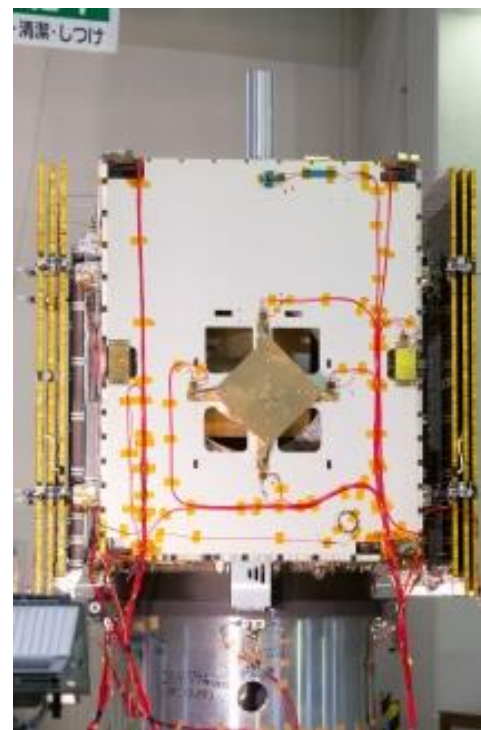
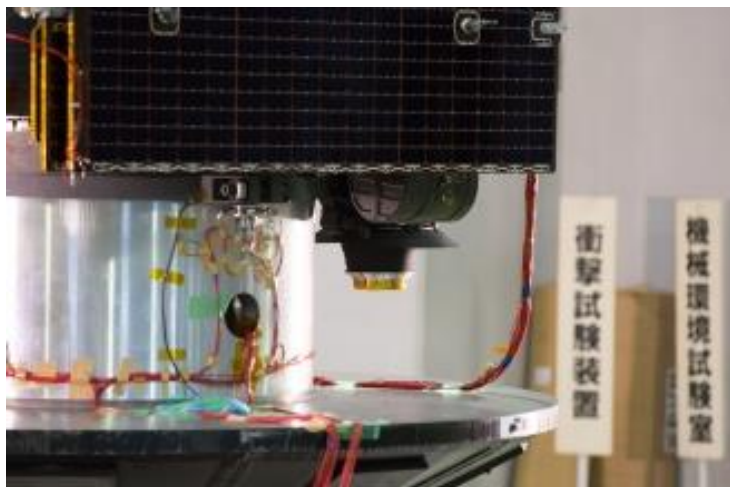
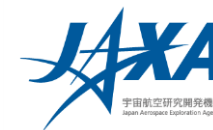
探査機サイズ



数値はおおよその長さを示す
(単位 cm)



一次噛み合わせ試験用機体

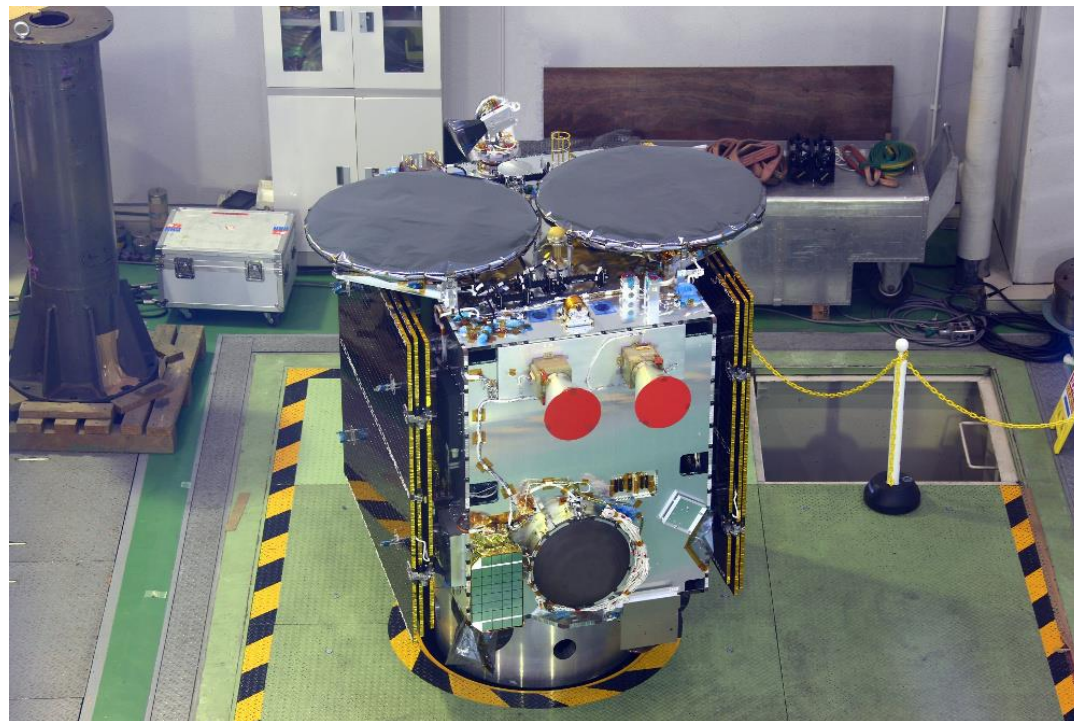


(© JAXA)

2012年12月26日 : JAXA相模原キャンパス



一次噛み合わせ試験終了時



2013年6月：JAXA相模原キャンパス

(© JAXA)



フライトモデル





「はやぶさ」と「はやぶさ2」の比較 (1/3)



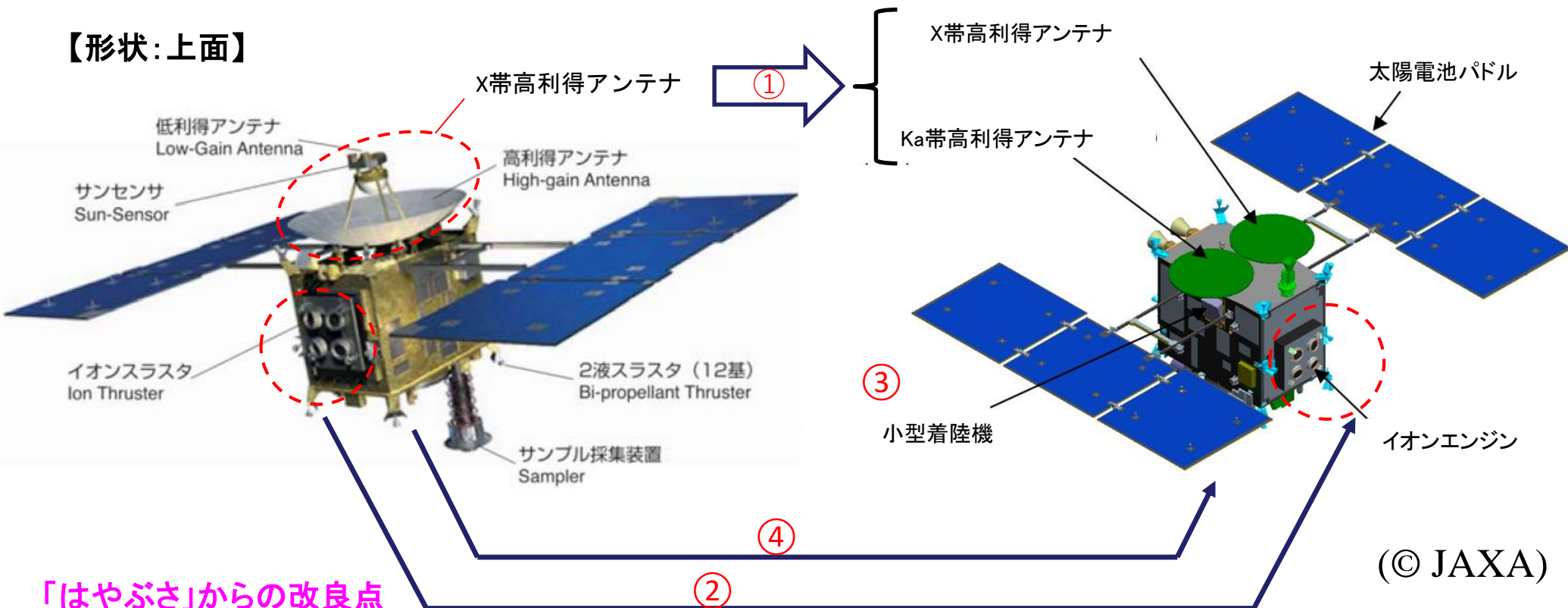
はやぶさ

はやぶさ2

大きさ: 約1m × 1.6m × 1.1m (探査機本体)
重さ : 510kg (燃料込み)

大きさ: 約1m × 1.6m × 1.25m (探査機本体)
重さ : 約600kg (燃料込み)

【形状: 上面】

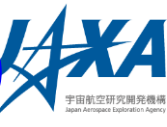


「はやぶさ」からの改良点

- ① 通信系: 高速通信のために、新規にKaバンド通信系を追加した。高利得アンテナを平面アンテナにした。
- ② イオンエンジン: 耐久性を増し、推力を増強した。
- ③ 小型着陸機 (MASCOT: Mobile Asteroid Surface Scout): ドイツ・フランスが開発した小型の着陸機で、小惑星に着陸してデータを取得する。
- ④ 姿勢制御装置 (リアクションホイール): 「はやぶさ」で3台中2台が故障したので、「はやぶさ2」では4台搭載したり、運用を工夫したりしてトラブルが起こらないようにする。



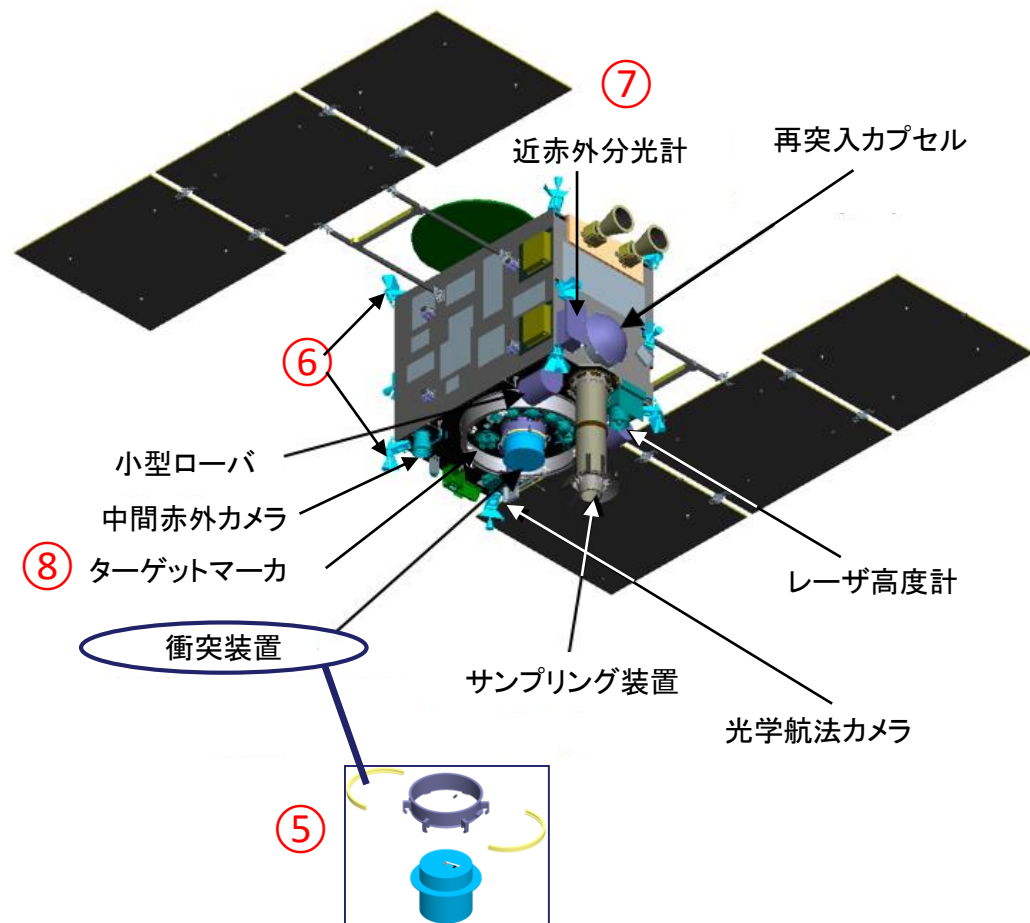
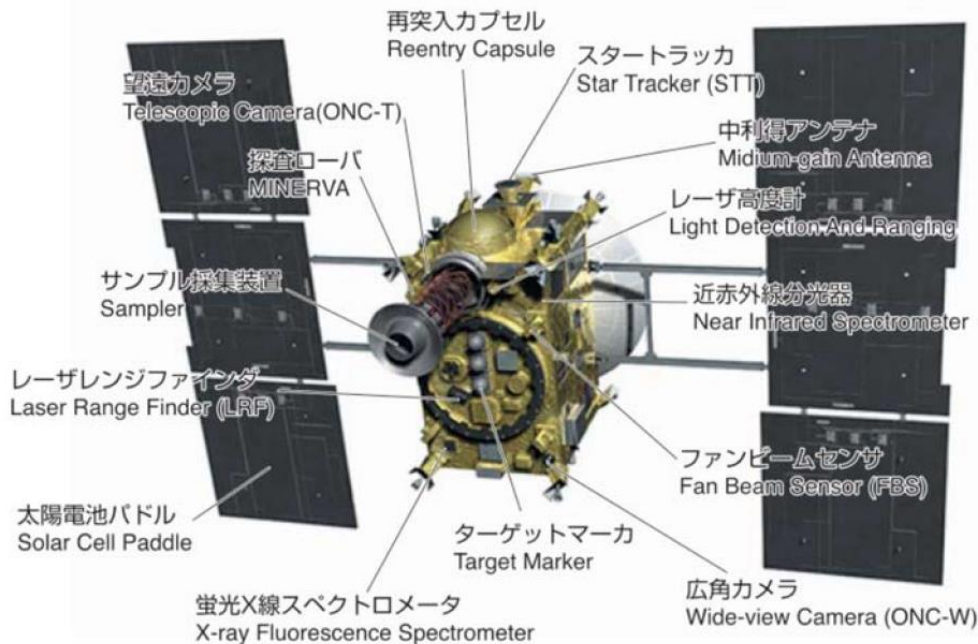
「はやぶさ」と「はやぶさ2」の比較 (2/3)



はやぶさ

はやぶさ2

【形状:下面】



(© JAXA)

「はやぶさ」からの改良点

- ⑤ 衝突装置: 新規の装置で、小惑星表面に人工的なクレーターを作る。その後、地下の物質の採取を試みる。
- ⑥ 化学推進系: 「はやぶさ」および「あかつき」の不具合の対策として、推薬の配管系統を改良した。
- ⑦ ミッション機器: C型小惑星探査に対応するような改良や新規の機器を搭載した。
- ⑧ ターゲットマーカ: ピンポイントタッチダウンのために、「はやぶさ」の3つから5つに増やした。



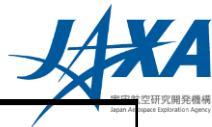
「はやぶさ」と「はやぶさ2」の比較 (3/3)



	はやぶさ	はやぶさ2
本体サイズ	1 m × 1.6 m × 1.1m	1 m × 1.6 m × 1.25 m
質量(推進薬込み)	510kg	609kg
打上げ年/ロケット	2003年5月9日 / M-Vロケット5号機	2014年12月3日 / H-IIAロケット26号機
通信周波数帯	X帯(7~8GHz)	X帯(7~8GHz)、Ka帯(32GHz)
ミッション機器	近赤外分光器、蛍光X線スペクトロメータ、マルチバンド分光カメラ、レーザ高度計、MINERVA、サンプラー	近赤外分光計、中間赤外カメラ、光学航法カメラ、レーザ高度計、MINERVA-II、MASCOT、衝突装置、分離カメラ、サンプリング装置
小惑星探査期間	約3カ月	約18カ月(予定)
試料採取	2回(表面のみ)	3回(目標、表面に加え、表層下の採取を試みる)
地球帰還	2010年6月13日	2020年末(予定)



ミッション機器一覧



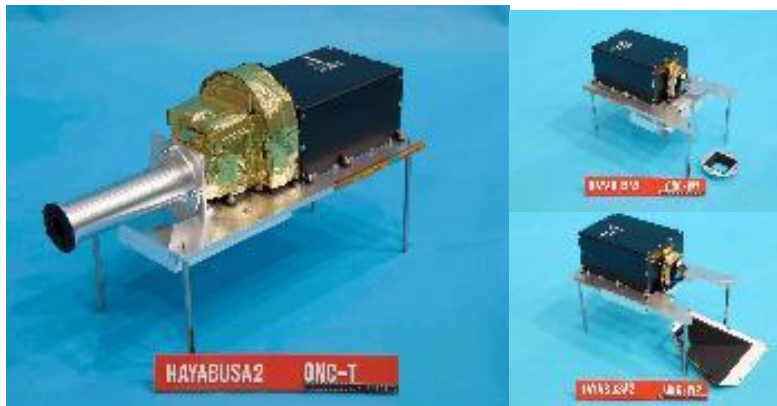
機器名	役割
光学航法カメラ (ONC)	可視光の波長帯を中心に望遠と広角のカメラがある。望遠と広角のカメラの視野角はそれぞれ約6度と60度である。科学観測とナビゲーションに使われる。
近赤外分光計 (NIRS3)	3ミクロン帯を含む近赤外線分光観測を行う。 視野角は約0.1度。
中間赤外カメラ (TIR)	10ミクロン帯を含む中間赤外線以小惑星を撮像する。 視野角は10数度。
レーザ高度計 (LIDAR)	探査機と小惑星表面との間の距離を計測する。小惑星の地形や重力、アルベドなど科学データも取得する。 計測範囲は30m～25km。
サンプリング装置 (SMP)	小惑星表面からサンプルを採取する。 「はやぶさ」のサンプリング装置から微修正。
衝突装置 (SCI)	2kgの銅の塊を2km/sに加速して小惑星表面に衝突させることで、人工的なクレーターを作る。
分離カメラ(DCAM)	探査機から分離され、衝突装置が動作するときに撮影をする。
小型ローバ (MINERVA-II-1(A, B), 2)	小惑星表面に降ろして表面を調べる。「はやぶさ」に搭載したMINERVAに似た小型ローバ3台を搭載。
小型着陸機 (MASCOT)	小惑星表面に降ろし、4つの観測装置でデータを取得する。DLR(ドイツ)とCNES(フランス)が製作。 観測装置: MicrOmega, MAG, CAM, MARA



リモートセンシング機器



光学航法カメラ(ONC)



ONC-T(望遠) ONC-W1,W2(広角)

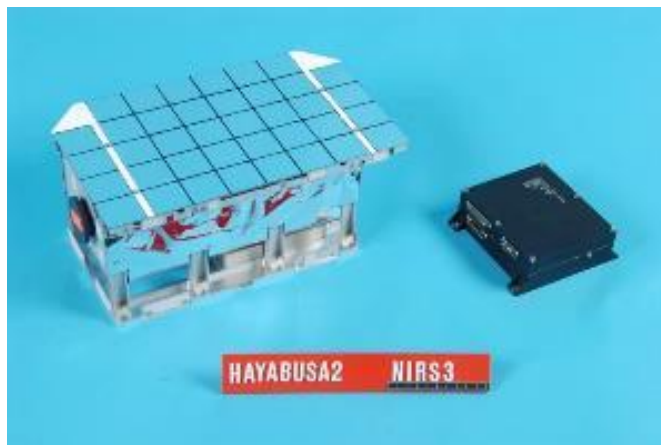
科学観測や航法のための写真を撮影する

中間赤外カメラ(TIR)



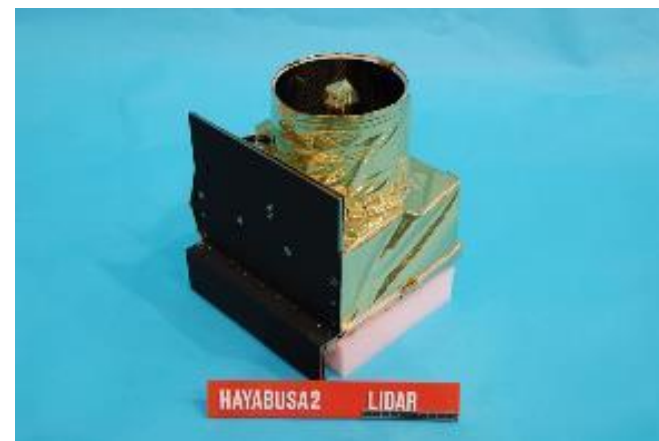
8~12 μ mでの撮像: 小惑星表面温度を調べる

近赤外分光計(NIRS3)



3 μ m帯を含む赤外線スペクトル: 小惑星表面の鉱物の分布を調べる

レーザ高度計(LIDAR)



30m~25kmの範囲で、小惑星と探査機との距離を測定する



光学航法カメラ(ONC)

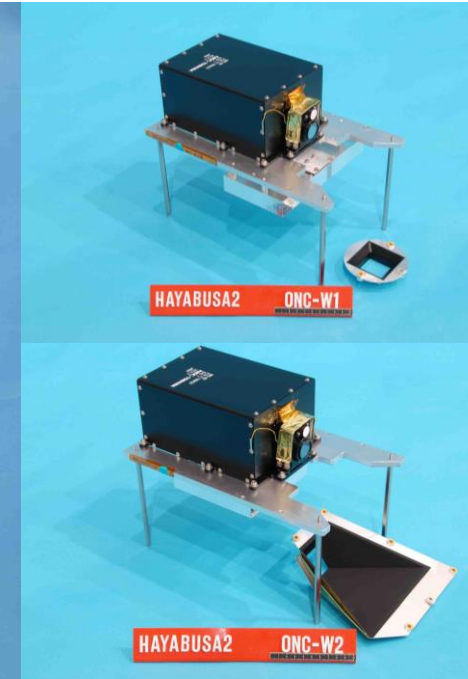
ONC: Optical Navigation Camera



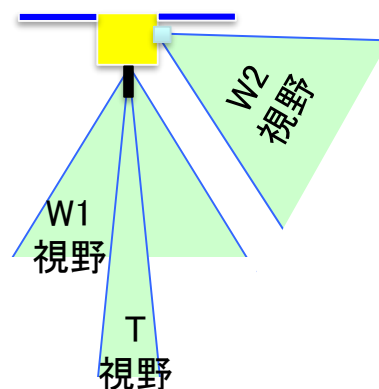
目的: 探査機誘導と科学計測のために恒星と探査小惑星を撮像する。

科学観測項目:

- 探査小惑星形状・運動の観測
直径、体積、慣性主軸方向、章動運動
- 表面地形の全球観測
クレーター、構造地形、礫、レゴリス分布
- 表面物質の分光特性の全球観測
含水鉱物分布、有機物分布、宇宙風化度
- 試料採取地点付近の高解像度撮像
表面粒子の大きさ、形状、結合度、不均一性
サンプラー弾痕や接地痕の観測



- 探査小惑星の素性解明**
 - 含水鉱物や有機物の分布、宇宙風化、巨礫
- サンプル採取地点選定**
 - 小惑星どこから試料採取すべきかの基本情報
- サンプルの産状把握**
 - 試料採取地点の高分解能の撮像



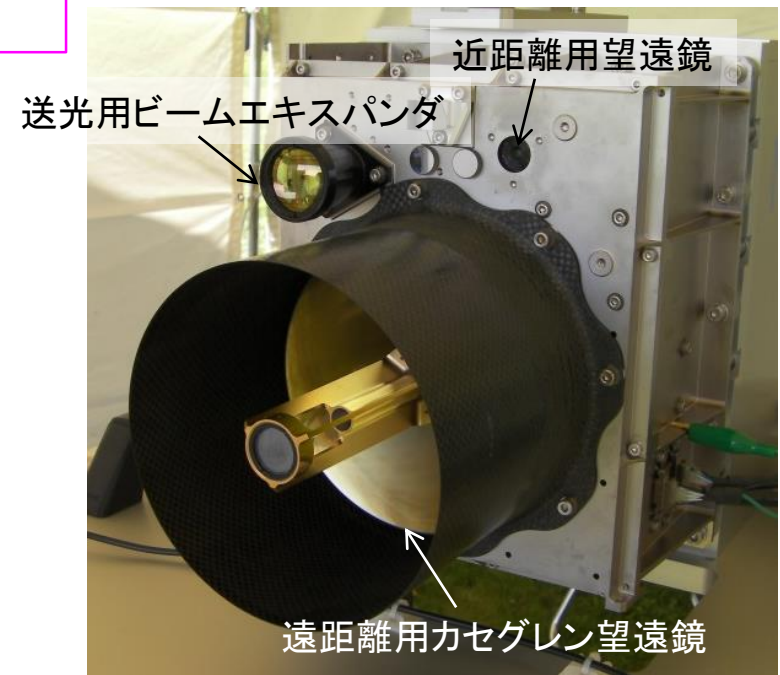
	ONC-T	ONC-W1	ONC-W2
検出器	二次元 Si-CCD (1024 x 1024 ピクセル)		
視野方向	直下 (望遠)	直下 (広角)	側方 (広角)
視野角	6.35° × 6.35°	65.24° × 65.24°	
焦点距離	100m~∞	1m~∞	
空間分解能	1m/pix @高度10km 1cm/pix @高度100m	10m/pix @高度10km 1mm/pix @高度1m	
観測波長	390, 480, 550, 700, 860, 950, 589.5nm, および Wide	485nm~655nm	



レーザ高度計 (LIDAR)

LIDAR: Light Detection And Ranging

- ・パルス方式のレーザ高度計。
- ・対象天体に向けて波長 $1.064\ \mu\text{m}$ のパルスYAGレーザを発射し、レーザ光の往復時間を測定することにより、高度を測定する。
- ・「はやぶさ2」のLIDARは、距離30m～25kmで測定することが可能である。
- ・LIDARは対象天体への接近、着陸時に用いられる航法センサであるとともに、形状測定、重力測定、表面特性測定、ダスト観測に用いられる科学観測機器でもある。
- ・また、トランスポンダ機能も備えており、地上LIDAR局との間でSLR(Space Laser Ranging)実験を行うことができる。



レーザ高度計エンジニアリングモデル

科学目標

- 探査小惑星の地形・重力場の観測
- 表面各地点のアルベド分布の観測
- 小惑星周囲に浮遊するダスト観測



- 小惑星の形状・質量・空隙率とその偏り
- 小惑星表面のラフネス
- ダスト浮遊現象



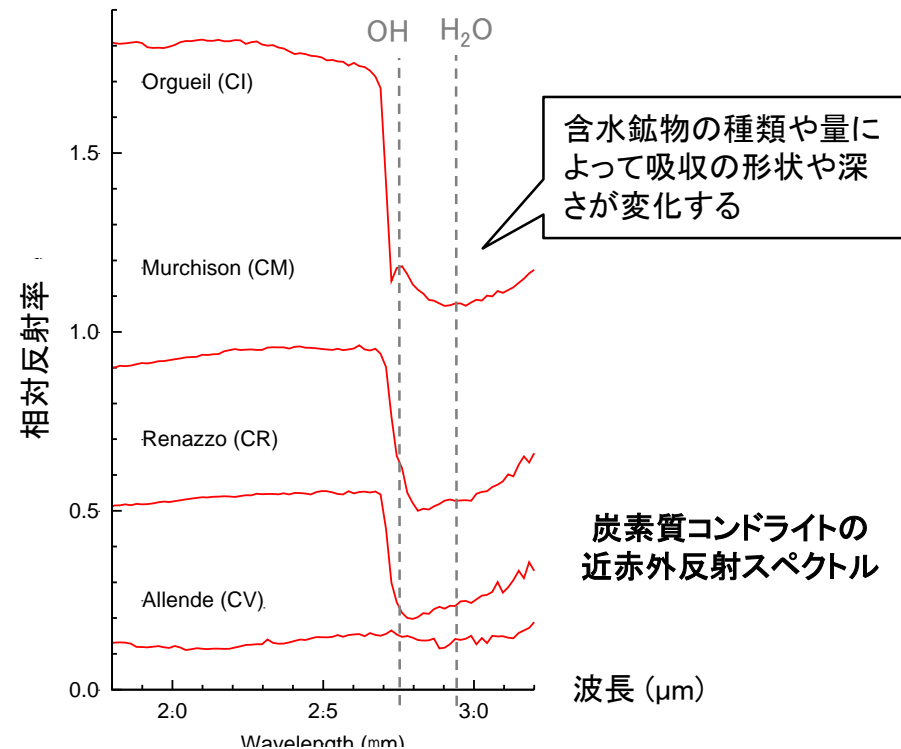
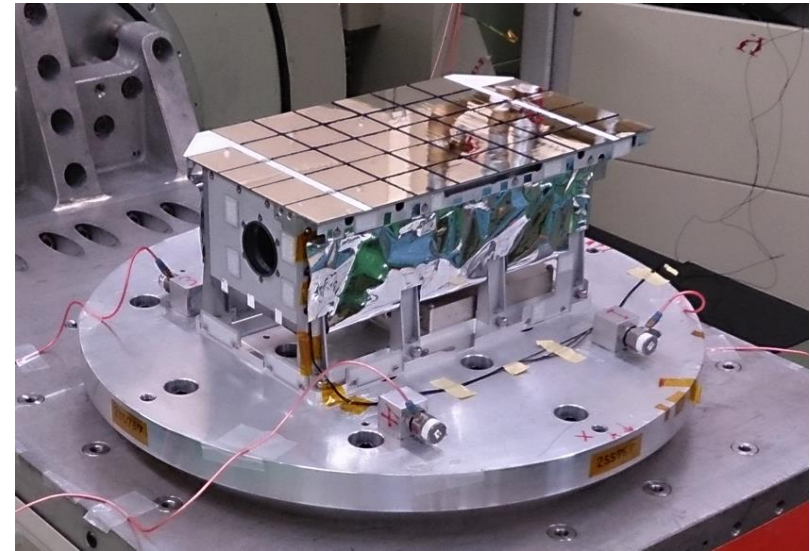
近赤外分光計 (NIRS3)



NIRS3: Near InfraRed Spectrometer
(‘3’は3 μmより)

近赤外線領域の3μm帯の反射スペクトルには水酸基や水分子の赤外吸収が見られる。NIRS3では、3μm帯の反射スペクトルを測定することで、小惑星表面の含水鉱物の分布を調べる。

- 観測波長範囲 : 1.8–3.2 μm
- 波長分解能 : 20 nm
- 視野全角 : 0.1°
- 空間分解能 : 35 m (高度20km)
2 m (高度1km)
- 検出器温度 : -85°C ~ -70°C
- S/N比 : 50以上 (波長2.6μm)



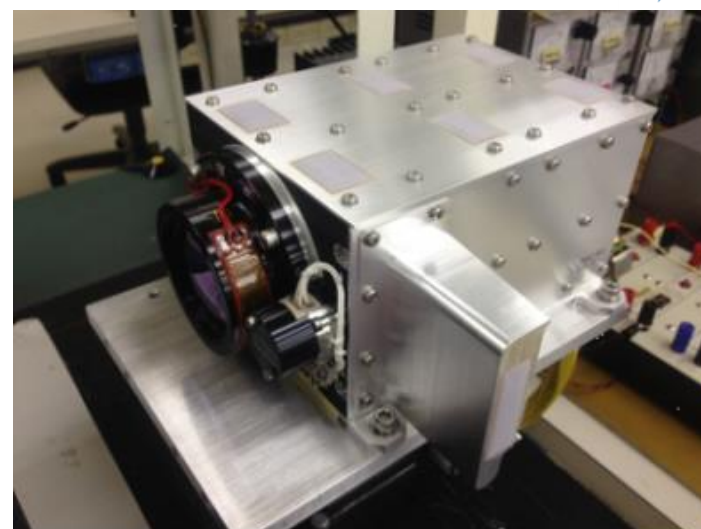
中間赤外カメラ (TIR)

TIR=Thermal Infrared Imager

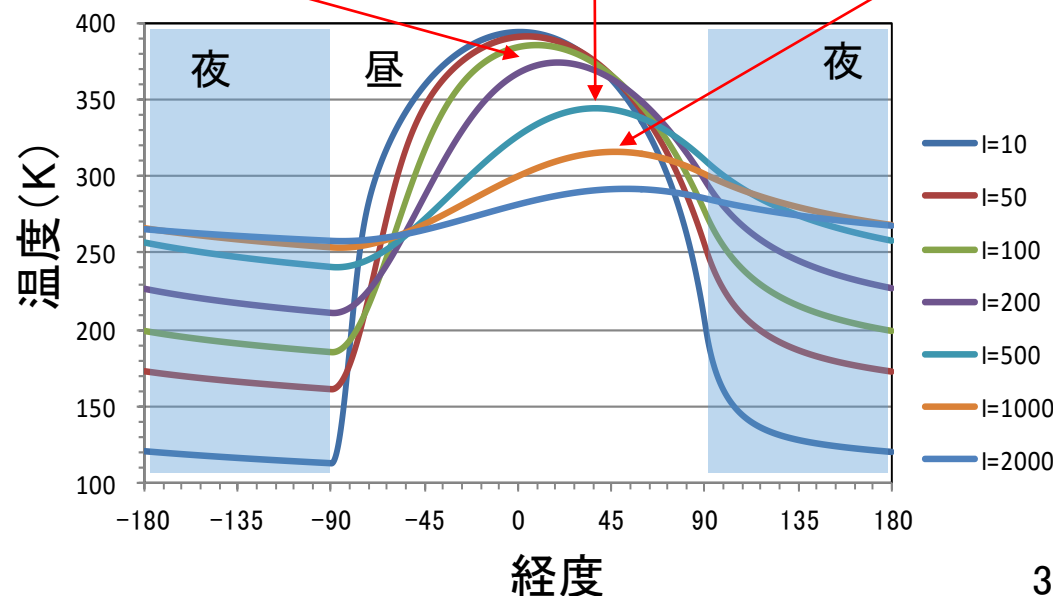
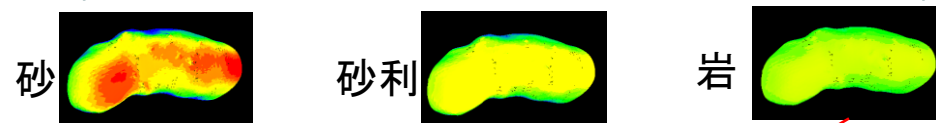
小惑星の表面温度は太陽に照らされる昼間は上昇、夜間は低下するという日変化をする。

砂のように細粒の土質や、空隙の多い岩石では表面温度の日変化は大きく、中身の詰まった岩石は日変化が小さい。

小惑星からの熱放射の2次元撮像(サーモグラフ)することによって、小惑星表面の物理状態を調べる。



大 ← 温度変化 → 小



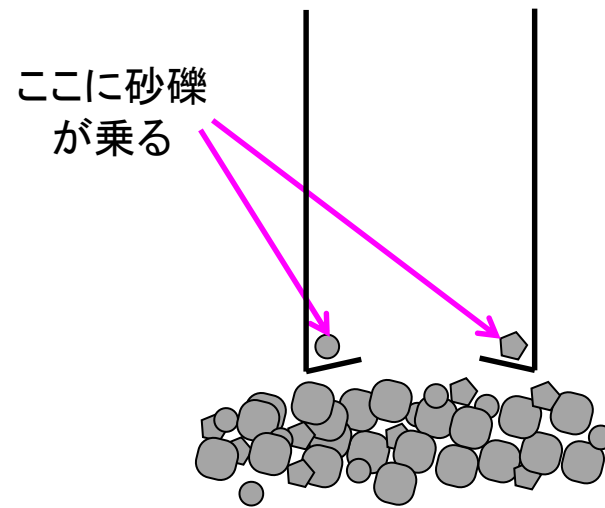
・検出器	2次元非冷却ボロメータ
・観測波長	8~12 μm
・観測温度	-40~150°C
・相対温度精度	0.3°C
・画素数	328 × 248 (有効)
・視野角	16° × 12°
・解像度	20m (高度20km) 5cm (高度50m)



サンプリング装置 (SMP)

- 小惑星表面から試料を採取する装置
- 基本設計は「はやぶさ」と同じで、筒状のホーン部先端が小惑星表面に触った瞬間にホーン内部で小さな弾丸を撃ち出し、表面から射出した試料がホーン上部に昇っていき格納庫(キャッチャ)に入る仕組み。
- 「はやぶさ2」ではシール性能を上げ、揮発性のガスも密閉して持ち帰れるようメタルシール方式を新たに開発し搭載している。希ガスも採取することができる。
- 試料を格納するキャッチャは「はやぶさ」の2部屋から増やし3部屋に改良。
- 「はやぶさ2」では、さらに、下の図に示すように、ホーンの先端に小さな折り返し部品をつける改良をしている。この折り返しの上に砂礫を引っ掛け(1~5mm程度の砂礫が乗る形状)、探査機が上昇中に急停止をすると砂礫はそのまま上昇を続けキャッチャに入る仕組みである。これは弾丸による試料採取のバックアップとなる。

サンブラホーン





衝突装置 (SCI)



SCI: Small Carry-on Impactor

■ 目的:

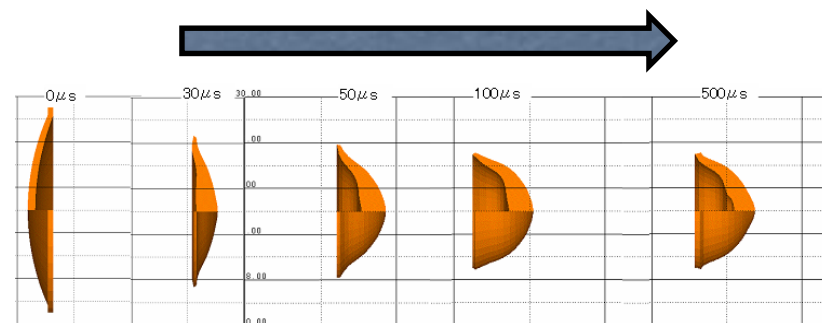
- 衝突体が衝突する前後の表面の変化から小惑星の内部構造を探查する。また、露出した地下物質のリモート観測を行い表面物性を調べる。
- 衝突体によって作られたクレーターからのサンプリングも行い、表層下の“新鮮な”物質を採取し、表面物質との違いを調べる。
- 実際の小惑星において「宇宙衝突実験」を行い、天体衝突科学に必要なデータを得る。

■ クレーター生成方式: 高速衝突体の衝突による

- 搭載可能な小型軽量の装置で実現できる。
- 爆薬で小惑星表面物質を吹き飛ばす方法に比べて、土壌汚染が少ない。
- 衝突体は小惑星に存在する物質と容易に区別できるように純銅とする。

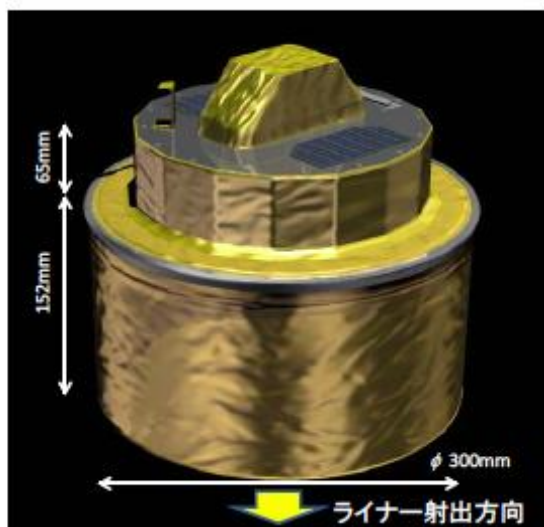
■ SCIの技術

- 成形炸薬の技術を応用
- 2kgの銅のライナを約1msecで約2km/sに加速

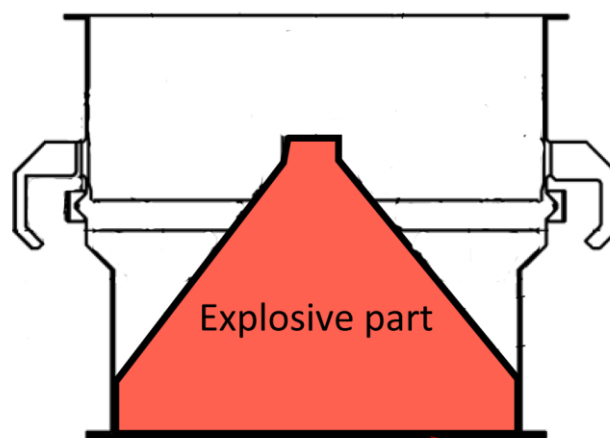


銅板(ライナ)が変形しながら飛んでいく

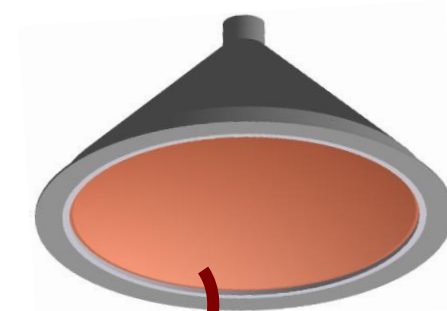
衝突装置：構造



外観



断面図

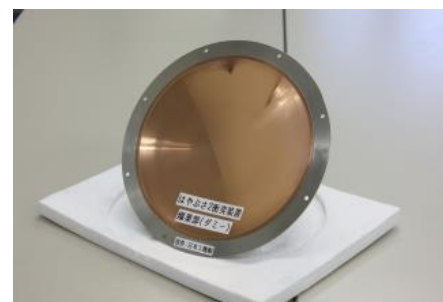


銅板

爆薬部

金属ライナを加速する部分(金属ケースに爆薬が充填されている)

- ◆ 形状: 円錐形(直径265mm)
- ◆ ライナ(衝突体となる部分): 純銅
- ◆ 爆薬: HMX系PBX(Plastic bonded explosive)
- ◆ 質量: 約9.5kg (爆薬: 4.7kg, ライナ: 2.5kg)
- ◆ ライナ厚み: 約5mm



試作品

試験内容：衝突装置の実爆試験により、飛翔体の速度、形状、姿勢、技術データを取得する。（平成23年10月17日～10月27日）

結果：1/2スケールモデルおよび1/1スケールモデルについてデータを取得した。飛翔体は、爆発によって分散することなく、ヘルメット状に形成されることが確認された。

実験風景：1/1スケールモデルによる実験の様子

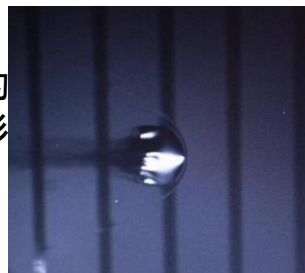
①実験風景（発火の瞬間）

高さ3mのコンクリートの壁に囲まれた発火地点（中央右）から、左下に向かって飛翔体が発射される様子。



②飛翔体の形状

秒速約2kmで飛翔する様子。外径約135mm、重量約2kg。ヘルメット状に形成されている。



③打ち抜かれた的

飛翔体が的を打ち抜いた様子。発射地点から100m先の的（4m×4m）に向かって単一の通過痕ができています。



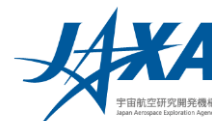
④衝突の瞬間

発射地点から100m先に設置された土砂ターゲットに飛翔体が衝突した瞬間の様子。





分離カメラ(DCAM3)



DCAM3 = Deployable Camera 3

ソーラー電力セイル「IKAROS」搭載DCAM1, 2の後継機

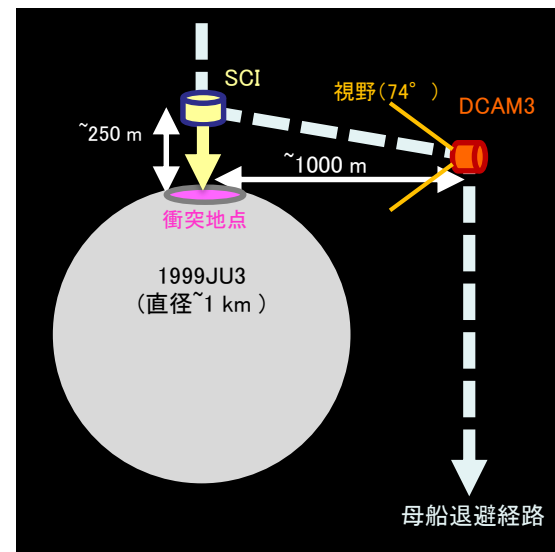
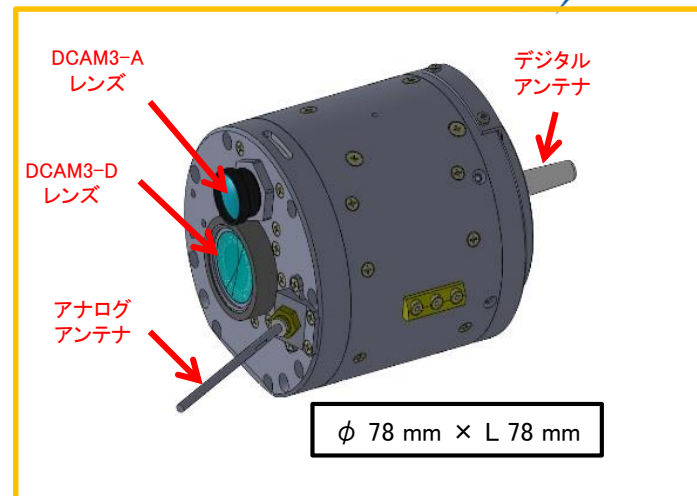
衝突装置(SCI)による衝突実験の際、母船が退避中にSCIの爆破と小惑星表面への衝突を撮影するために分離される小型カメラである。撮像した画像データはリアルタイムで母船に無線で送られる。

■ 目的(工学): 衝突装置の動作確認

- 母船は、衝突装置(SCI)が動作する前に退避してしまうため、SCIが動作したことを確認する手段がない。退避前に分離したDCAM3で画像を取得し、母船に無線でデータを送ることでSCIの動作確認を行う。

■ 目的(理学): 衝突装置による衝突の“その場観察”

- 衝突射出物(イジェクタ)の放出過程を連続撮像し、小惑星表面状態とイジェクタの放出現象の関係を明らかにする。
- 衝突装置の爆破点および着弾点の同定を目指す。
- イジェクタの様子から小惑星上での衝突クレーター形成過程を明らかにする。



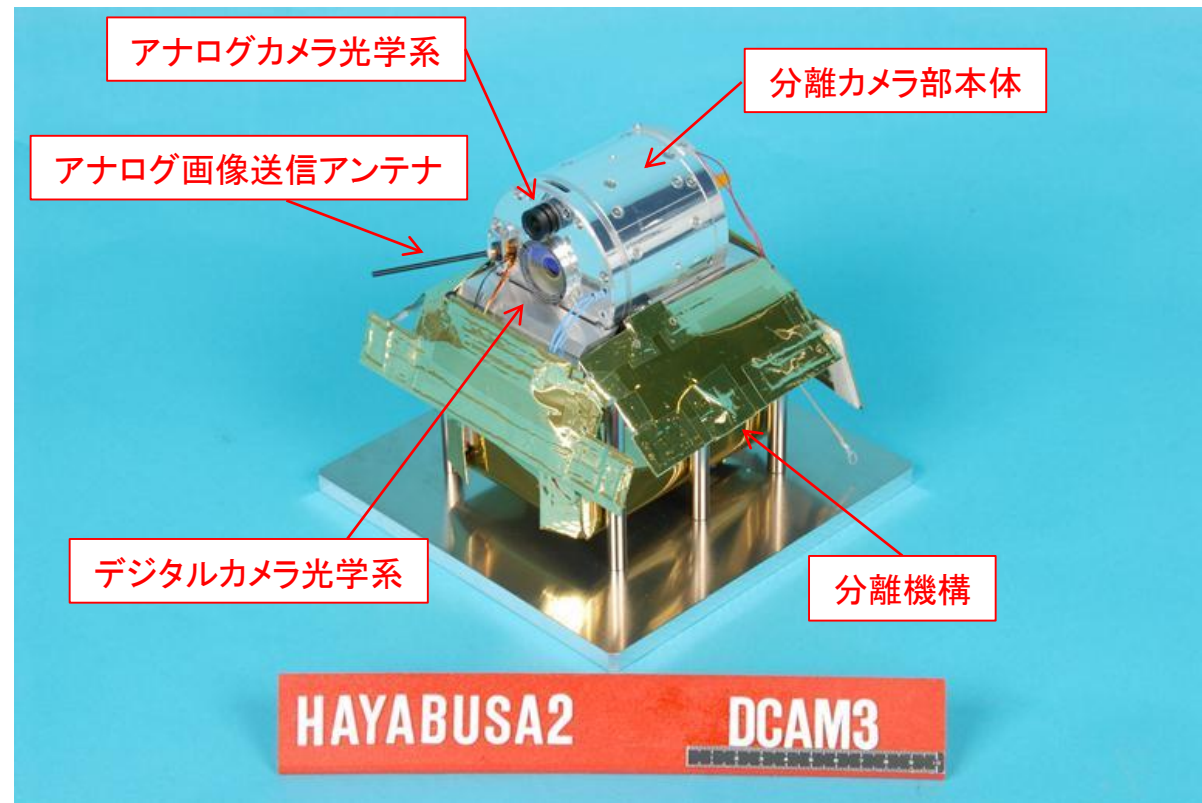
- 衝突実験の退避中に、小惑星表面をちょうど横から見るような位置で分離される。
- カメラの光軸が小惑星に向くよう分離され、姿勢を安定させるために光軸周りにスピンさせながら分離できる機構となっている。



分離カメラ(DCAM3)

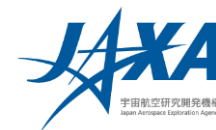
■仕様と運用計画の概要

- 分離カメラ部はレンズ、アンテナの突起を除いて、 $\Phi 78\text{mm} \times h81\text{mm}$ の円筒形状。
- 低分解能だがリアルタイムで映像を送れるアナログカメラと高分解画像をデジタル通信するデジタルカメラの2台が内蔵されている。
- 画像送信機、送信アンテナもアナログ系、デジタル系、それぞれ搭載されている。
- 比較的容量の多いバッテリーを積んでおり、最長で3時間の撮像と無線データ送信が可能(条件による)。
- 母船が10km以上離れても無線で画像を送ることができる。

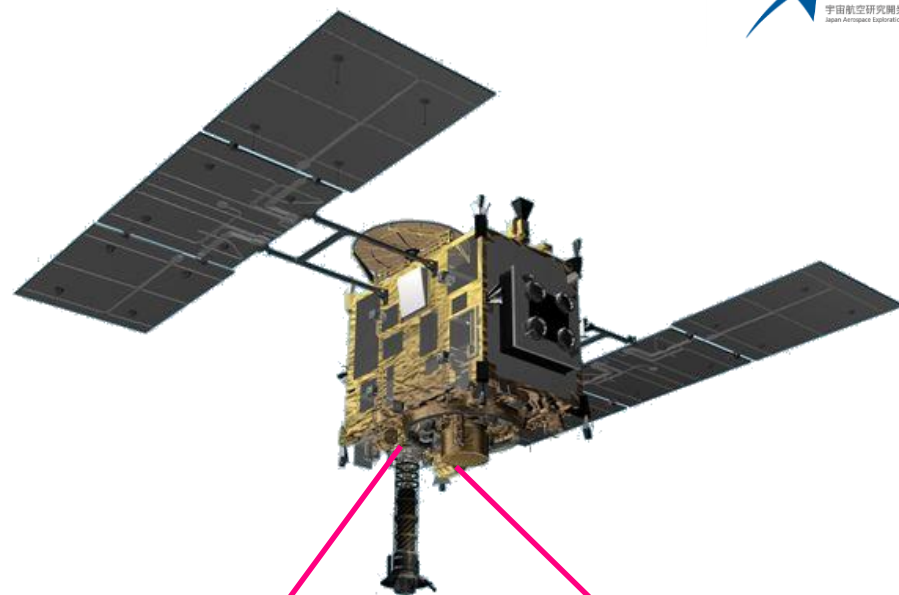




MINERVA-II

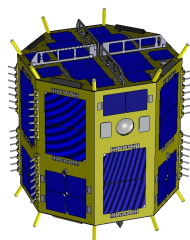
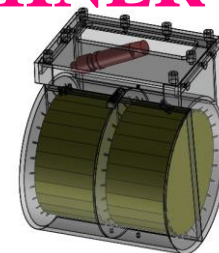
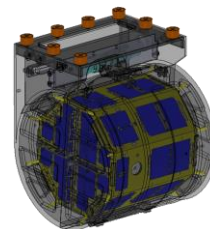


- 小惑星表面を移動しながら探査を行うロボットで2種類3個のローバを搭載。
- MINERVA-II-1は、はやぶさ初号機に搭載したMINERVAを担当したチームで開発し、Rover-1A、Rover-1Bの2台を搭載し、リベンジを行う。
- MINERVA-II-2はオプション機器で大学コンソーシアムが中心になって開発したピギーバックで、Rover-2を搭載。



MINERVA-II-2

MINERVA-II-1



Rover-2



Rover-1A



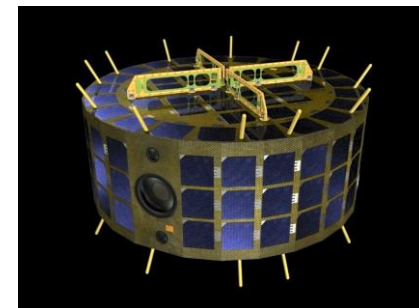
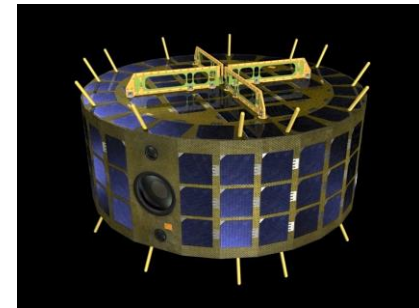
Rover-1B



MINERVA-II-1



- 「はやぶさ」に搭載した探査ローバMINERVAの後継機
- 目的: 移動メカニズムの工学実証
- MINERVA-IIチーム(宇宙研)
会津大学の協力
- MINERVA-II-1には2つの探査ローバを搭載(ツインローバ)
- 分離機構を含む総質量は、3.3kg,
サイズ: 22.5 × 22.5 × 20.5cm
- ローバの重量 約1.1kg
サイズ: 直径18cm × 7cm
- 2種類のカメラ(広角, ステレオ)
- 温度センサ, フォトダイオード
- 加速度計, ジャイロ
- 探査ローバはホップして移動し、小惑星表面の探査を行う。

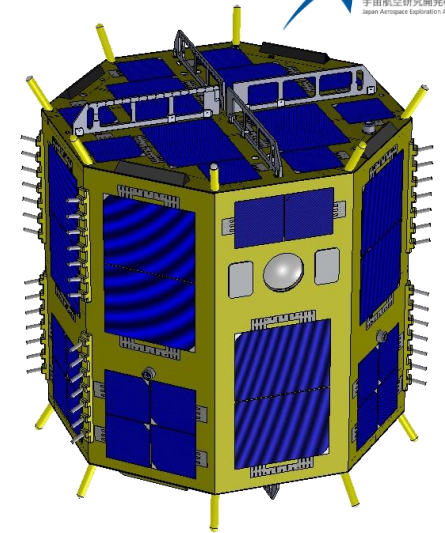




MINERVA-II-2



- 大学コンソーシアムが開発した探査ロボット
オプション機器であり、ピギーバック
- 大学コンソーシアムでは、東北大学が中心となり、
東京電機大学、大阪大学、山形大学、東京理科大学が
共同研究開発
- 分離機構を含む総質量は、1.6kg,
サイズ: 17.5 × 17.5 × 20.5cm
- ローバの重量 約1kg,
サイズ: 直径15cm × 16cm
- 搭載機器は、カメラ、温度センサ、フォトダイオード、加速度計
- 移動機構は4種類を搭載
環境依存型座屈機構(山形大学)
板バネ式座屈機構(大阪大学)
偏心モータ型マイクロホップ機構(東北大学)
永久磁石型撃力発生機構(東京電機大学)
- 探査ロボットはホップして移動し、小惑星表面の探査を行う。





MASCOT

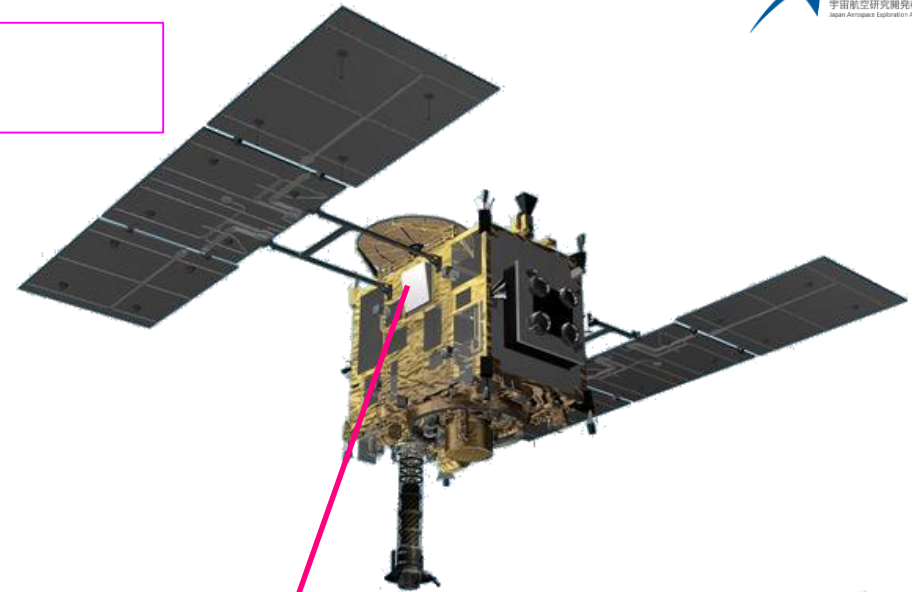


Mobile Asteroid Surface Scout

- DLR (ドイツ航空宇宙センター)と CNES (フランス国立宇宙研究センター)によって製作
- 約10kgの小型の着陸機
- 4つの科学機器を搭載
- 1度だけジャンプして移動可能

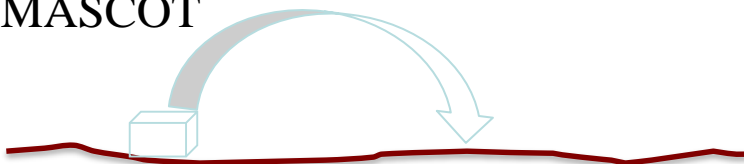
MASCOT搭載科学機器

機器名	機能
広角カメラ (CAM)	複数波長での画像の撮影
分光顕微鏡 (MicrOmega)	鉱物組成・特性の調査
熱放射計 (MARA)	表面温度の測定
磁力計 (MAG)	磁場の測定



フライトモデル (© DLR)

MASCOT





電気推進系(イオンエンジン)

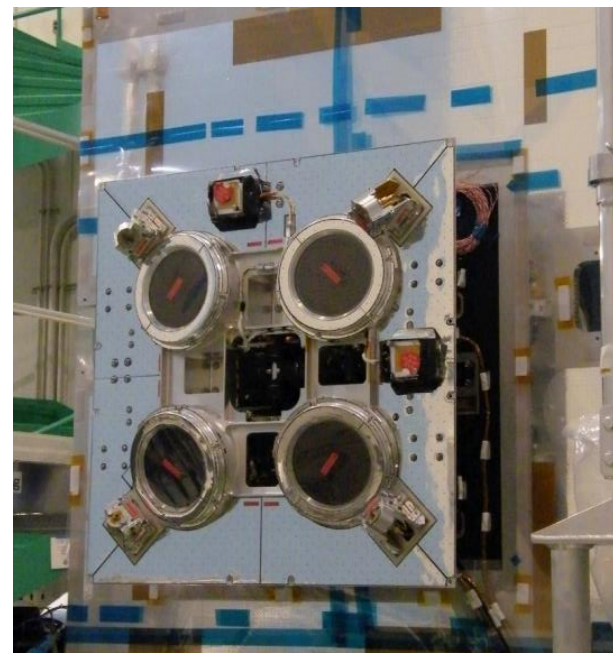
- 名称: $\mu 10$
- キセノン※をプラズマ(イオン)にし、電圧をかけて加速して噴射する。
- イオンの生成には、マイクロ波放電方式を用いている。
- 4台搭載し、最大で3台の同時運転を行うことで、最大で28mNの推力を発生する。
- キセノンは約60kg搭載し、合計で2km/s程度の加速を行う。
- 地球から小惑星また小惑星から地球へのクルージング時の軌道変更に使われる。

※キセノンを使う理由

- 単原子分子であるために2原子以上からなる気体よりも電離電圧が小さい。そのため加えたエネルギーが加速に使われる割合が多くなる。
- 他の物質と反応しにくい。
- 質量(原子量)が大きいので、加速の効率がよい。



フライトモデルの真空チェンバ内での噴射試験の様子

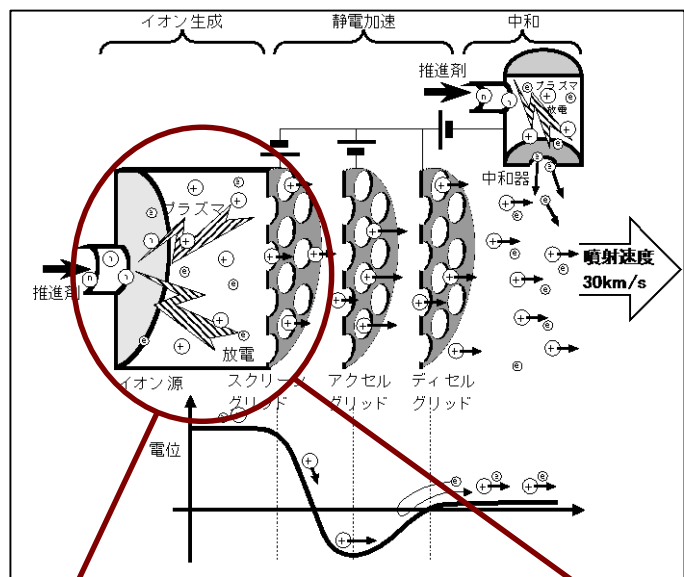


はやぶさ2イオンエンジン

(© JAXA)



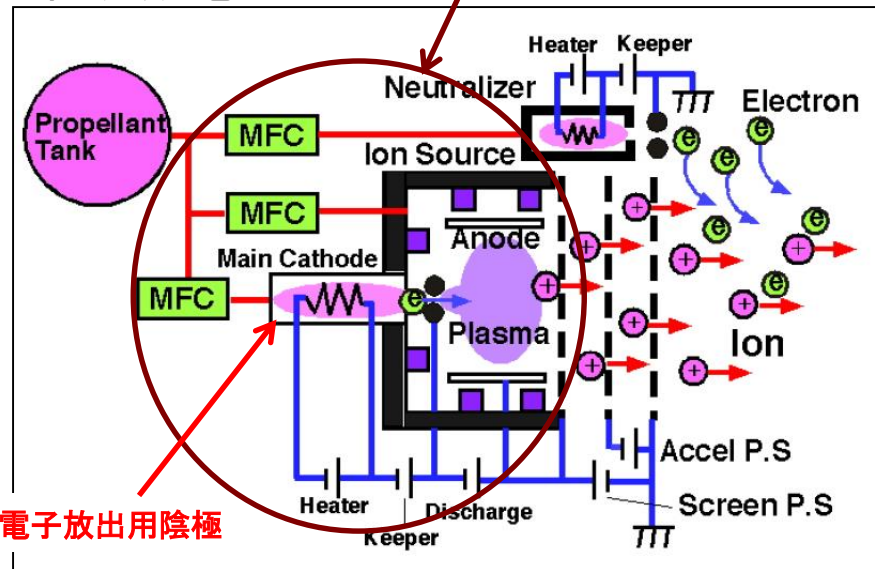
参考：イオンエンジンのしくみ



(イオンエンジンによる動力航行(宇宙工学シリーズ8)、コロナ社(2006)より)

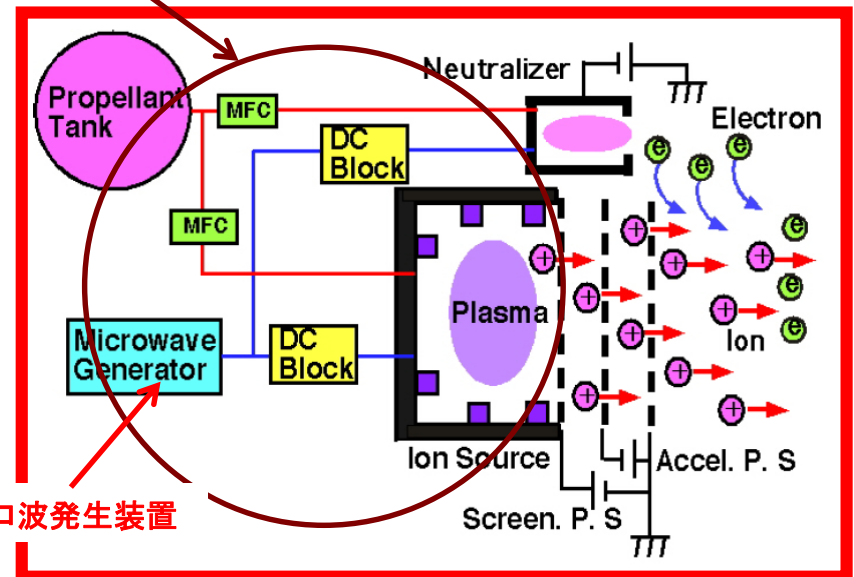
イオン生成部の方式の違い

直流放電方式



熱電子放出用陰極

マイクロ波放電方式



マイクロ波発生装置

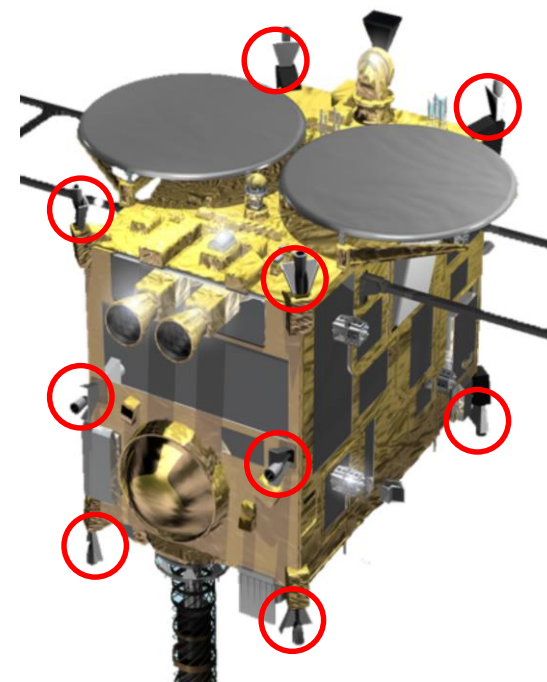
注) 米国や英国、日本の宇宙開発事業団で開発されたイオンエンジンは直流放電式カウフマン型もしくはリングカस्प型イオンエンジンだった。

注) 日本の宇宙科学研究所で開発されたイオンエンジンはマイクロ波放電式イオンエンジンである。



化学推進系

- 姿勢制御（リアクションホイールのアンローディング、セーフホールド）や軌道の微修正、小惑星滞在時の軌道制御に使われる。
- スラスタは、燃料（ヒドラジン）と酸化剤（MON-3）を使う20Nの二液式である。
- スラスタは、上面（+Z面）に4つ、下面（-Z面）に4つ、イオンエンジンがある面（+X面）に2つ、カプセルがある面（-X面）に2つ付いている。合計12個。
- スラスタ系統は冗長構成。
- 推進剤は約48kg搭載する。



スラスタの位置を赤い丸で示した。見えてないものとして、下面奥に1つ、カプセルと反対の面（イオンエンジンの面）の上下の辺の中間に1つずつあるので、合計12個のスラスタがある。

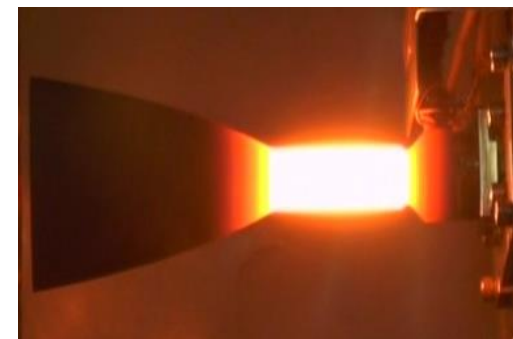


化学推進系:「はやぶさ」からの変更点

- 「はやぶさ」タッチダウン(2回目)直後に発生したリークを踏まえた対策
→バルブ洗浄方法・気密試験の強化、溶接個所の削減・溶接手順の見直し等
- 「はやぶさ」リーク後に発生した両系統の配管凍結を踏まえた対策
→A系・B系の配管ルート分離 & 独立した熱制御
- 「あかつき」金星周回軌道への投入失敗を踏まえた対策
→燃料・酸化剤の調圧系の完全分離
- 「はやぶさ2」インパクタミッション実現のための対応
→長時間噴射(衝突退避) & 短パルス噴射(クレーター内部への着陸)の確認
- その他の変更
→酸化剤タンクの金属ダイヤフラム方式から
表面張力デバイス※方式への変更等

※表面張力デバイスとは？

- 酸化剤タンクから酸化剤を取り出すときにヘリウムガスで圧力をかけるが、そのときにヘリウムガスではなく酸化剤の液のみを取り出すための装置のこと。酸化剤の表面張力を利用した装置なので、このように呼ばれる。



フライトモデルの燃焼の様子
「長時間噴射」、「短パルス噴射」の確認



姿勢軌道制御系 (AOCS)

- 探査機の姿勢制御および小惑星近傍での航法を担当する。
- 以下に示す各種装置がある。

① 姿勢検出センサ

- ・粗太陽センサ (CSAS)
- ・スタートラッカ (STT)
- ・慣性基準装置 (IRU)
- ・加速度計 (ACM)

② 小惑星相対位置計測センサ

- ・レーザ高度計 (LIDAR)
- ・レーザレンジファインダ (LRF)

③ 画像処理コンポーネント

- ・光学航法カメラ (ONC)
- ・デジタルエレキ (ONE-E)

④ 姿勢・軌道制御

- ・リアクションホイール (RW)
- ・化学推進系 (RCS)

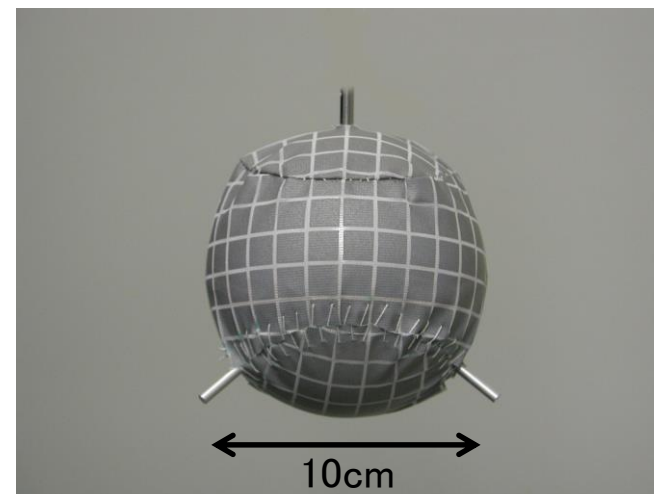
⑤ その他航法用機器

- ・フラッシュライト (FLA)
- ・ターゲットマーカ (TM)
- ・駆動装置 (DRV)

AOCU: 姿勢軌道制御装置
AOCP: 姿勢軌道制御プロセッサ

ターゲットマーカ

- タッチダウン(着陸)の前に人工的な目印として小惑星表面に降ろしておく。探査機がフラッシュをたき、カメラでターゲットマーカを認識しながら降下する。
- 上空から落としても、小惑星表面で弾まないように、“お手玉”の構造になっている。つまり堅いの容器の中に小さい粒が多数はいつている構造となっている。
- 表面の素材は、光をよく反射する素材になっている。
- 「はやぶさ2」では5個搭載。(「はやぶさ」では3個だった)
- 内部に名前を刻んだ薄いシートが入っている。

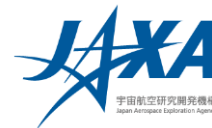


光が当たると
白く輝く





電源系



- 日照時には太陽電池パドルで発電される電力を搭載機器に電力を供給すると同時にバッテリーに充電し、日陰時にはバッテリーから機器へミッション期間を通して安定に電力を供給する。
- 「はやぶさ」の設計を踏襲しつつ、信頼性・電力増強に対応している。主な電源系機器の概要を以下に示す。

■太陽電池パドル(SAP)

- 太陽光を電気に変換し電力を搭載機器へ供給
- 高効率3接合太陽電池セルを採用
- 3パネル×2翼構成で1460 W @1.42AUを発電

■シリーズスイッチングレギュレータ(SSR)

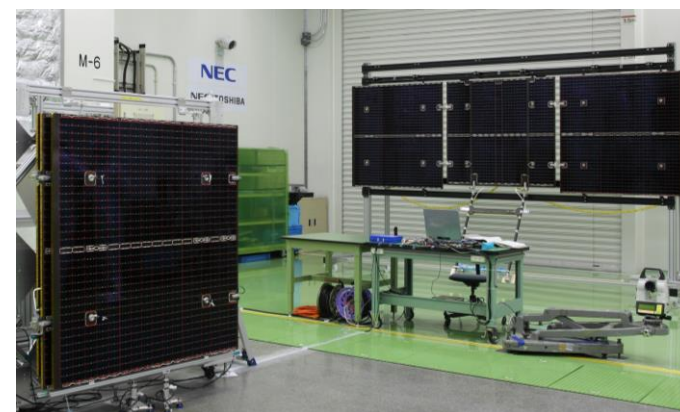
- SAP 発生電圧を降圧安定化制御してPCU経由で搭載機器へ供給

■電力制御器(PCU)

- SSR からの電力を搭載機器へ分配し制御
- BATの充放電を制御・管理

■バッテリー(BAT)

- 日陰中等必要時にPCU経由で放電
- 13.2 Ahリチウムイオン電池を11直列構成

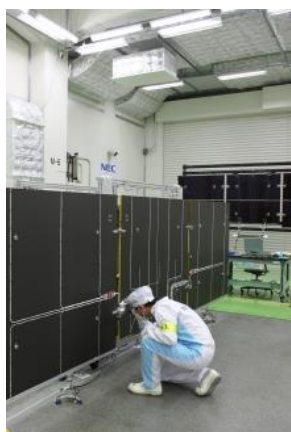
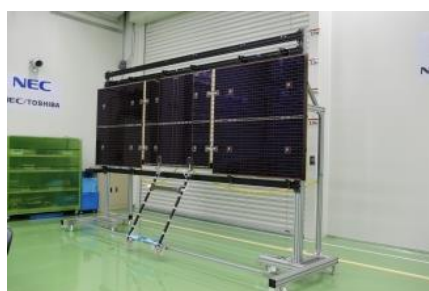
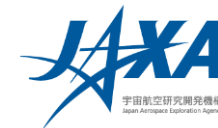


太陽電池パドルの外観
(左: 収納時、右: 展開状態)

(© JAXA)



太陽電池パドル伸展試験の様子



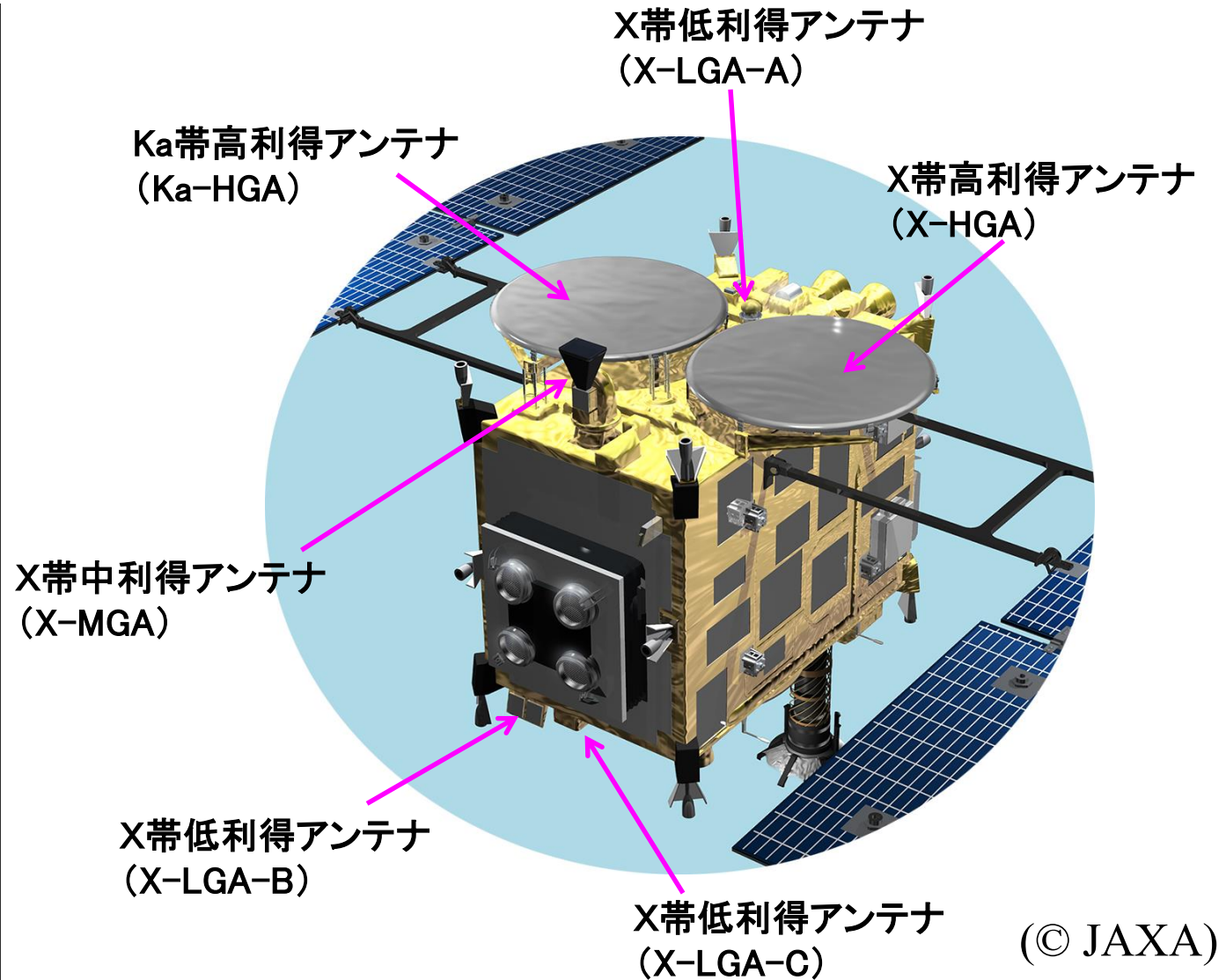
(© JAXA)



通信系(アンテナ)



- 通常は、地上局との通信にはX帯(8GHz)の電波を用いる。
- X帯のアンテナは、高利得アンテナ、中利得アンテナ、低利得アンテナの3種類がある。
- Ka帯(32GHz)は、小惑星到着後に科学観測のデータを地球に送信するとき用いる。
- Ka帯はX帯に比べて、同じ時間帯に約4倍のデータを伝送することができる。ただし、通信が天候に左右されやすい(降雨減衰が大きい)。
- ビットレートは、8bps~32Kbps。

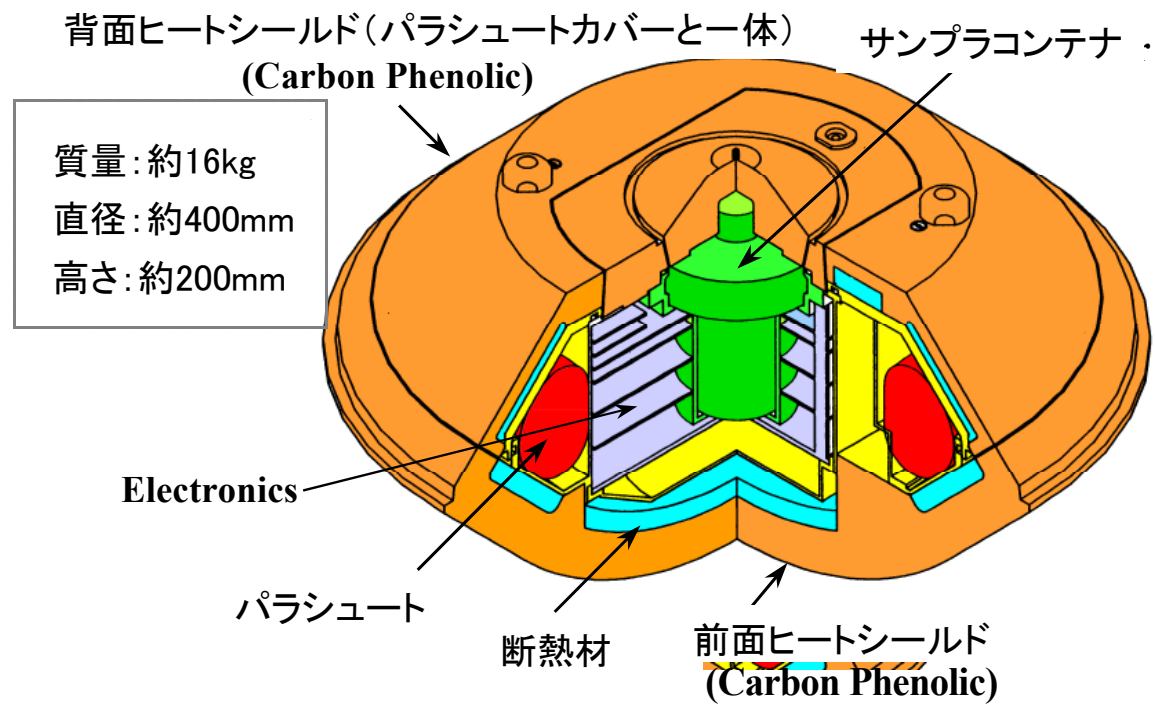


※Ka帯の受信は？

- ・惑星探査機からのKa帯の電波は、現在、日本にある追跡局では受けることができないので、海外の追跡局を使う。

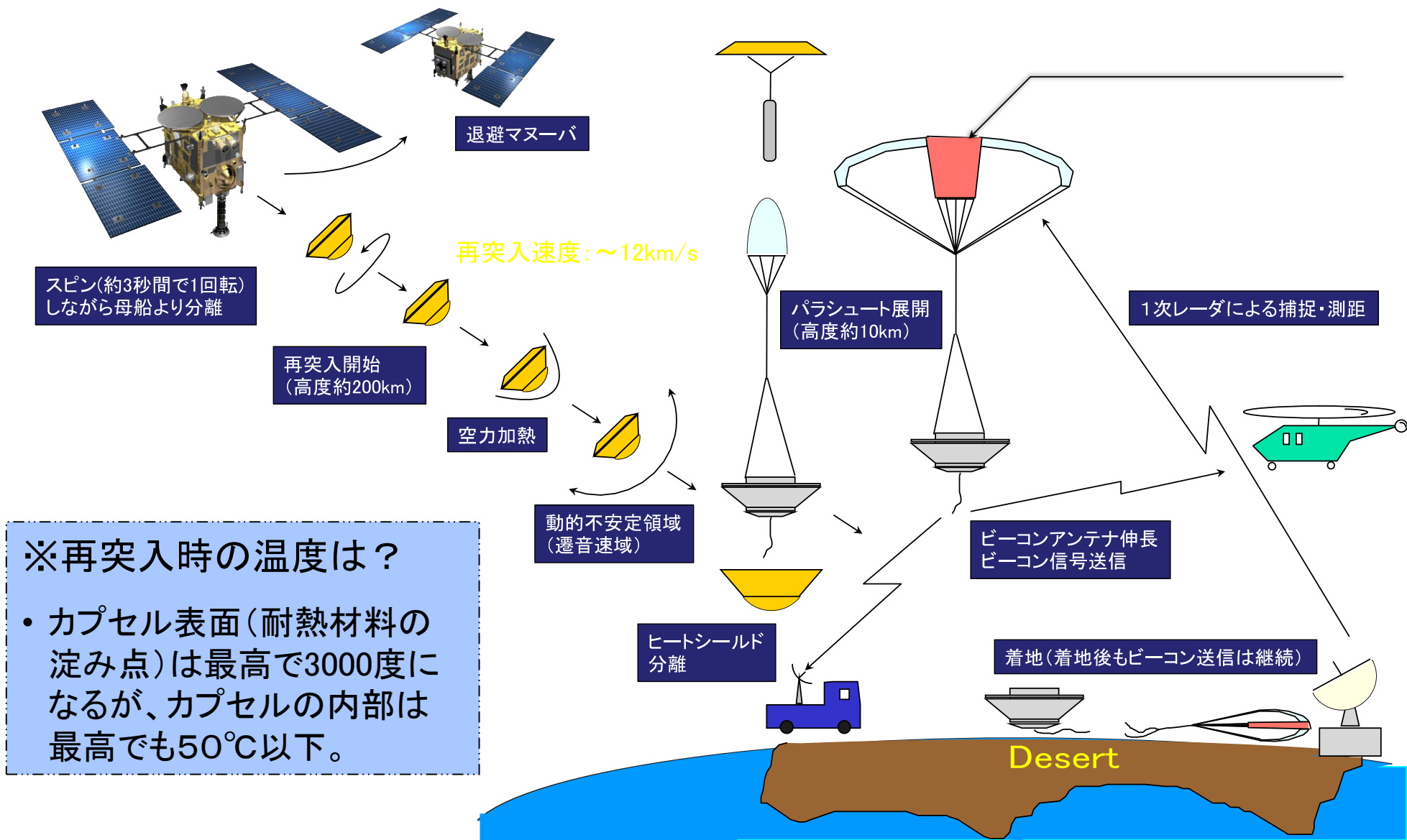
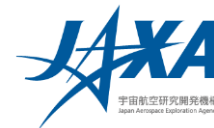
再突入カプセル

- ・はやぶさ2ミッションの一番最後に、小惑星のサンプルを封入したコンテナを内部に搭載したカプセルが、秒速12kmで地球大気に再突入し、地上で回収される。
- ・カプセルは、約3秒間で1回転するスピンをしながら母船から切り離され、大気との衝突で非常に高温になって(専門的には、14MW/m²という空力加熱回廊を通過し)、高度約10kmでパラシュートを開いて、同時に位置探索のためのビーコン電波を出しながら緩降下・着地する。
- ・基本設計は「はやぶさ初号機」とほぼ同様であるが、搭載機器、パラシュート開傘トリガー(合図)の方法、関連機器の信頼性を向上させている。
- ・初号機に搭載されていなかった飛行環境計測モジュール(REMM)が新たに搭載され、飛行中の加速度・回転速度・内部の温度を計測する予定である。





再突入カプセル



※再突入時の温度は？

- カプセル表面(耐熱材料の淀み点)は最高で3000度になるが、カプセルの内部は最高でも50℃以下。

再突入シーケンス概要



その他

※以下の機器については、詳細は省略する

- 構造系: 探査機全体を支える
- 熱制御系: 探査機の温度管理をする
- データ処理系: 各種データを処理・制御する
- 電気計装: 機器間をつなぐ配線
- DE(デジタルエレキ): 科学センサ(ONC、TIR、NIRS3、DCAM3)のデータを処理する



3. ミッションの経緯



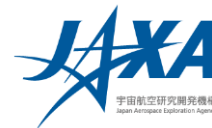
経緯(概略)



2011～2014年度	: 開発フェーズ
2014年12月3日	: 打上げ
2014年12月3-5日	: クリティカル運用
2014年12月6日～2015年3月2日	: 初期機能確認
2015年3月～	: 往路巡航フェーズ
2015年12月3日	: 地球スイングバイ
2015年12月4日～2016年4月	: 南半球局運用
2016年3月22日～2016年5月21日	: 第1期イオンエンジン運転
2016年11月22日～2017年4月26日	: 第2期イオンエンジン運転
2018年1月10日～2018年6月5日(予定)	: 第3期イオンエンジン運転



打ち上げ



- ロケット：H-IIAロケット26号機（202型）
- 打上げ予定日時：平成26年（2014年）11月30日（日）13時24分48秒
←天候判断により延期
- 打ち上げ日時：平成26年12月3日（水）13時22分04秒
- 打上げ予定（可能）期間：平成26年11月30日～12月9日
- 打上げ場所：種子島宇宙センター

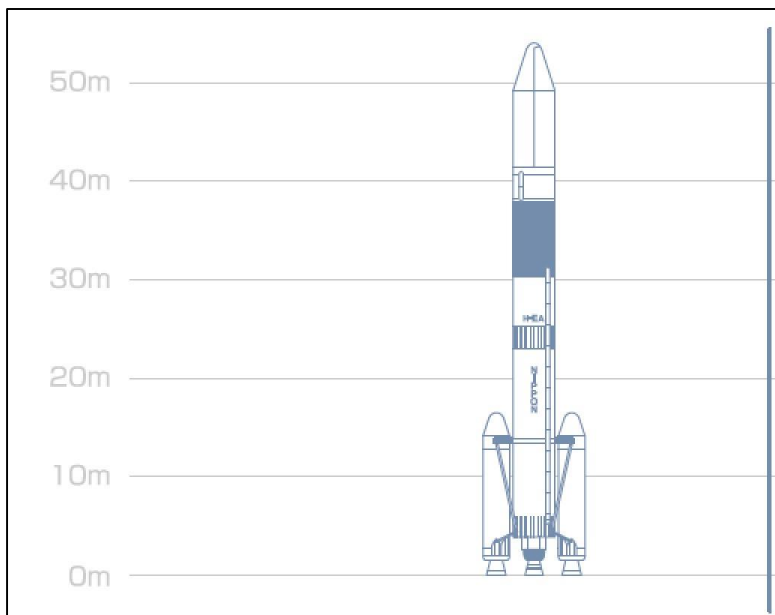
- 一緒に打ち上げられた小型副ペイロード
しんえん2（九州工業大学）
ARTSAT2-DESPATCH（多摩美術大学）
PROCYON（東京大学・JAXAとの共同研究）



打ち上げロケット

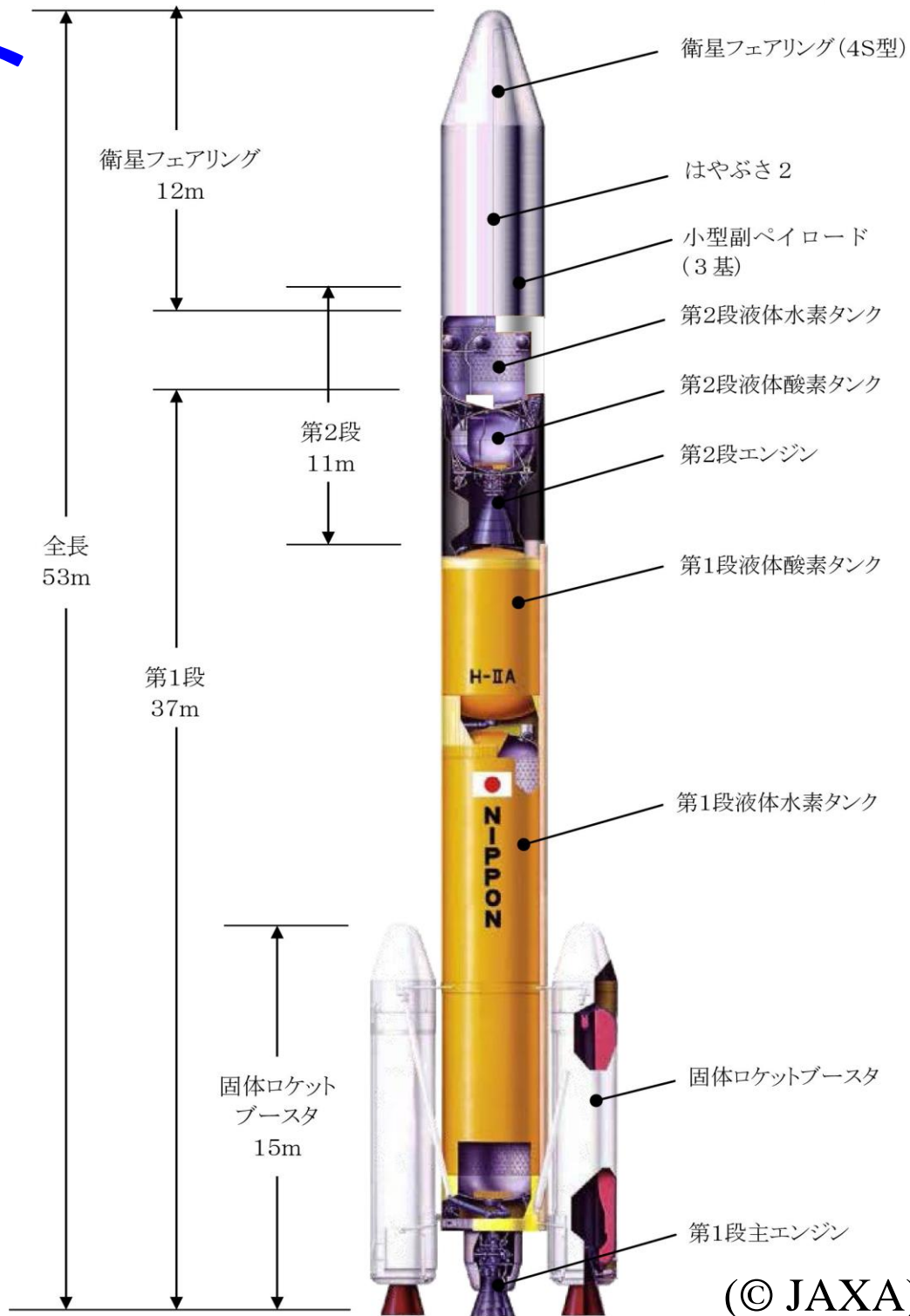
H-IIA

- ・2段式液体燃料ロケット
- ・H2A202型



諸元 Item	H2A202 [標準形] [Standard]
全長[m] Length[m]	53
質量[ton]* Mass[ton]*	289
第2段 2nd Stage	1
第1段 1st Stage	1
SRB-A	2
SSB	-

H-IIAの機体名称 H2A a b c (a:1段式/2段式、b:LRBの数、c:SRB-Aの数)





ロケットの飛翔計画



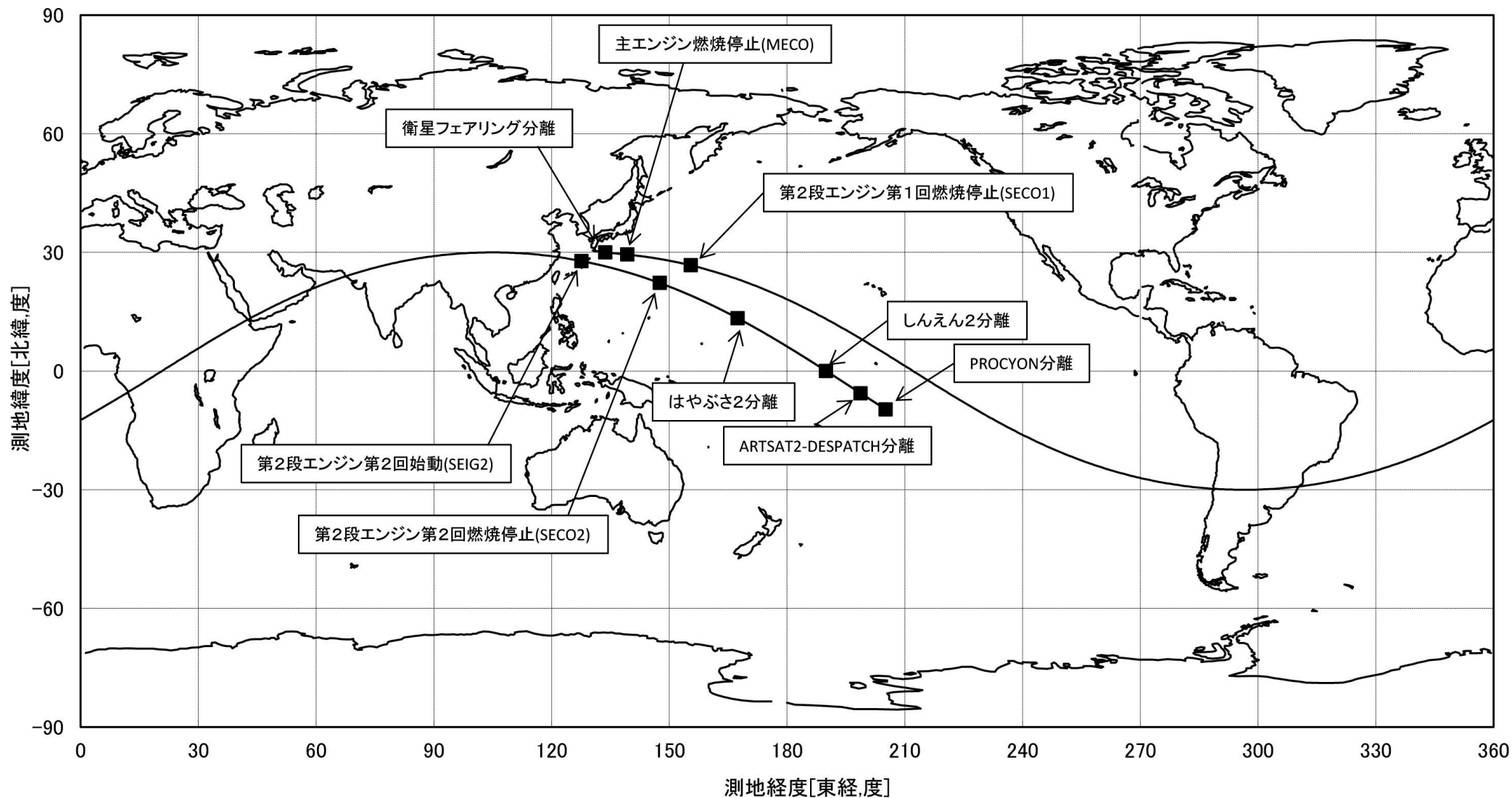
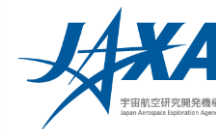
事 象	打上げ後経過時間			高度 km	慣性速度 km/s
	時	分	秒		
1 リフトオフ		0	0	0	0.4
2 固体ロケットブースタ 燃焼終了*		1	39	46	1.6
3 固体ロケットブースタ 分離**		1	48	53	1.6
4 衛星フェアリング分離		4	10	137	2.8
5 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)		6	36	202	5.6
6 第1段・第2段分離		6	44	207	5.6
7 第2段エンジン第1回始動 (SEIG1)		6	50	210	5.6
8 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SEC01)		11	18	254	7.8
9 第2段エンジン第2回始動 (SEIG2)	1	39	23	250	7.8
10 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SEC02)	1	43	24	313	11.8
11 はやぶさ2分離	1	47	15	889	11.4
12 しんえん2分離	1	53	55	2867	10.4
13 ARTSAT2-DESPATCH分離	1	58	5	4418	9.7
14 PROCYON分離	2	2	15	6068	9.2

※) 燃焼室圧最大値の2%時点

※※) スラスト・ストラット切断



ロケットの飛翔経路



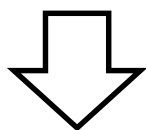


クリティカル運用・初期機能確認



クリティカル運用(2014年12月3日～2014年12月5日)

- 太陽電池パネルの展開、太陽捕捉制御
- サンプリング装置ホーン部の伸展
- イオンエンジンの方向を制御するジンバルの打上時保持機構(ロンチロック)解除
- 探査機の3軸姿勢制御機能
- 地上の精密軌道決定システムの機能確認



初期機能確認(2014年12月6日～2015年3月2日)

- イオンエンジン、通信、電源、姿勢制御、観測装置などの確認
- 精密軌道決定



初期機能確認(詳細)



日付		実施項目一覧表
2014	12/7,8	Xバンド中利得アンテナビームパターン測定、実通データ取得、X帯通信機器の機能確認
	12/9	電源系(バッテリー)機能確認
	12/10	近赤外分光計(NIRS3)点検
	12/11	中間赤外カメラ(TIR)/分離カメラ(DCAM3)/光学航法カメラ(ONC)点検
	12/12-15	姿勢軌道制御系(各機器)機能確認
	12/16	小型ローバ(MINERVA-II)/小型着陸機(MASOT)点検
	12/17	再突入カプセル/衝突装置(SCI)点検
	12/18	Xバンド高利得アンテナ(XHGA)5点法ポインティング試験、イオンエンジン稼働前処置
	12/19-22	イオンエンジン ベーキング
	12/23-26	イオンエンジン試運転(点火) ※1台ずつ実施 <23日/イオンエンジンA>、<24日/同B>、<25日/同C>、<26日/同D>
12/27-1/4	精密軌道決定、DDOR(Delta Differential One-way Range)実施	
2015		*12/28、1/1,2は運用休み
	1/5-7	Ka帯通信機器・実通データ取得、アンテナパターン測定
	1/9-10	Ka帯 DSN各局によるDOR、レンジング試験
	1/11	イオンエンジン稼働前処置
	1/12-15	イオンエンジン 2台組合せ試運転<12日/A+C>、<13日/C+D>、<14日/A+D>、<15日/A+C>
	1/16	イオンエンジン 3台組合せ運転 <A+C+D>
	1/19-20	イオンエンジン 2台組合せ・24時間連続自律運転 <A+D>
	1/23	レーザ高度計(LIDAR)、レーザレンジファインダ(LRF)、フラッシュランプ(FLA)機能確認
1/20-3/2	巡航フェーズ(定常運用)移行に向けた複数機器の連係動作等の機能確認 太陽光圧影響評価、太陽追尾運動挙動データ取得、太陽光圧及び姿勢軌道制御系機器(リアクションホイール他)、イオンエンジンなどの連係動作機能確認	



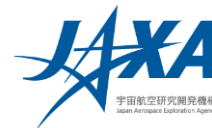
2015年3月～スイングバイ



2015/3/2	初期運用フェーズ終了。以降、定常運用フェーズ
2015/3/3-21	EDVEGAフェーズ第1期IES運転
2015/3/27-5/7	ソーラーセイルモード運用 (4基中1基のRWのみ使用した無燃料太陽指向維持。 他のRWはOFF状態で温存)
2015/5/12-13	IES3台24時間運転(ITR-A+C+D)実施
2015/6/2-6	EDVEGAフェーズ第2期IES運転
2015/6/9	ソーラーセイルモード運用開始
2015/9/1-2	IES-TCM(スイングバイのための精密軌道制御)
2015/10/1-12/3	精密誘導フェーズ(RCSによるTCMを2回実施)
2015/12/3	地球スイングバイ



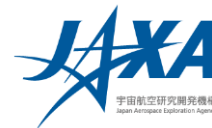
地球スイングバイ以降～2016年末



- ・～2016/4/E 南半球局運用(DSN Canberra, ESA Malargueのみを用いた運用)
- ・2016/3/22 Transferフェーズ第1期イオンエンジン運転開始
- ・2016/5/21 Transferフェーズ第1期イオンエンジン運転終了
- ・2016/5/24, 6/1-9 火星観測(-Z火星指向)
- ・2016/6/14-20 光圧確認運用
- ・2016/6/22,23 DSN-DSNアップリンク・トランスファ試験
- ・2016/6/29-7/3 DSN Ka通信試験
- ・2016/7/5-7/8 ESA Kaコンパチ試験
- ・2016/8/3 姿勢制御 ソーラーセイルモードへ移行
- ・2016/10/8 姿勢制御 ホイール3軸姿勢へ移行
- ・2016/10/11-16 STT火星観測(OPNAV練習)
- ・2016/10/19-22 ONC恒星観測
- ・2016/11/2,4 DSN-UDSCアップリンク・トランスファ試験
- ・2016/11/22 Transferフェーズ第2期イオンエンジン運転開始



2017年～



- ・2017/4/18 ONC-TによるL5点付近の撮像
- ・2017/4/26 Transferフェーズ第2期イオンエンジン運転終了
- ・2017/5/16-28 ONCによる木星・恒星観測
- ・2017/5/30-6/1 RCS自律マヌーバ試験
- ・2017/9/5 探査機内の時計(TI)のゼロリセット
- ・2017/11/18,28 DSN-SSOCリアルタイムドップラー伝送試験
- ・2017/12/2 DSN-UDSCアップリンクトランスファ試験
- ・2017/12/26-27 IESテストマヌーバ
- ・2018/1/10 Transferフェーズ第3期イオンエンジン運転開始
- ・2018/2/26 リュウグウ初観測
- ・2018/6/3 Transferフェーズ第3期イオンエンジン運転終了
- ・2018/6/3 小惑星接近誘導開始
- ・2018/6/27 小惑星到着

:



往路におけるイオンエンジン運転のまとめ

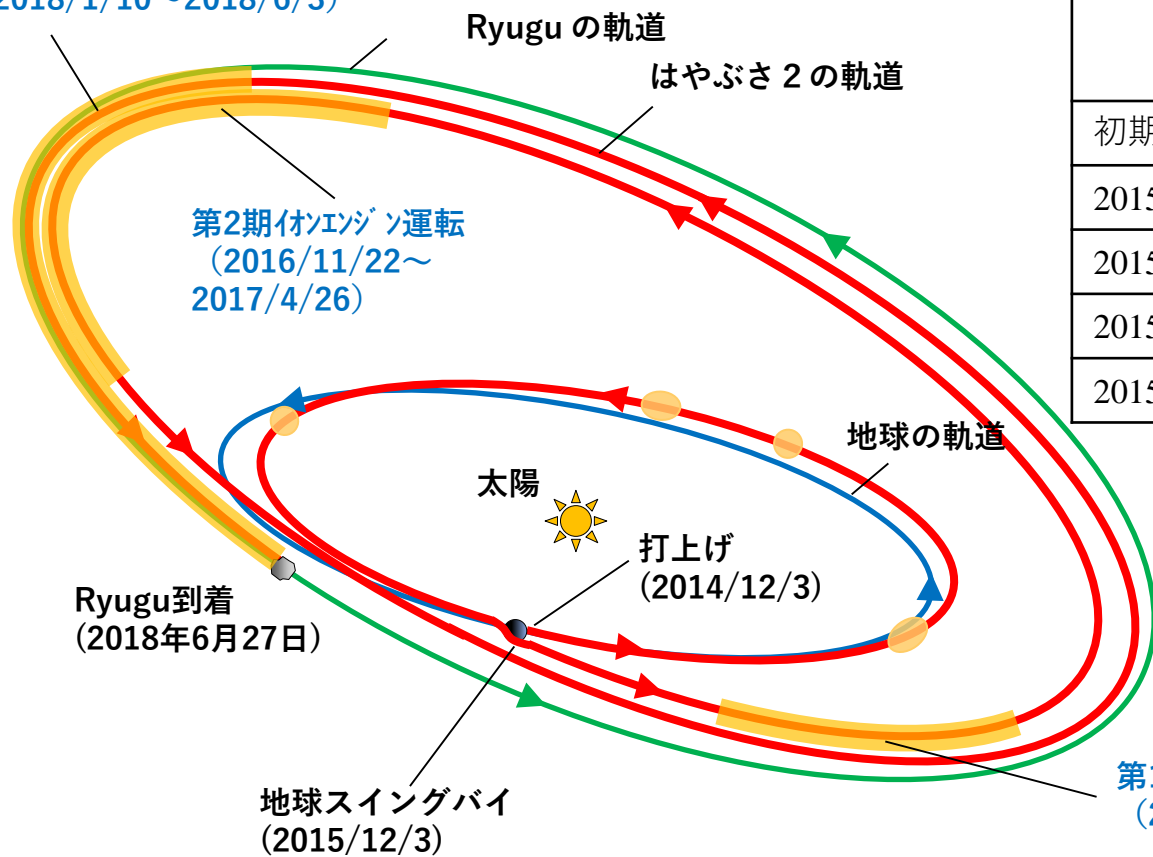


第3期イオンエンジン運転
(2018/1/10~2018/6/3)

第2期イオンエンジン運転
(2016/11/22~
2017/4/26)

■スイングバイ以前

期間	名称	台数	増速 m/s	運転 時間
初期機能確認	IES動作試験	-	-	-
2015/3/3-21	IES動力航行1	2	44	409 h
2015/5/12-13	IES最大推力試験	3	4	24
2015/6/2-6	IES動力航行2	2	11	102
2015/9/1-2	IES動力航行3	2	1.3	12



IES : イオンエンジンシステム

■スイングバイ以降

期間	名称	台数	増速 m/s	運転時間
2016/3/22~2016/5/21	第1期イオンエンジン運転	3 (一部2台)	127	798 h
2016/11/22~2017/4/26	第2期イオンエンジン運転	3 (一部2台)	435	2593
2018/1/10~2018/6/3	第3期イオンエンジン運転	2→3	393	2475



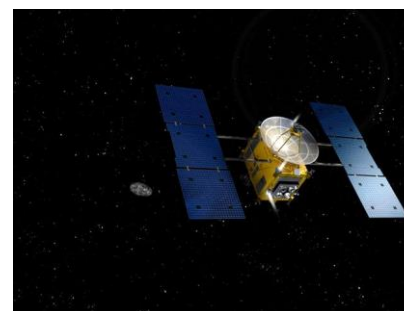
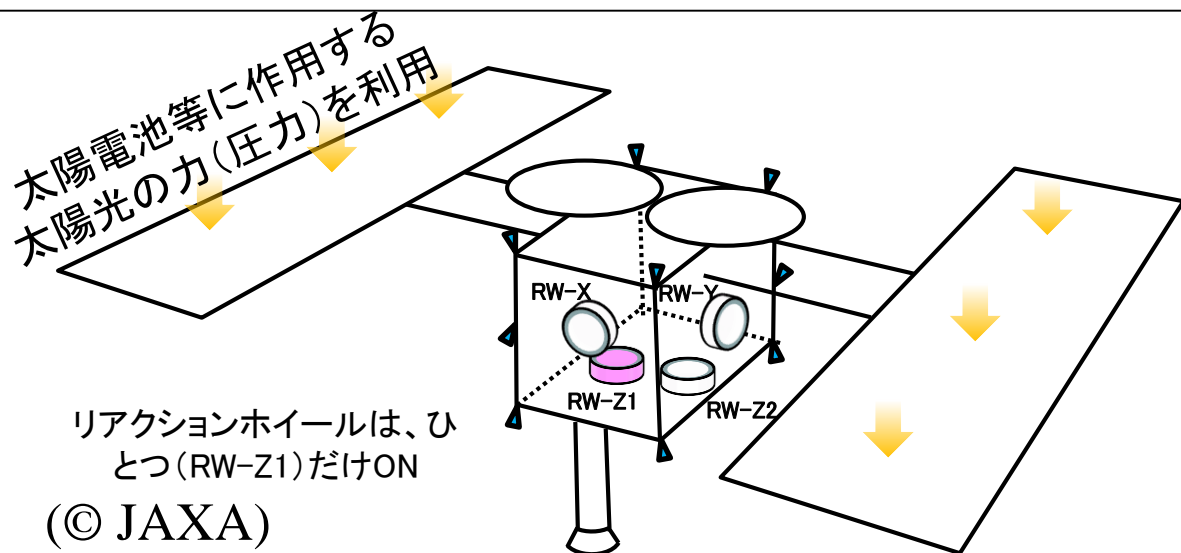
主な運用の説明

太陽の光の力を利用した姿勢制御

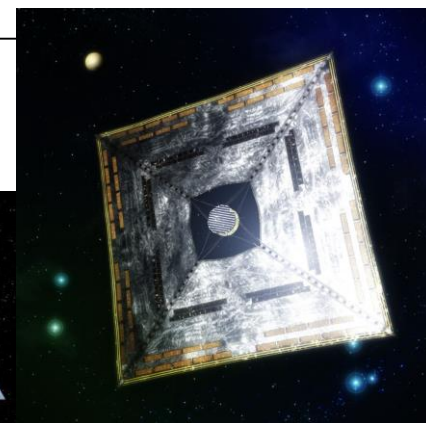
燃料が不要でリアクションホイールを一つしか必要としない新技術。

- 「はやぶさ」「イカロス」の知見を活かし、新技術としてはやぶさ2へ搭載。
- はやぶさ2に4基搭載しているリアクションホイールのうち1つだけをON、残りをOFFしてなお安定的に探査機の向きを制御することが可能な技術。(太陽の光の力を利用する「ソーラーセイル」技術の一種)
- 従来の探査機が不可能だった、無燃料で長期間、探査機の姿勢を太陽に向け続けることを実現。

←2.5年の巡航中およそ9か月間、本技術による姿勢維持を達成



はやぶさ
(2003～2010)



イカロス
(2010～)



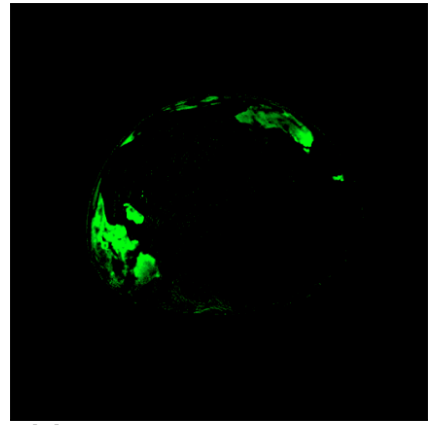
はやぶさ2の科学的成果 (2015年12月3日)



ONC-T



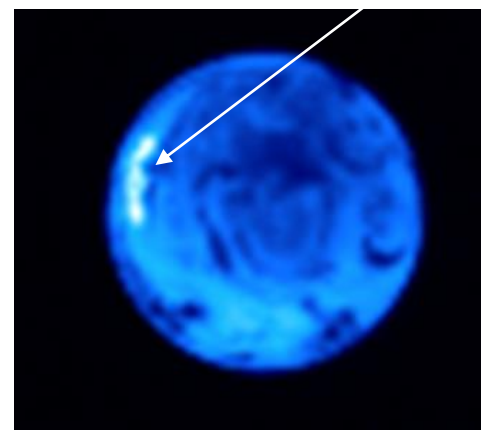
地球のカラー画像



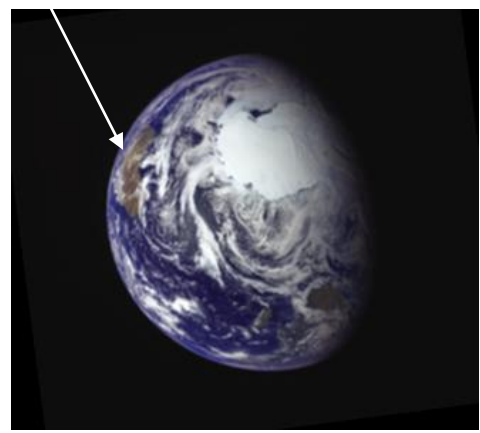
植物の反射光の強度分布の画像

TIR

豪州 (海洋より高温)

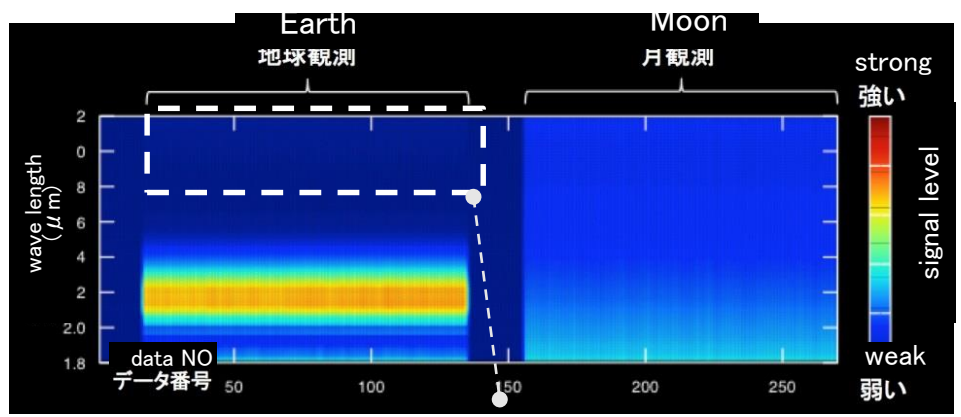


TIR熱画像



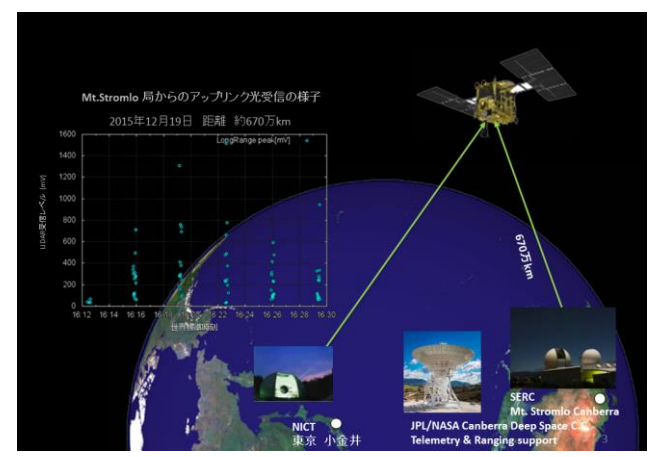
ONC-T多色画像

NIRS3



地球大気の水分子による光の吸収を確認

LIDAR

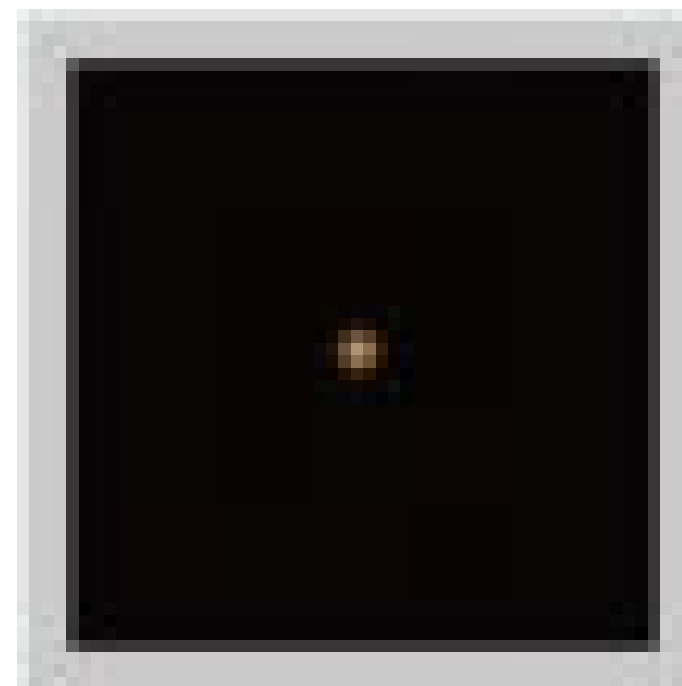
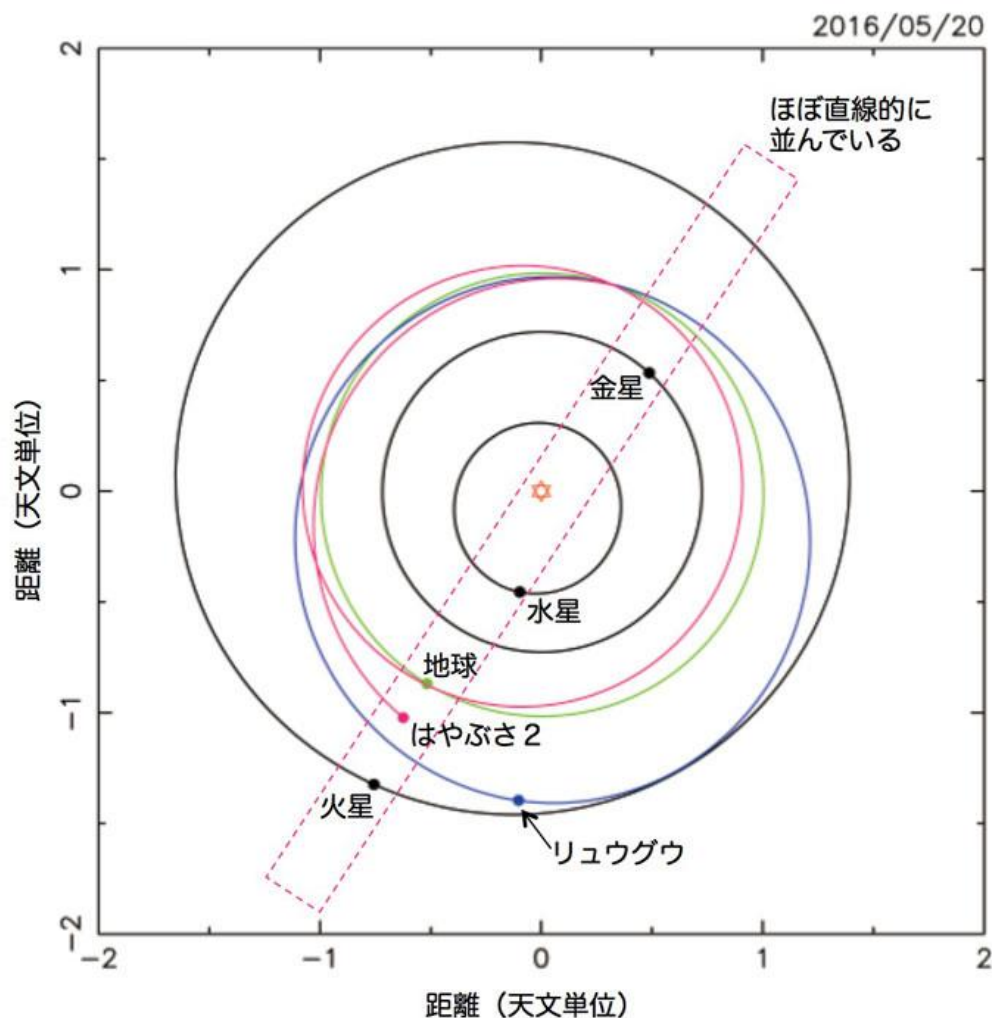


2015年12月19日、670万km (= 0.045au)でレーザの受信成功



火星の撮像(2016年5月・6月)

- ・2016年5月24日、6月1-9日
- ・地球、「はやぶさ2」、火星が直線的に並ぶ機会を利用して火星の観測を行った。(ONC-T、NIRS3、TIRによる)



ONC-Tが撮影した火星
2016年5月24日21:46(日本時間)

(© JAXA)



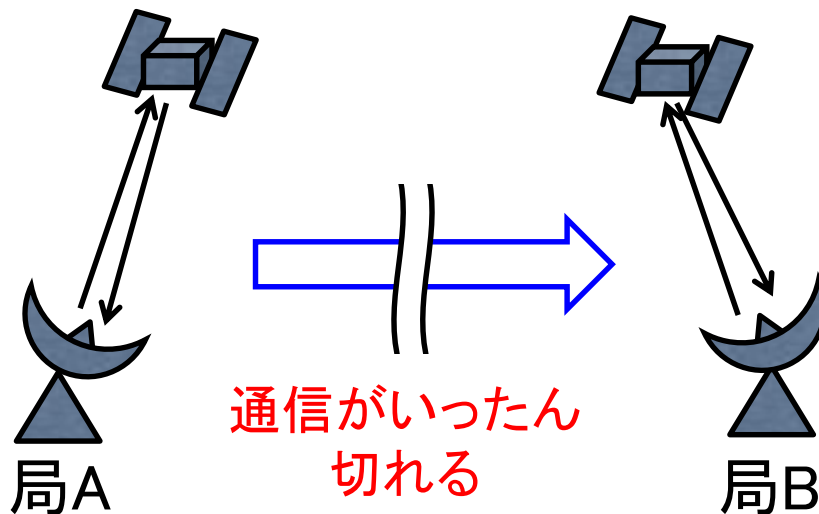
アップリンク・トランスファー(2016年6月・11月)



Uplink Transfer技術試験: 2016年6月22、23日 ← DSN局間

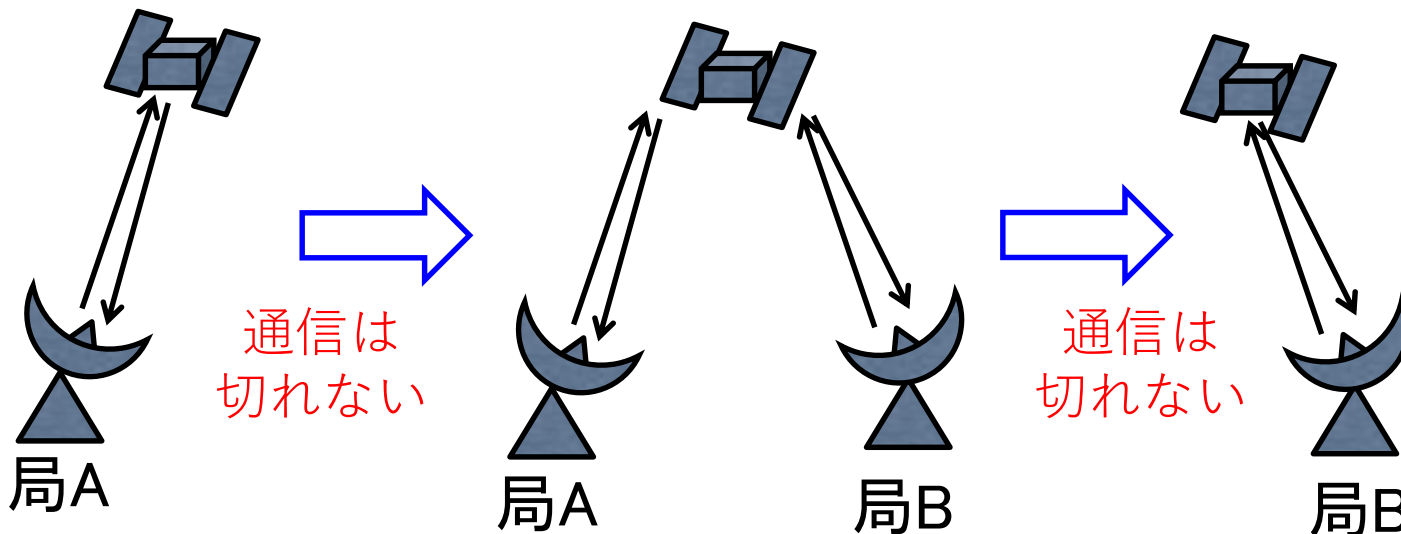
2016年11月2、4日 ← 臼田-DSN間

これまでのやり方:



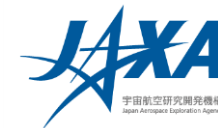
試験成功
日本初!

Uplink Transfer:





Ka帯通信・DDOR(2016年6月・7月)



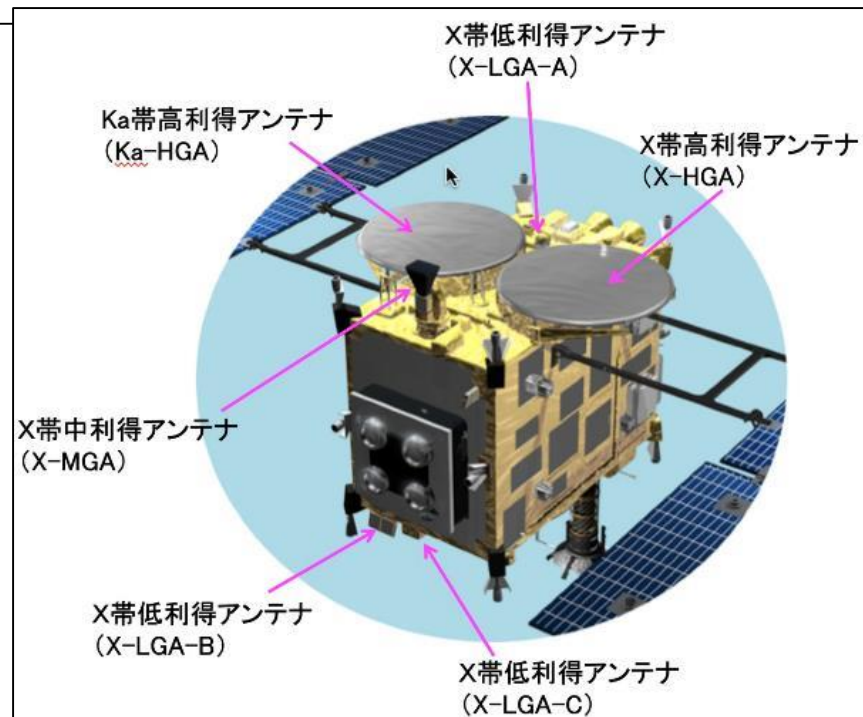
Ka帯技術試験:2016年6月29日～7月8日

- 2016年6月29日-7月3日:DSN局(Goldstone局)におけるKa帯通信試験 ← 距離約5000万kmで成功!
- 2016年7月1, 2日:NASA・ESA局連携でのKa帯でのDDOR試験 (NASA DSN:Goldstone局、ESA:Malargüe) ←3機関間でのKa帯DDORは世界初!
- 2016年7月5-8日:ESA局におけるKa帯通信試験

X帯(8GHz):通常運用

Ka帯(32GHz):X帯の約4倍のデータを送ることができる。小惑星の観測データを地球に送信するときを使う。

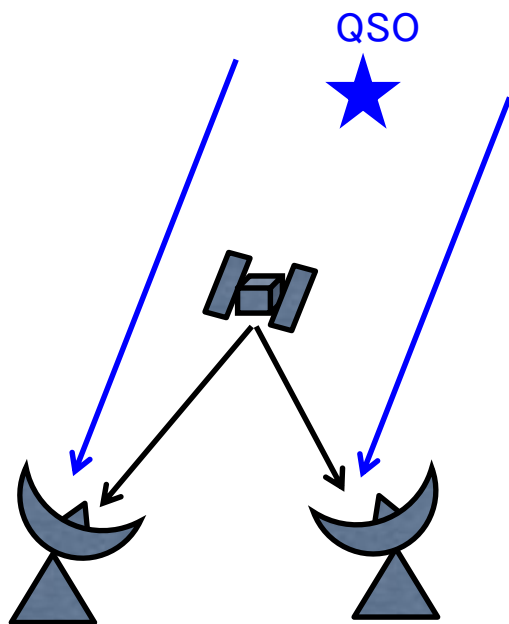
Ka帯は深宇宙探査機ではほとんど使われていない



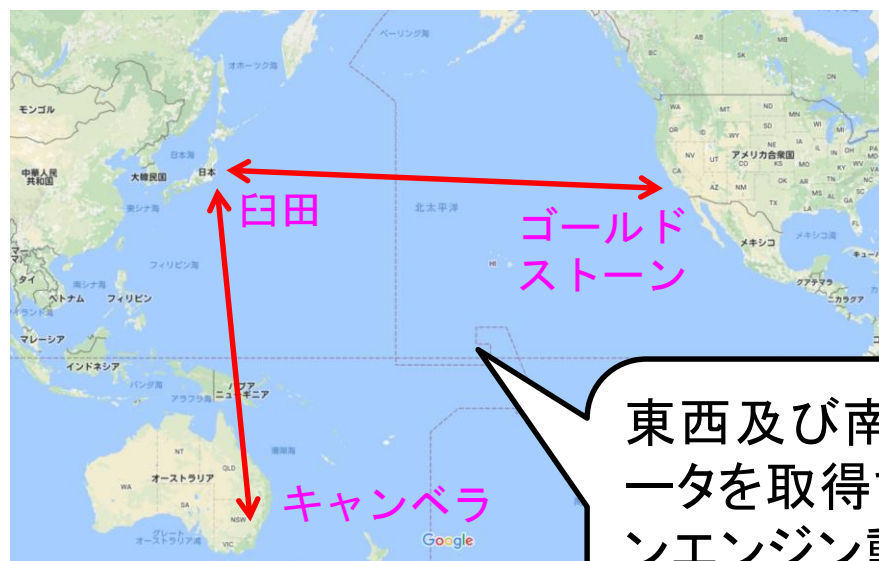
DDOR: Delta Differential One-way Range

2つ(以上)の地上局で、同時に探査機からの電波を受信する。さらに、なるべく探査機の近くに見える電波天体(クエーサー)からの電波も受信する。2つ(以上)の地上局で受信したデータを干渉させることで、探査機の軌道を高精度で決定する。(探査機からの電波とクエーサーからの電波は交互に受信する)

※VLBIと同じ原理



※青はクエーサーからの電波



東西及び南北基線で同時にデータを取得することにより、イオンエンジン動作時(微小推力加速時)の高精度軌道決定にも成功！ **世界初！**



L5点付近撮影(2017年4月18日)

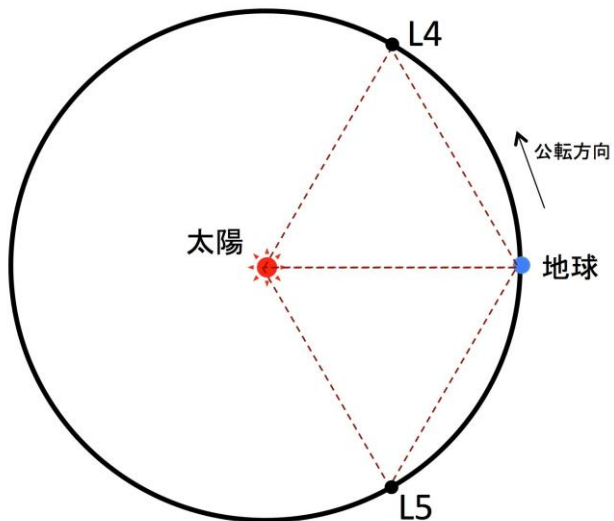


観測

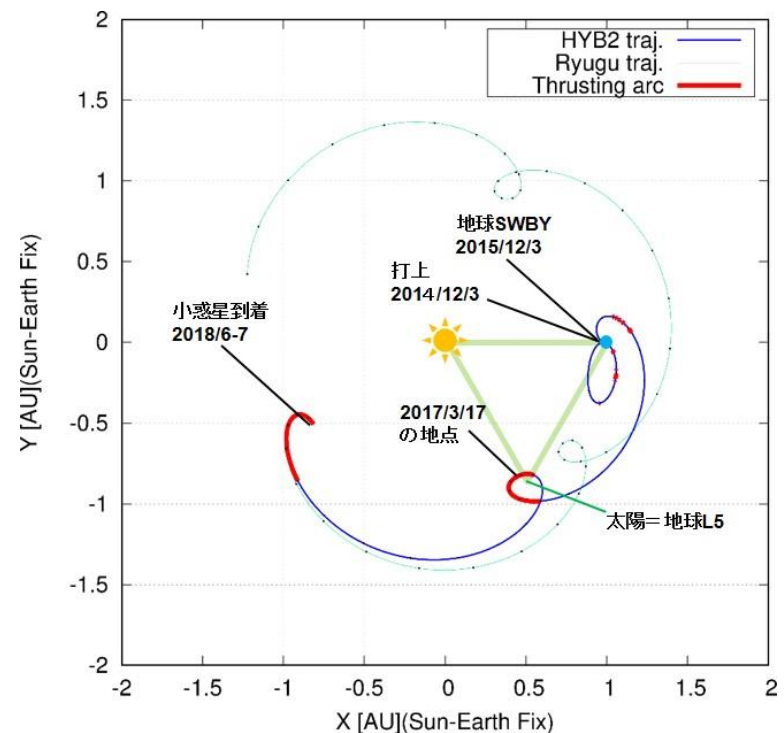
- 撮影日: 2017/4/18 (日本時)
- 望遠の光学航法カメラ(ONC-T)による4枚連続撮影(30分間隔)を3セット行う
- 露出時間: 178秒(最長露光)

結果

- それぞれのセットで移動天体を探したが検出されなかった



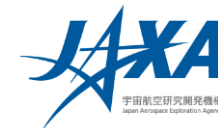
太陽-地球系のラグランジュ点L4、L5



(© JAXA)



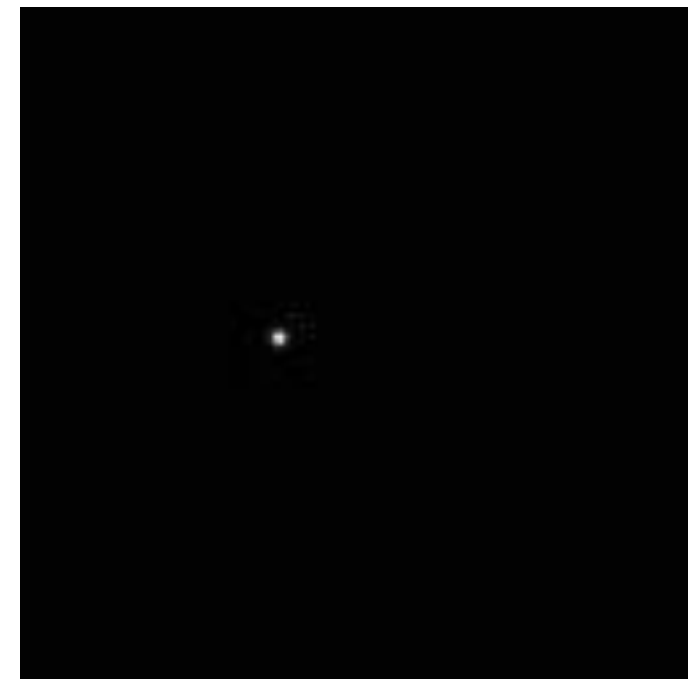
木星の観測(2017年5月16・17日)



- 撮影日時: 2017/5/16 17:30 (世界時)
2017/5/17 02:30 (日本時)
- 画角: 0.79 x 0.79 度
- 露出時間: 0.1312 秒
- 波長: v band (550nm)
- 木星までの距離(2017.5.16 17:30 UT):
4.48565 au 6.71044×10^8 km

- 探査機から見た木星の等級: -2.44等
- 撮像目的:

はやぶさ2の各種装置は、小惑星到着を約1年後に控えて、様々な観測を行っている。この図は、可視分光カメラが最も明るい惑星である木星をターゲットにして較正観測を行ったものである。



ONC-Tで撮影された木星



TIリセット(2017年9月5日)

- 探査機の時計をリセット=TI(Time)リセット
- 2017年9月5日の運用で、探査機の時計をリセットした。
- これで、地球帰還までリセットの必要なし。

■説明

- 探査機内で時刻を刻むカウンター
=32ビット
- 時刻の刻み:1カウント=約31ms(ミリ秒
=1000分の1秒)
- 32ビット=4,294,967,296 までカウント
→約4年3ヶ月
- カウンターが最大になるとゼロに戻る(自
動車の走行距離計と同じ)
- リュウグウ滞在中にカウンターがゼロに
戻ることを避ける

カウンタリセット前の数値

NOW-TI: a600dbe0



カウンタリセット後の数値

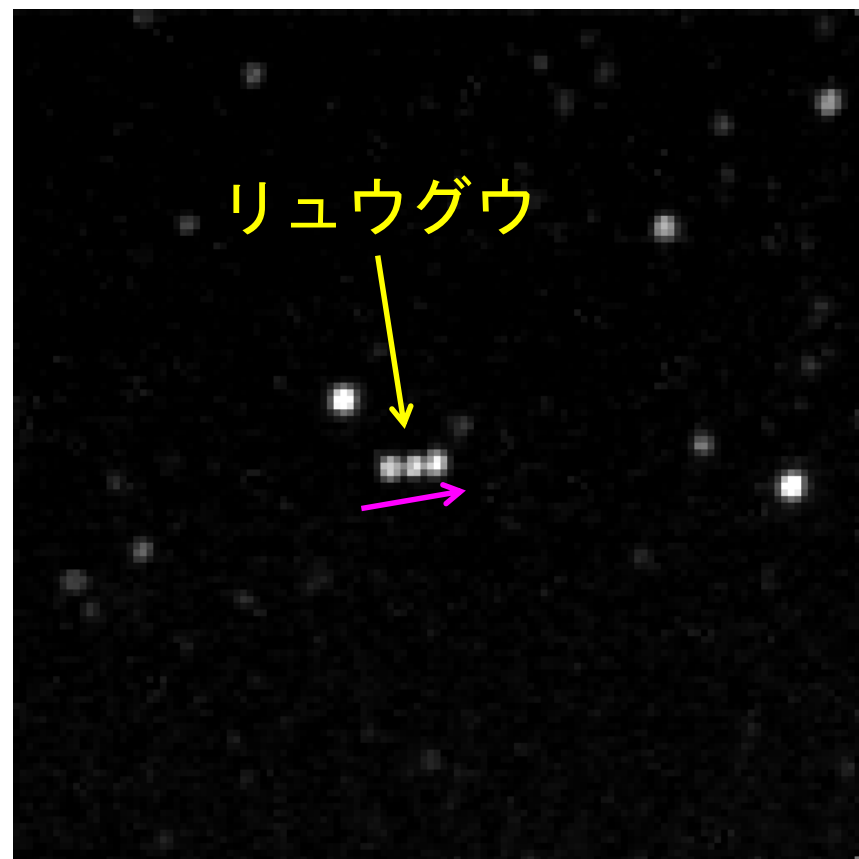
NOW-TI: 000003e0



リュウグウの初観測 (2018年2月26日)



- 2018年2月26日、搭載カメラ ONC-Tで、小惑星リュウグウの撮影に成功
- この日は、リュウグウ観測のために条件がよい＝探査機の姿勢を大きく変更しないで、ONC-Tの視野にリュウグウを入れることができる
- 探査機とリュウグウの間の距離は約130万km



3枚の写真を重ねたもの。リュウグウは矢印の方向に移動している。(写真の画角は0.8度)

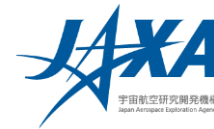
(ONCチーム: JAXA, 東京大, 高知大, 立教大, 名古屋大, 千葉工大, 明治大, 会津大, 産総研)



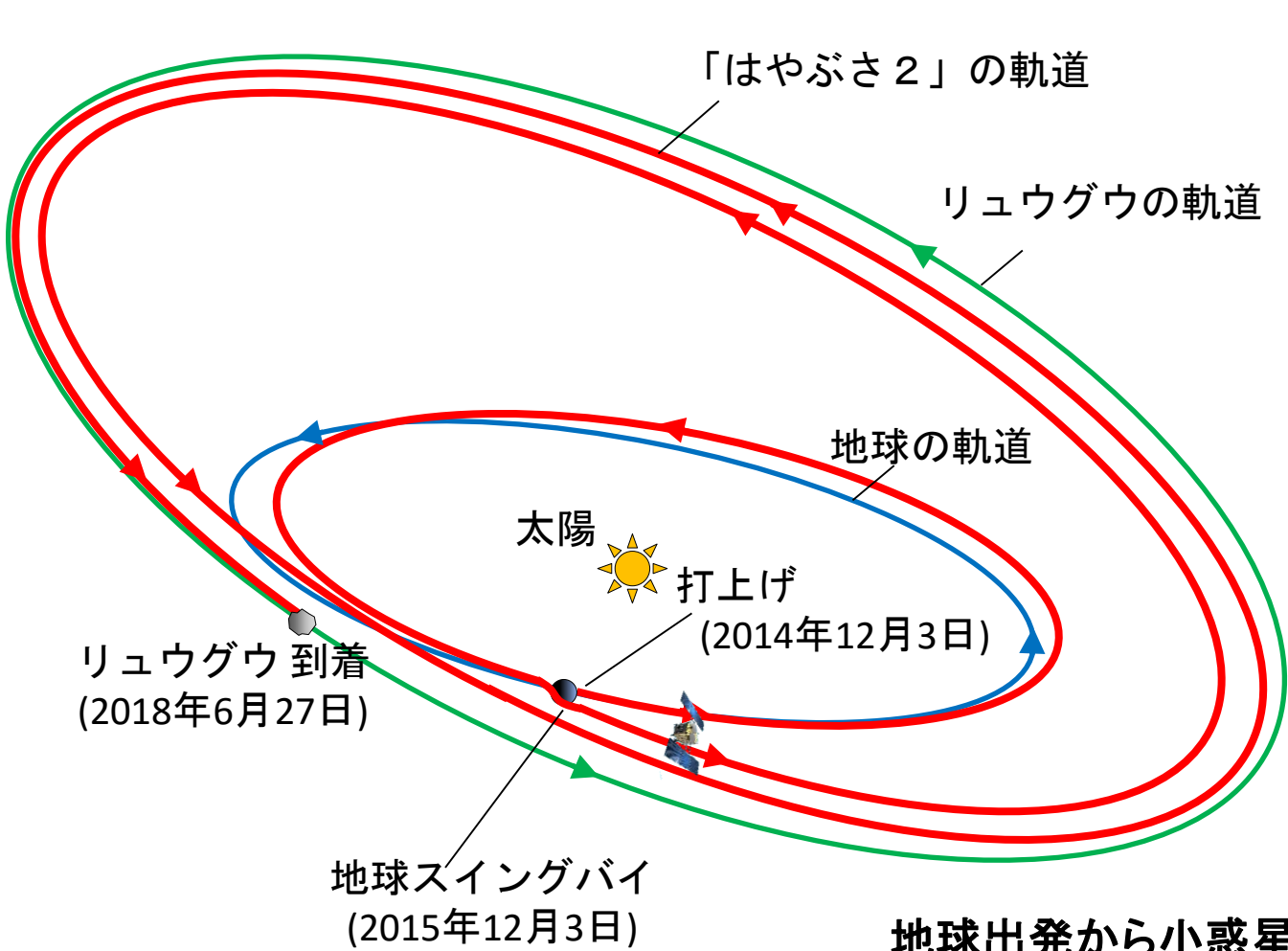
4. 軌道



軌道概要



打ち上げ後、地球軌道に近い軌道を描いて飛行し、ちょうど1年後に地球戻り、スイングバイを行った。スイングバイ後は、小惑星リュウグウ (Ryugu) の軌道に近い軌道に入り、太陽を約2周したあと、リュウグウに到着する。リュウグウが1周余り太陽の周りを公転するあいだ滞在し、その後、リュウグウを離れて、太陽の周りを1周弱回った後、地球に帰還する。

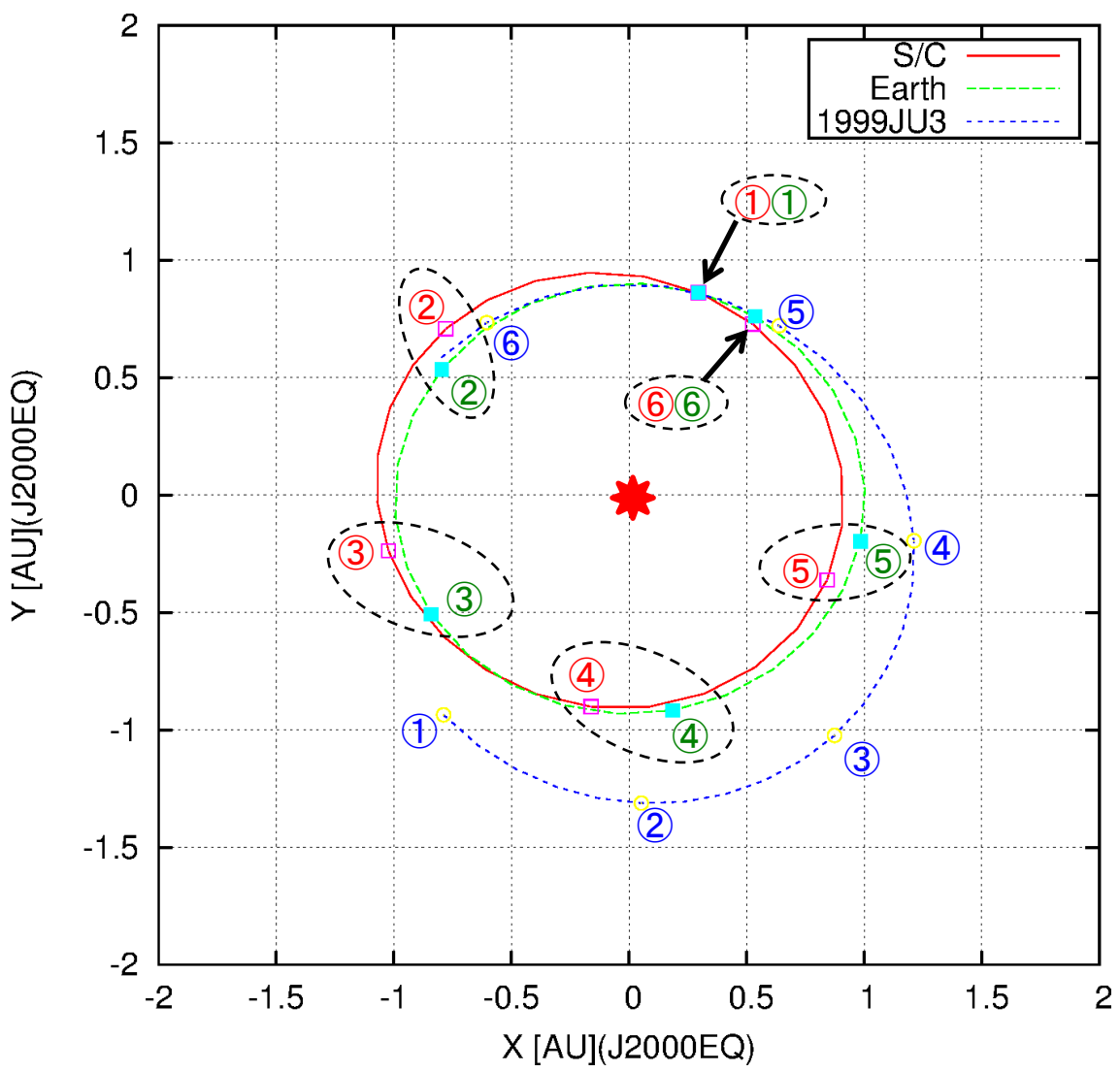


イベント	日にち
打ち上げ	2014年12月3日
地球スイングバイ	2015年12月3日
小惑星到着	2018年6月27日
小惑星出発	2019年11-12月
地球帰還	2020年11-12月

地球出発から小惑星到着まで



軌道：打ち上げ→地球スイングバイ



- ①①①: 2014年12月
- ②②②: 2015年 2月
- ③③③: 2015年 4月
- ④④④: 2015年 7月
- ⑤⑤⑤: 2015年 9月
- ⑥⑥⑥: 2015年11月

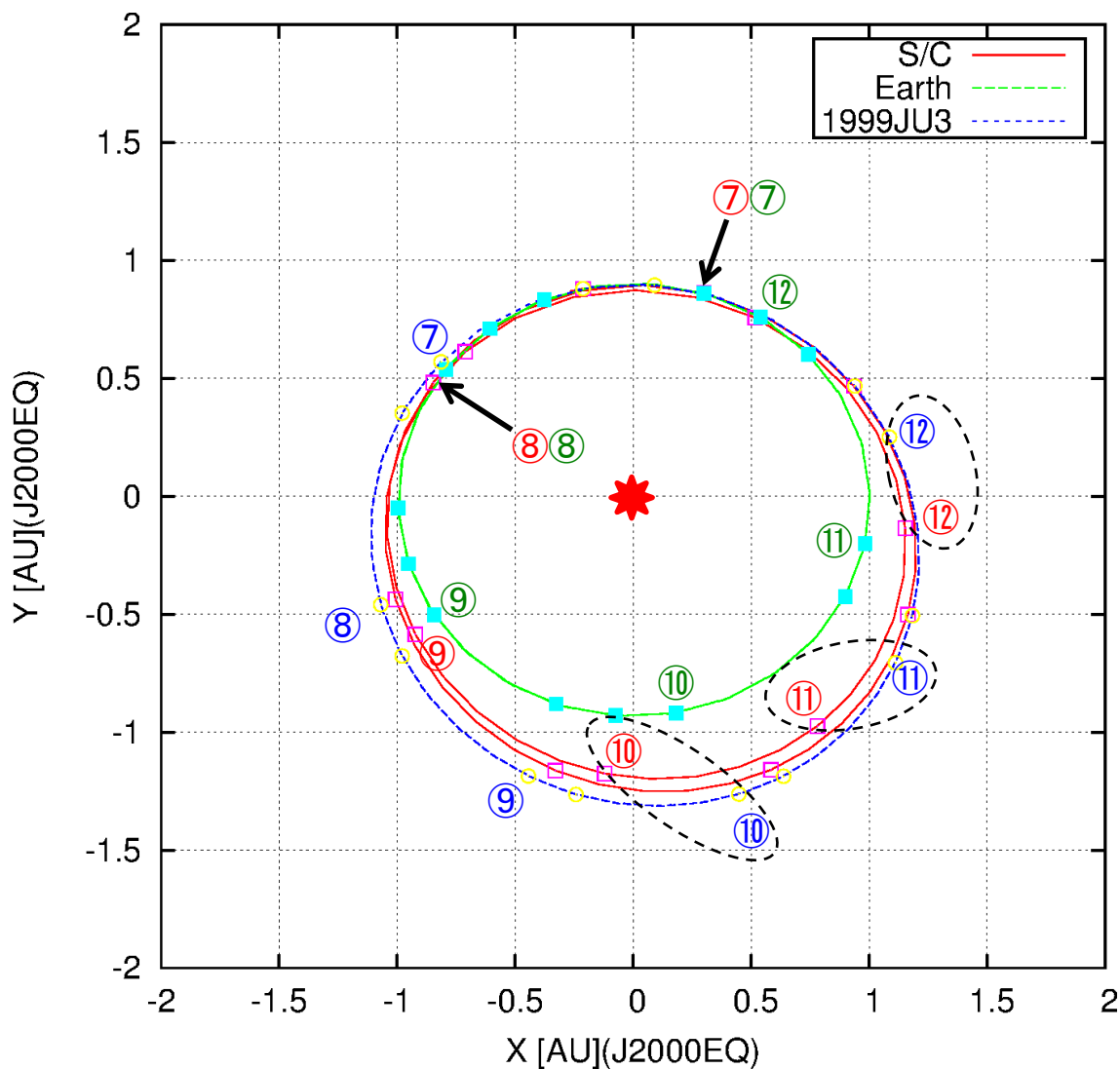
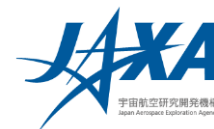
赤:はやぶさ2
 青:リュウグウ
 緑:地球

(© JAXA)

①付近で打ち上がって、⑥付近で地球に戻ってきてスイングバイを行う。「はやぶさ2」と地球との距離はあまり離れない。



軌道：地球スイングバイ→1周回目



- ⑦⑦⑦: 2015年12月
- ⑧⑧⑧: 2016年 2月
- ⑨⑨⑨: 2016年 4月
- ⑩⑩⑩: 2016年 7月
- ⑪⑪⑪: 2016年 9月
- ⑫⑫⑫: 2016年11月

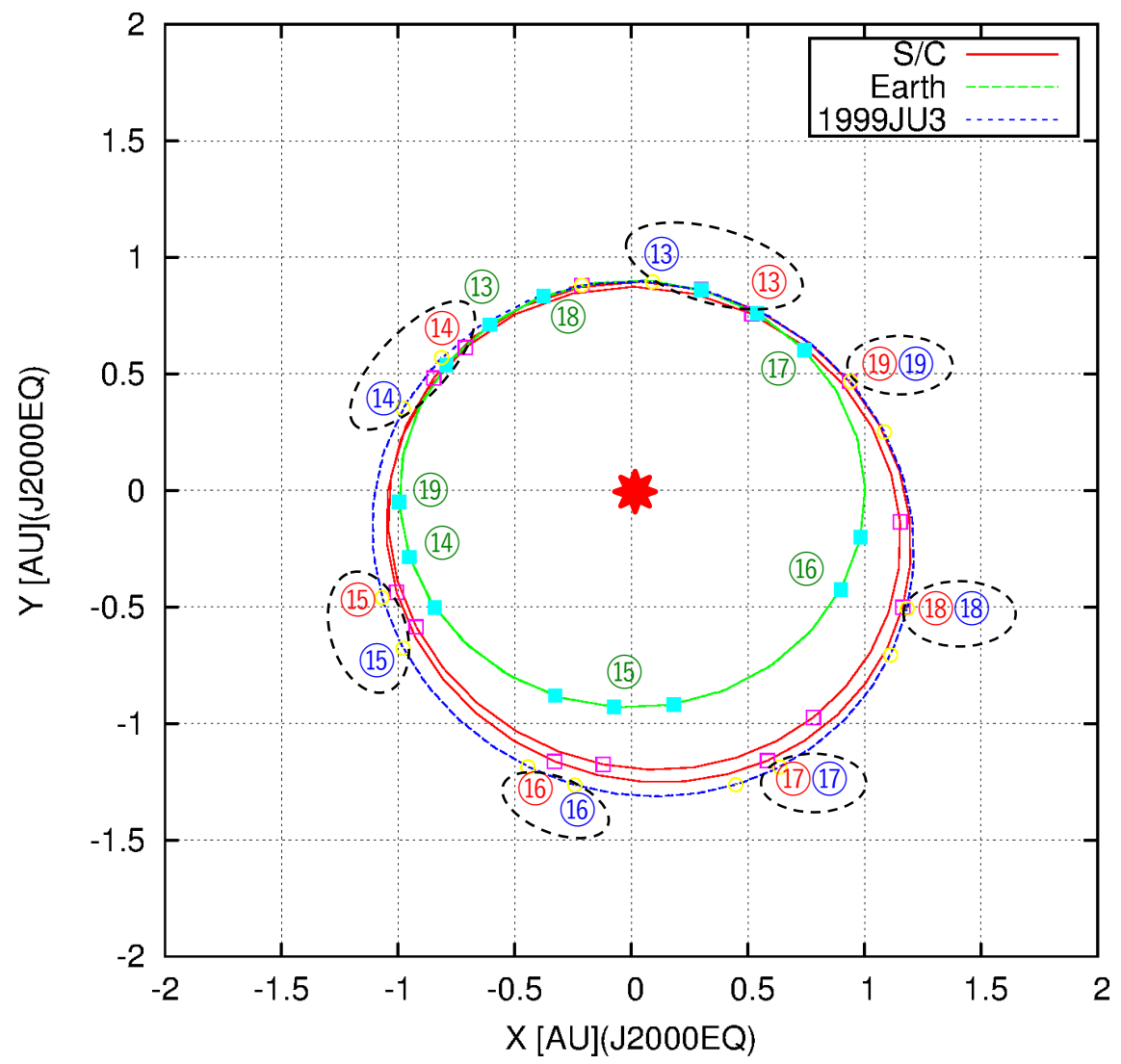
赤:はやぶさ2
 青:リュウグウ
 緑:地球

(© JAXA)

⑦付近で地球スイングバイを行なった後、「はやぶさ2」は地球から離れて、徐々にリュウグウに近づいていく(⑫へ)。



軌道 : 1周回目 → 2周回目 (小惑星到着)



- ⑬⑬⑬: 2017年 1月
- ⑭⑭⑭: 2017年 4月
- ⑮⑮⑮: 2017年 6月
- ⑯⑯⑯: 2017年 8月
- ⑰⑰⑰: 2017年 11月
- ⑱⑱⑱: 2018年 1月
- ⑲⑲⑲: 2018年 3月

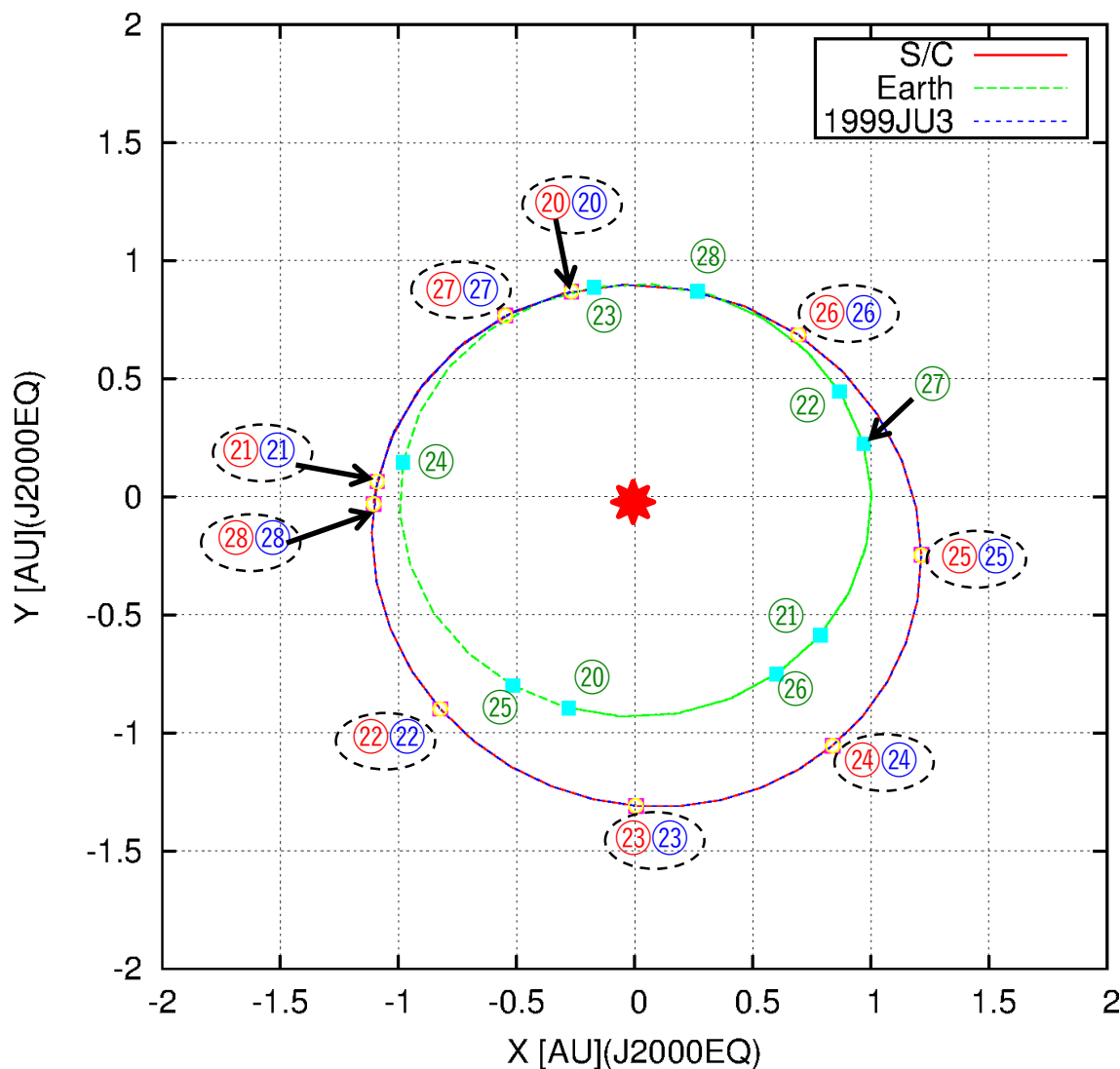
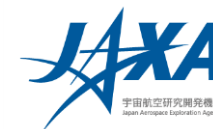
赤: はやぶさ2
 青: リュウグウ
 緑: 地球

(© JAXA)

⑬から⑲へ、さらにもう1週しながら、「はやぶさ2」はリュウグウに近づいていく。



軌道：小惑星滞在

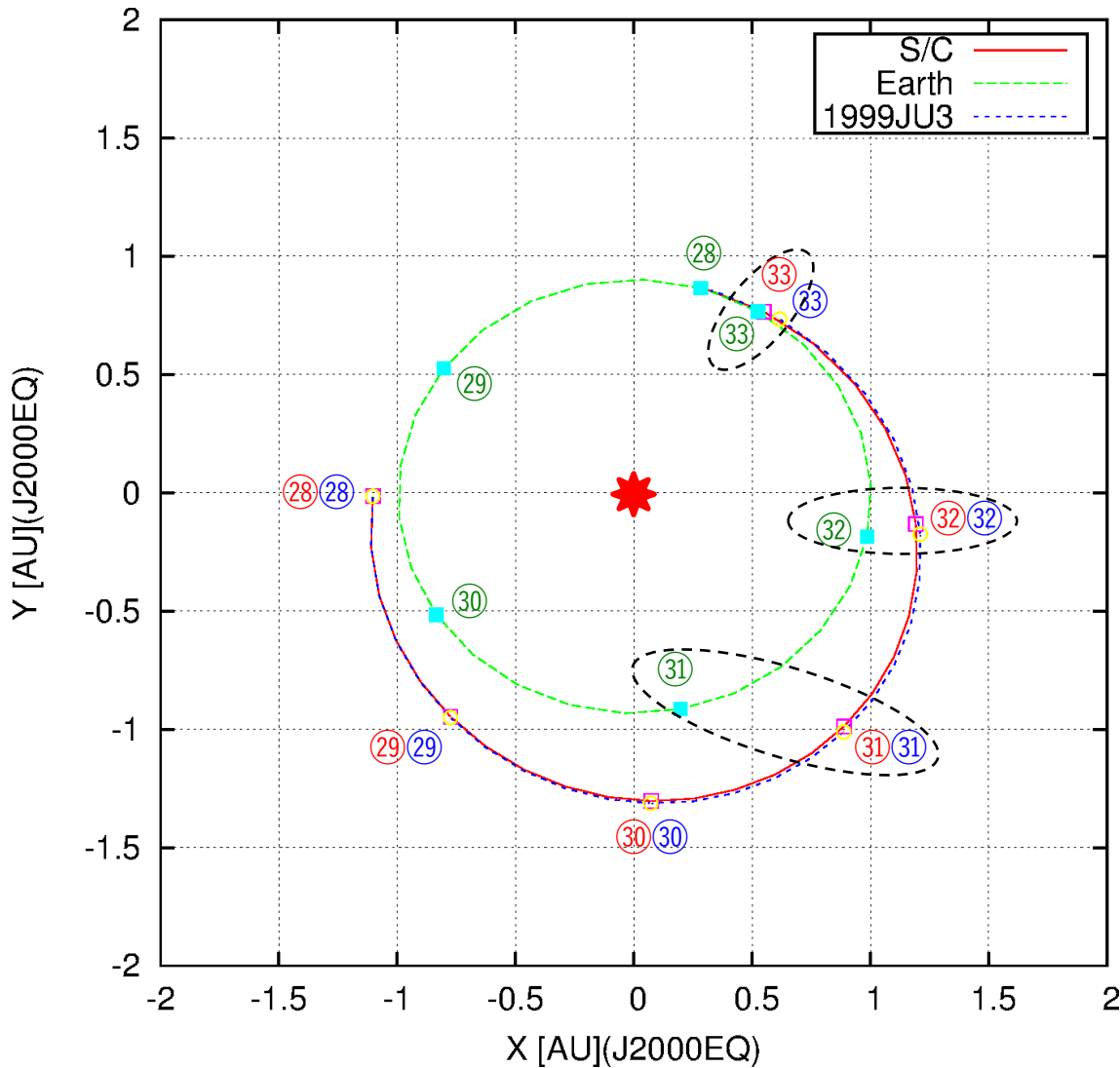


②⑩付近でリュウグウに到着し、その後は②⑨まで1周回以上にわたって、「はやぶさ2」はリュウグウと一緒に動く。

(© JAXA)



軌道：小惑星→地球



(© JAXA)

②⑧付近で「はやぶさ2」はリュウグウから出発し、その後、③③まで一気に地球に接近し、③③付近でカプセルを地球に戻す。



回転座標系における軌道



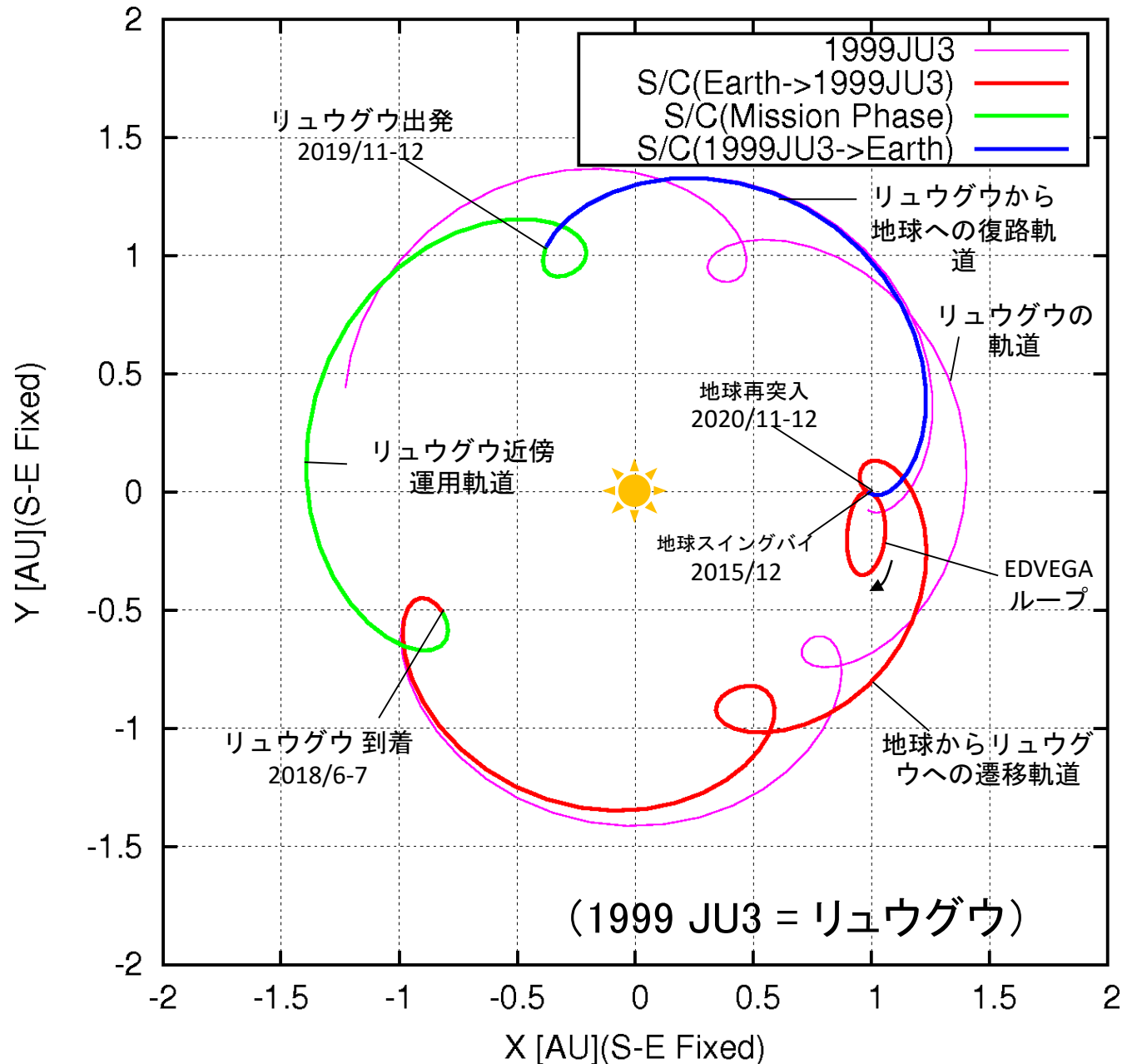
地球出発 2014/12/03
 地球スイングバイ 2015/12/03
 リュウグウ 到着 2018/6/27
 リュウグウ 出発 2019/11-12
 地球再突入 2020/11-12

$C3=21\text{km}^2/\text{秒}^2$
 イオンエンジン総インパルス量
 =2km/秒
 再突入速度=11.6km/秒

総飛行時間=6年(巡航 4.5年)
 動力飛行総時間=1.5年

総飛行距離=52億4千万km

(© JAXA)



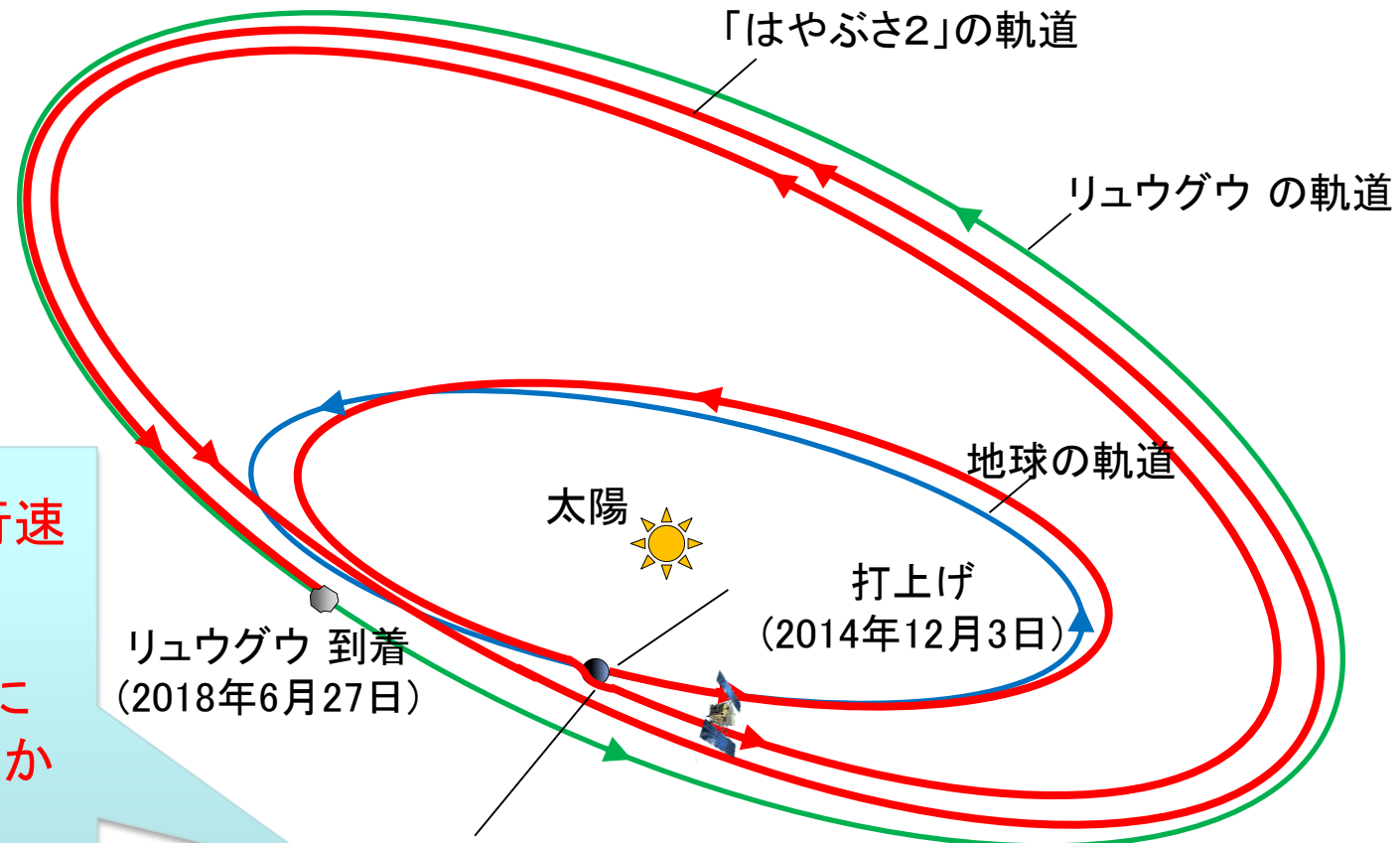


地球スイングバイ



- 2015年12月3日、「はやぶさ2」が地球に接近し、スイングバイを行った。
- 地球最接近時刻: 19時8分(日本時間)
- ハワイ諸島上空約3090kmを通過

軌道の概念図



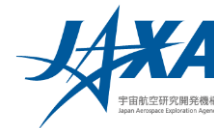
スイングバイにより、飛行速度を1.6km/sec増速。
 スイングバイ時に、太陽に対する速度が、30.3km/sから31.9km/sに変化

地球スイングバイ
(2015年12月3日)

(© JAXA)

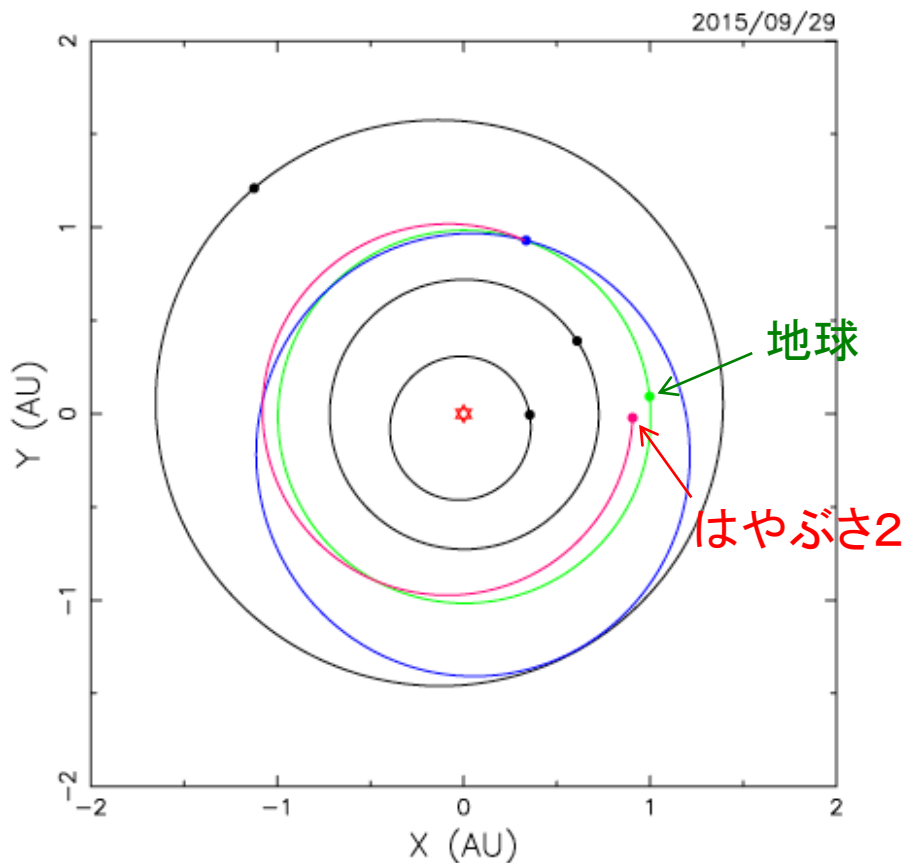


スイングバイの軌道

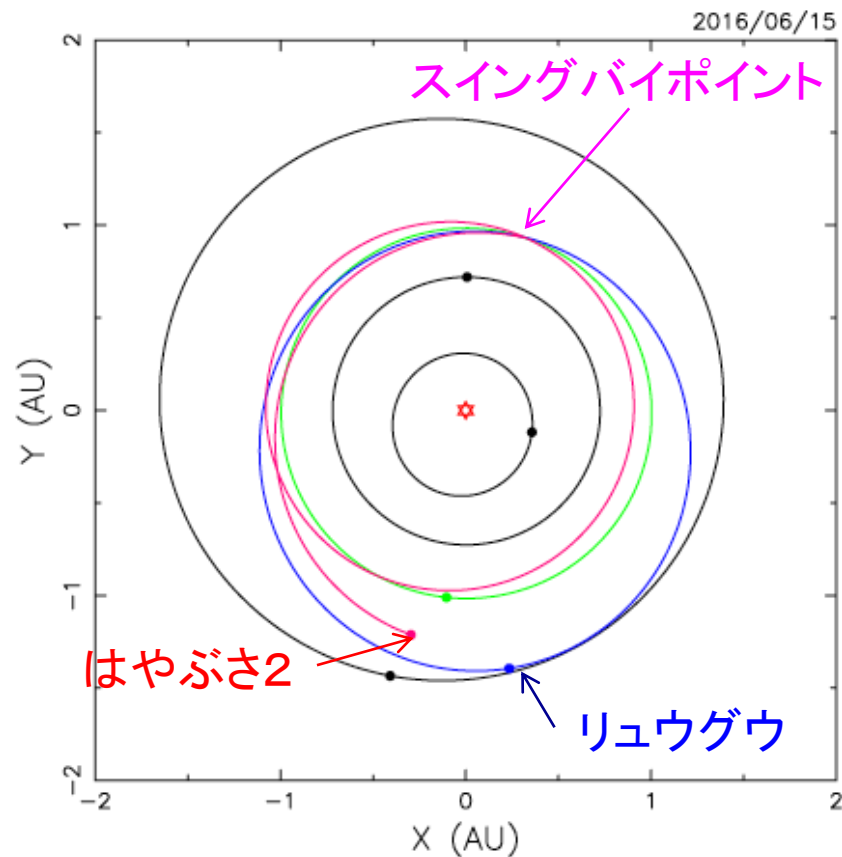


太陽系を北側から眺めた図

太陽を中心に軌道を描いた場合。この図では、地球や「はやぶさ2」が太陽の周りを動く軌道が描かれている。そのために、スイングバイポイントで、「はやぶさ2」の軌道の曲がり具合が小さく見える。



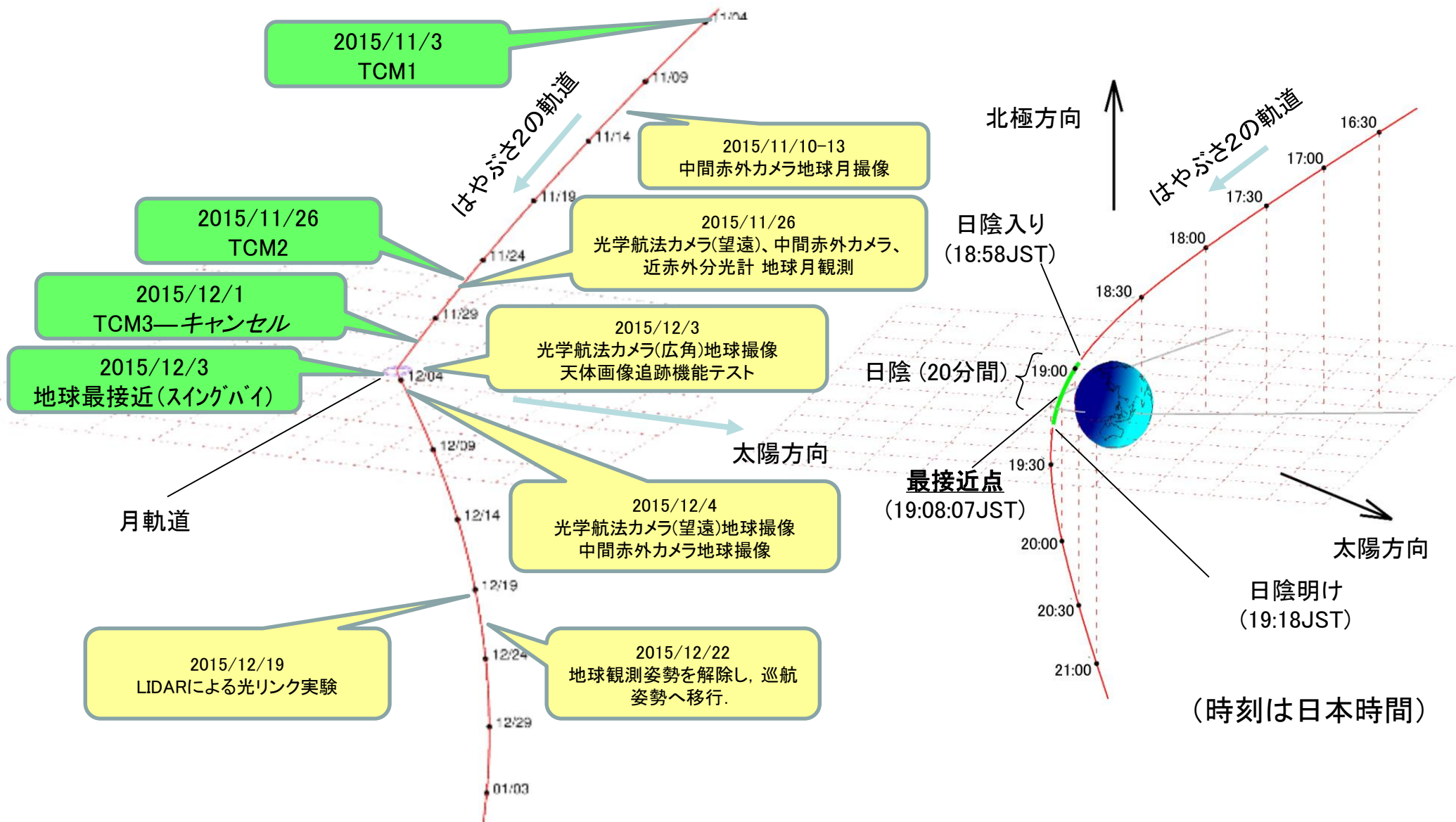
(© JAXA) スイングバイ前(2015年9月)



スイングバイ後(2016年6月)



スイングバイ前後の運用

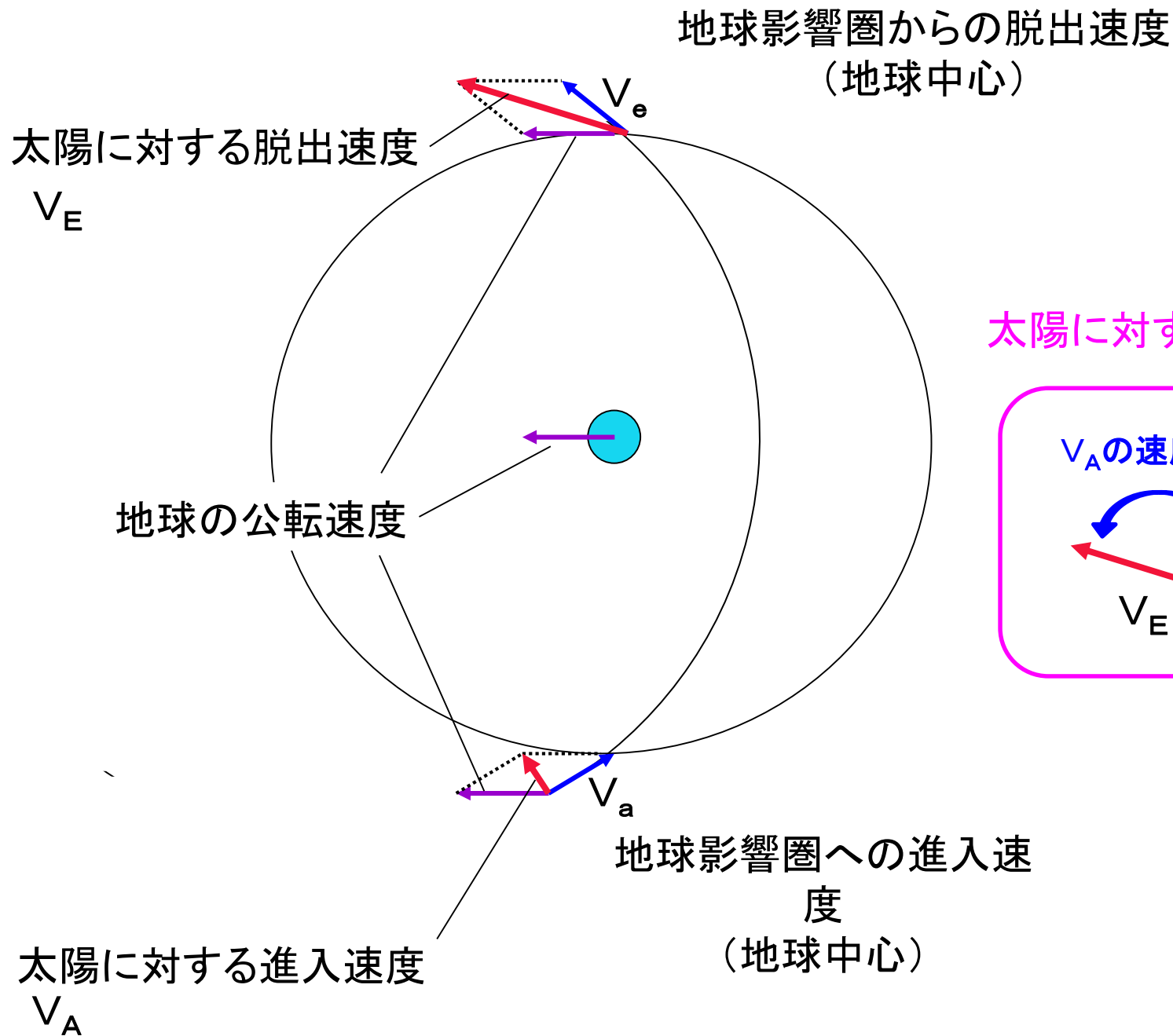
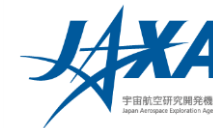


地球スイングバイの前後での主な運用

地球最接近時の軌道

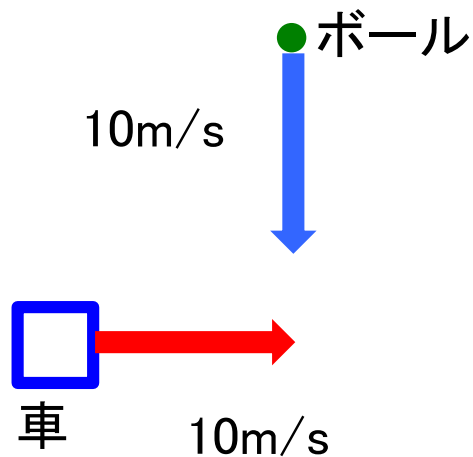
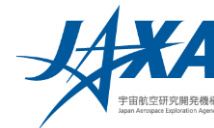


スイングバイの原理

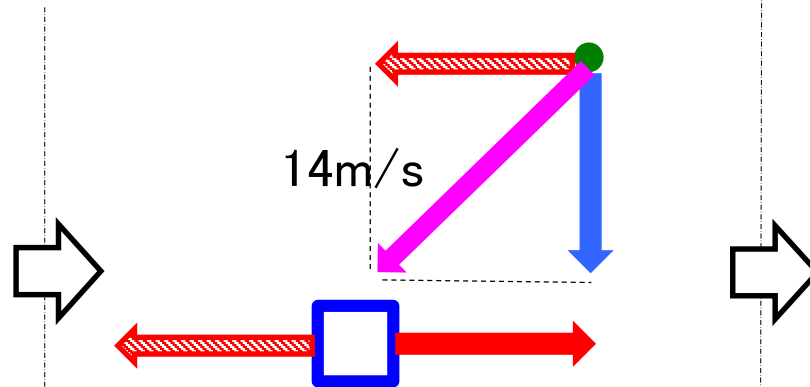




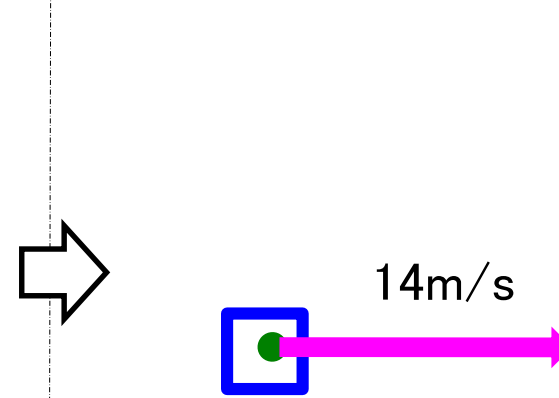
スイングバイの簡単な説明



秒速10m/sで走っている車に、直角の方向から秒速10m/sでボールを投げる。

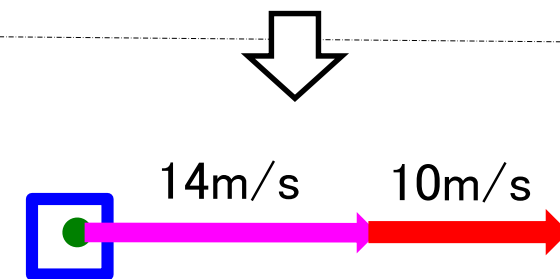


車に乗っている人からみると、ボールは斜め前方から約14m/sで向かってくる。



ボールを受け取った人は、同じ14m/sで前方にボールを投げる。

ボールが飛んでいく向きが90度変わり、速度が10m/sから24m/sに変化した。



地面に対しては、24m/sでボールは飛んでいく。

この説明でのたとえ: はやぶさ2→ボール
地球と引力→車と人



5. 小惑星近傍での運用

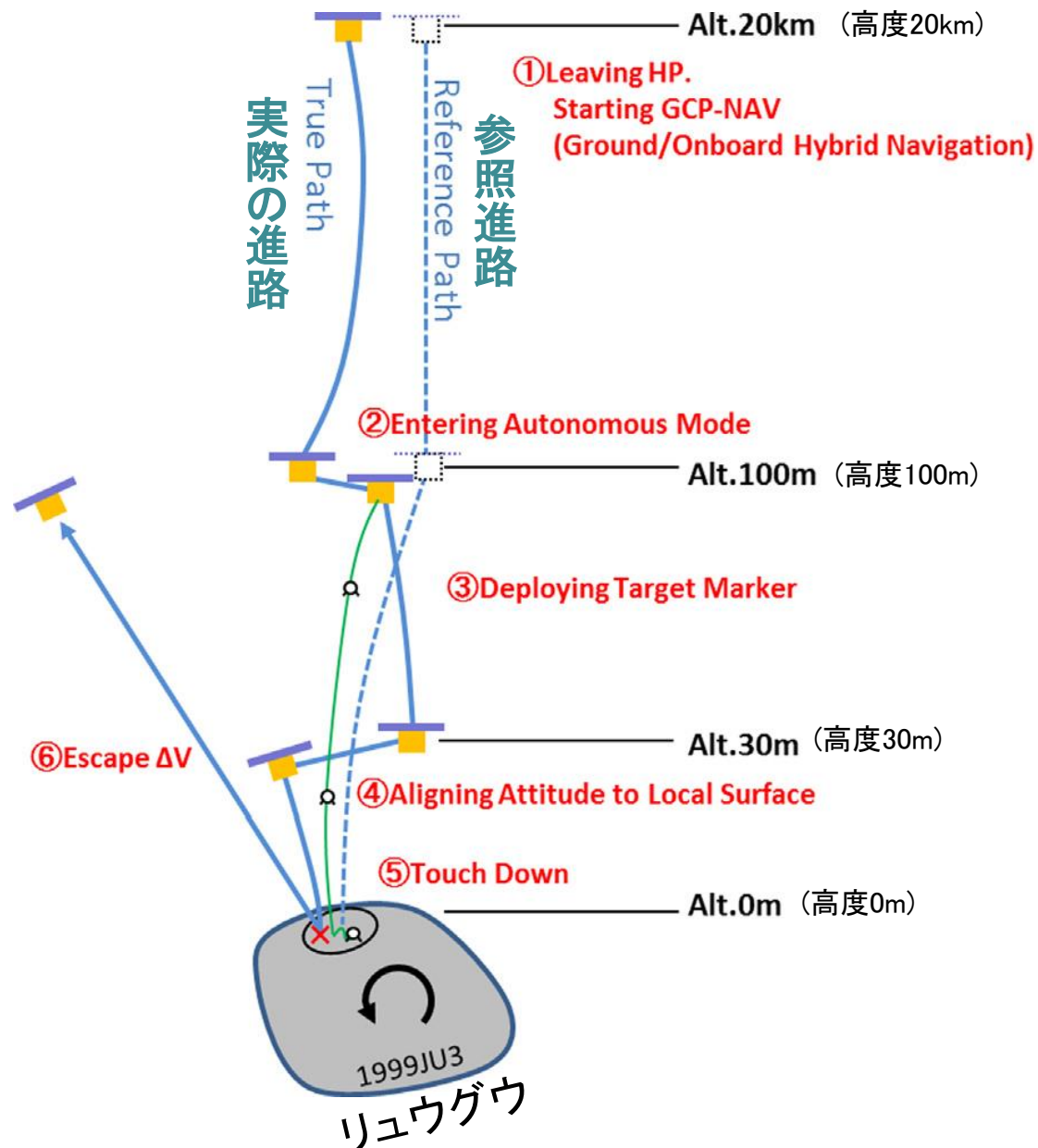


サンプリング運用シーケンス

- ①ホームポジション離脱
GCP-NAV(地上/機上複合航法)開始
- ②自動モード突入
- ③ターゲットマーカ展開
- ④小惑星表面に対しての姿勢調整
- ⑤タッチダウン
- ⑥退避 ΔV

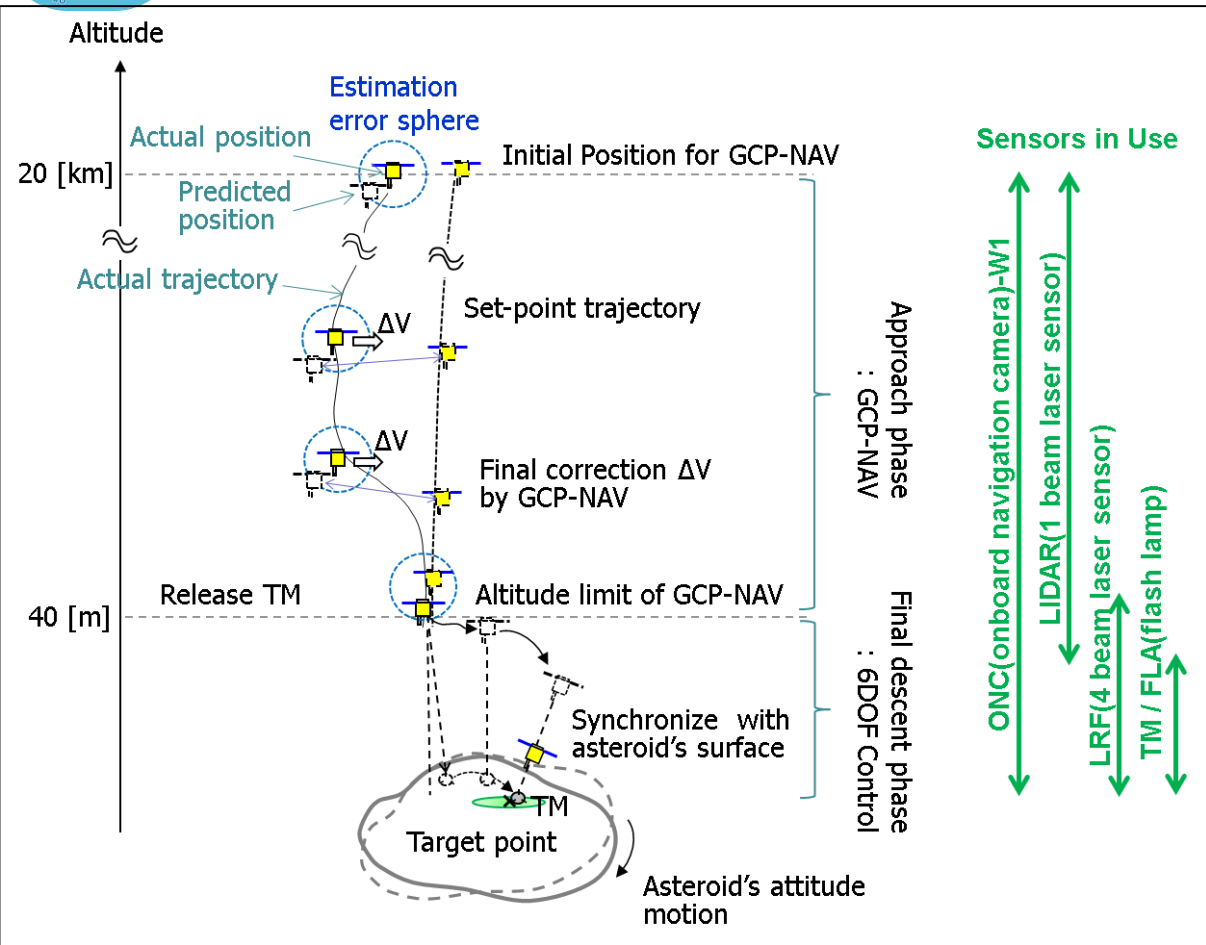


自動・自律技術
||
GSP、GCP-NAV

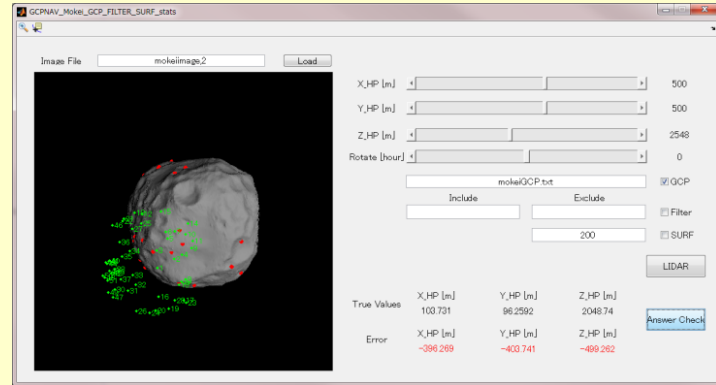




自動・自律技術：GSP、GCP-NAV



- **Ground Control Point Navigation (GCP-NAV)**
- ✓ 20km～数100mまでの接近時に使用する遠隔操作航法。
- ✓ 小惑星画像を地上に伝送。小惑星の特徴点、輪郭線をCGテンプレート画像とのマッチングで合わせこむことにより、探査機と小惑星の位置・姿勢情報を検出。
- ✓ これをもとに、エンジンの噴射量を地上で計算し探査機に指令を出す。
- ✓ 複雑な画像の認識、全体状況の瞬時判断は人間が得意。通信時間遅れがあっても地上指示が有利。



GCP-NAV運用画面例

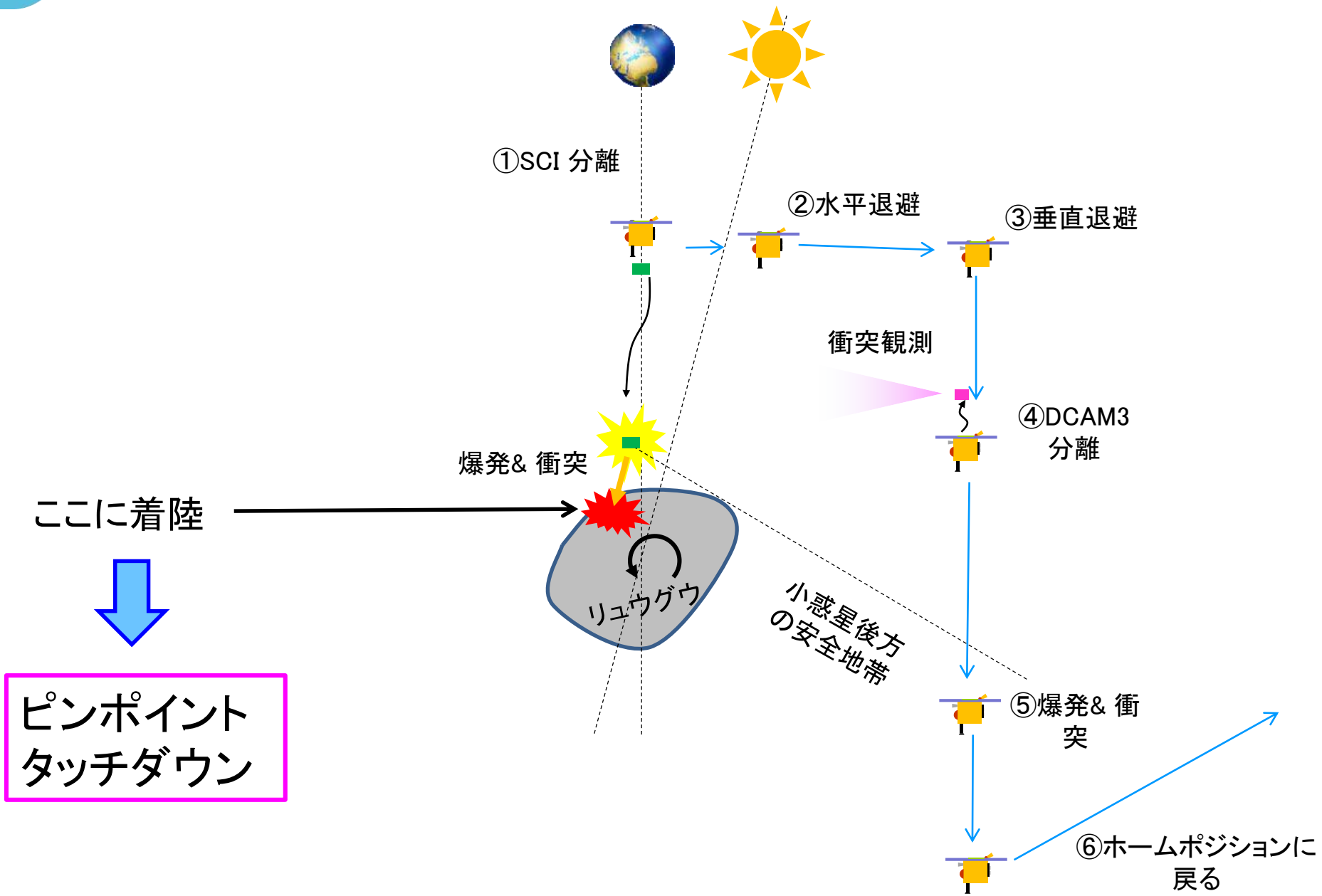
Guidance Sequence Program (GSP)

- ✓ センサ情報に基づき、探査機が自律的に行う振る舞いのパターンを、地上から効率的に書換え教示できるしくみ。
- ✓ 小惑星の表面状態さ光の反射度等、近傍観察し初めて得られる情報を把握した後、危険判断の基準、危険時の対応等を地上運用者が分析の上決定し、自律動作を開始する前に、地上指令として探査機内のテーブルを書き換える。
- ✓ 通信容量や探査機の計算機メモリの制約から効率的書換え・教示の仕組みが重要。

(© JAXA)



衝突装置運用シーケンス

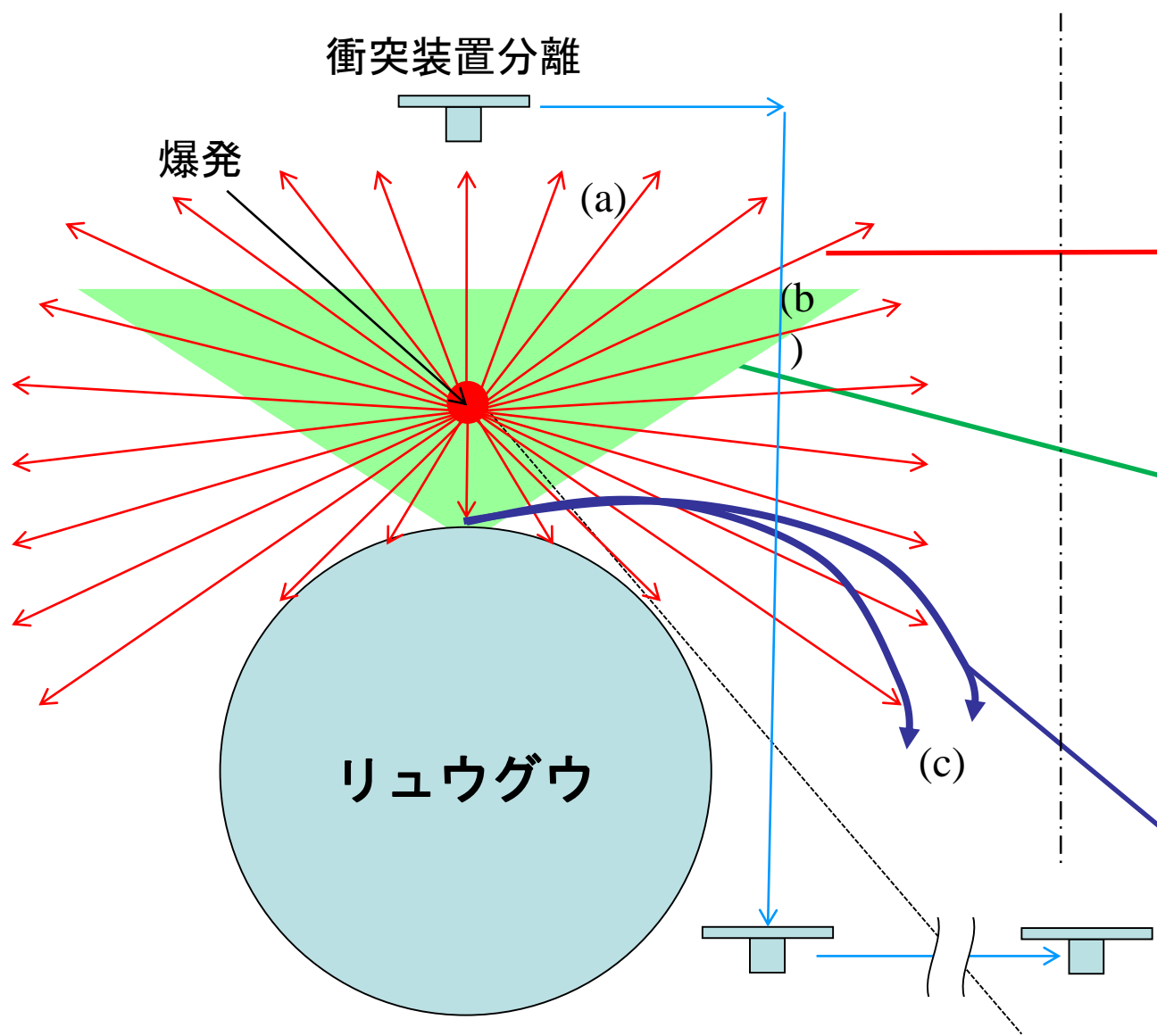


(© JAXA)



衝突装置：デブリとイジェクタの回避方法

JAXA
宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency



搭載型衝突機は小惑星上空で作動（高度数100m）

① デブリ回避
搭載型衝突機の起爆時に飛散するデブリは小惑星の影で回避

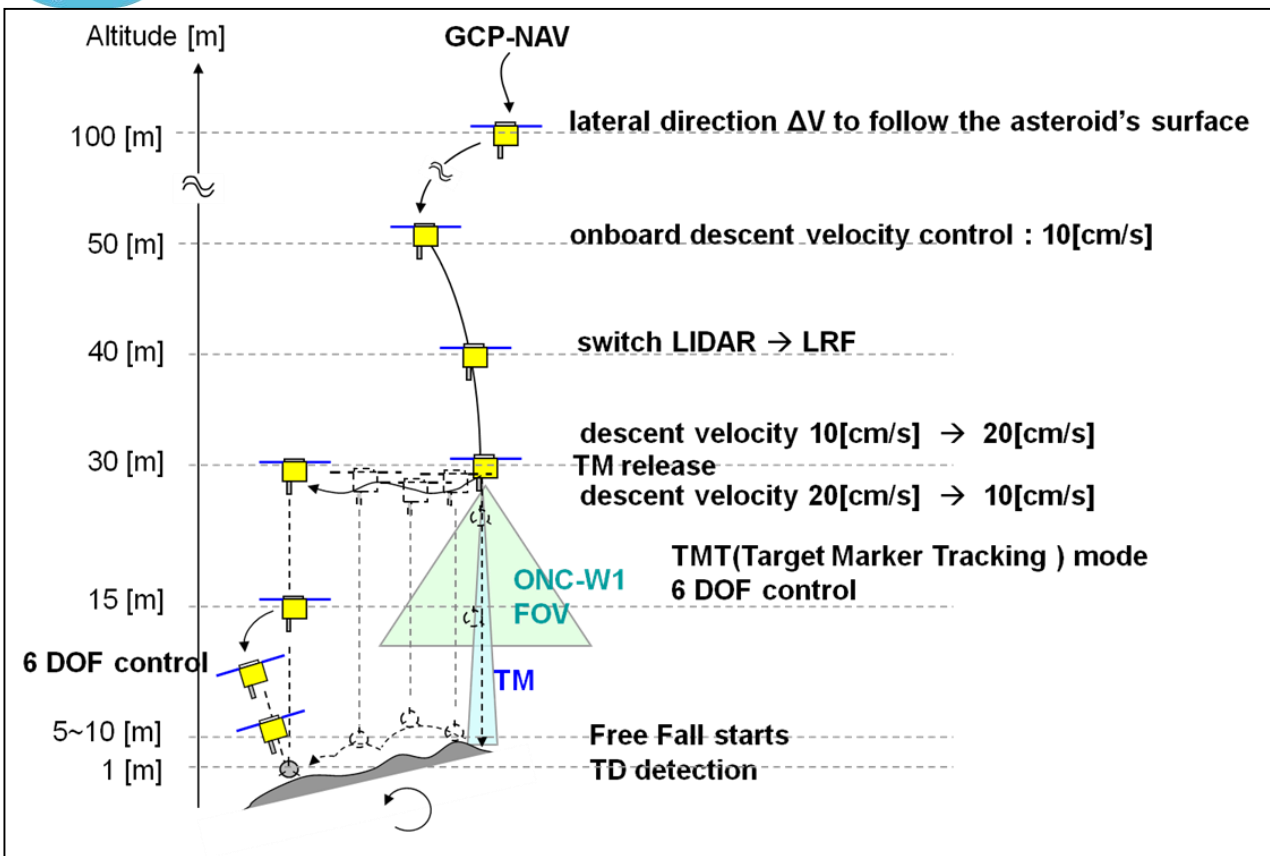
② 高速イジェクタ回避
衝突体衝突時に発生する高速イジェクタは①とともに小惑星の影で回避

③ 低速イジェクタ回避
軌道運動を行って回り込んでくる低速イジェクタは小惑星との距離をとることで回避。
超高高度まで飛散する低速イジェクタは速度が小さいため衝突の影響は小さいうえに、衝突確率は低い

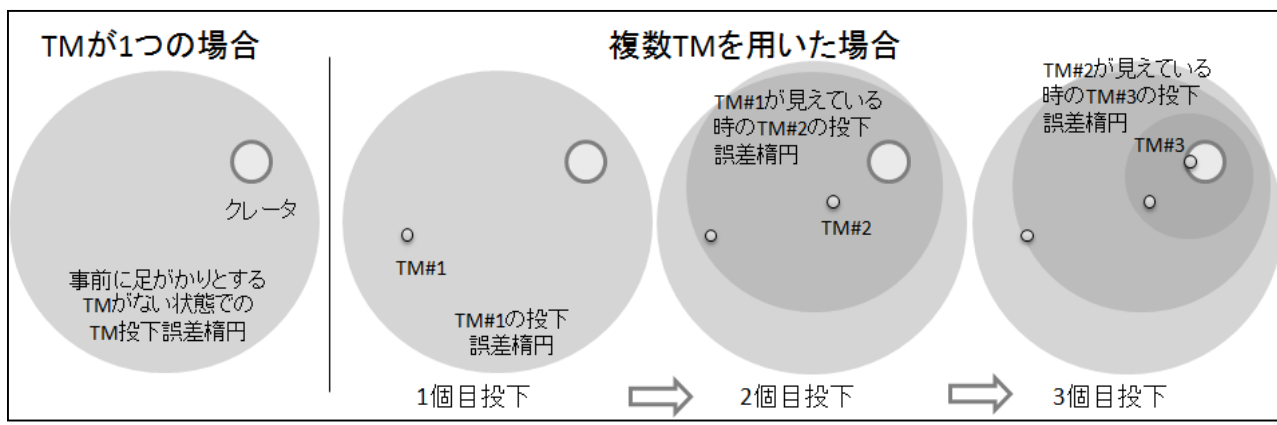
(a) 高速の破片
(b) 高速の噴出物
(c) 低速の噴出物



ピンポイントタッチダウン



- ターゲット・マーカ(TM)
 - ✓ 高度数十メートルでTMを分離し、TMにフラッシュランプを断続的に照射しながらカメラで撮像する。
 - ✓ フラッシュランプ照射時の画像と非照射時の画像の差分をとり、TMを抽出することで、地表の様相や太陽光などに影響を受けにくい確実な認識を行う。
 - ✓ 認識したTMに向かい、レーザ測距計から得られる地表との距離姿勢情報も使いながら降下する。
 - ✓ 燃料消費を抑えながら、高い目標追従を行う6自由度(位置+姿勢)ガスジェット噴射制御もキー技術



- 複数TMの利用
 - ✓ 人工クレータ近辺にタッチダウンし、露出した内部物質の採取を試みる。
 - ✓ 人工クレータの大きさは直径数メートル程度と見積もられている。複数のTMを順次足がかりとして目標地点に近づいていくことで、より高精度な着陸(ピンポイントタッチダウン)に挑戦する。



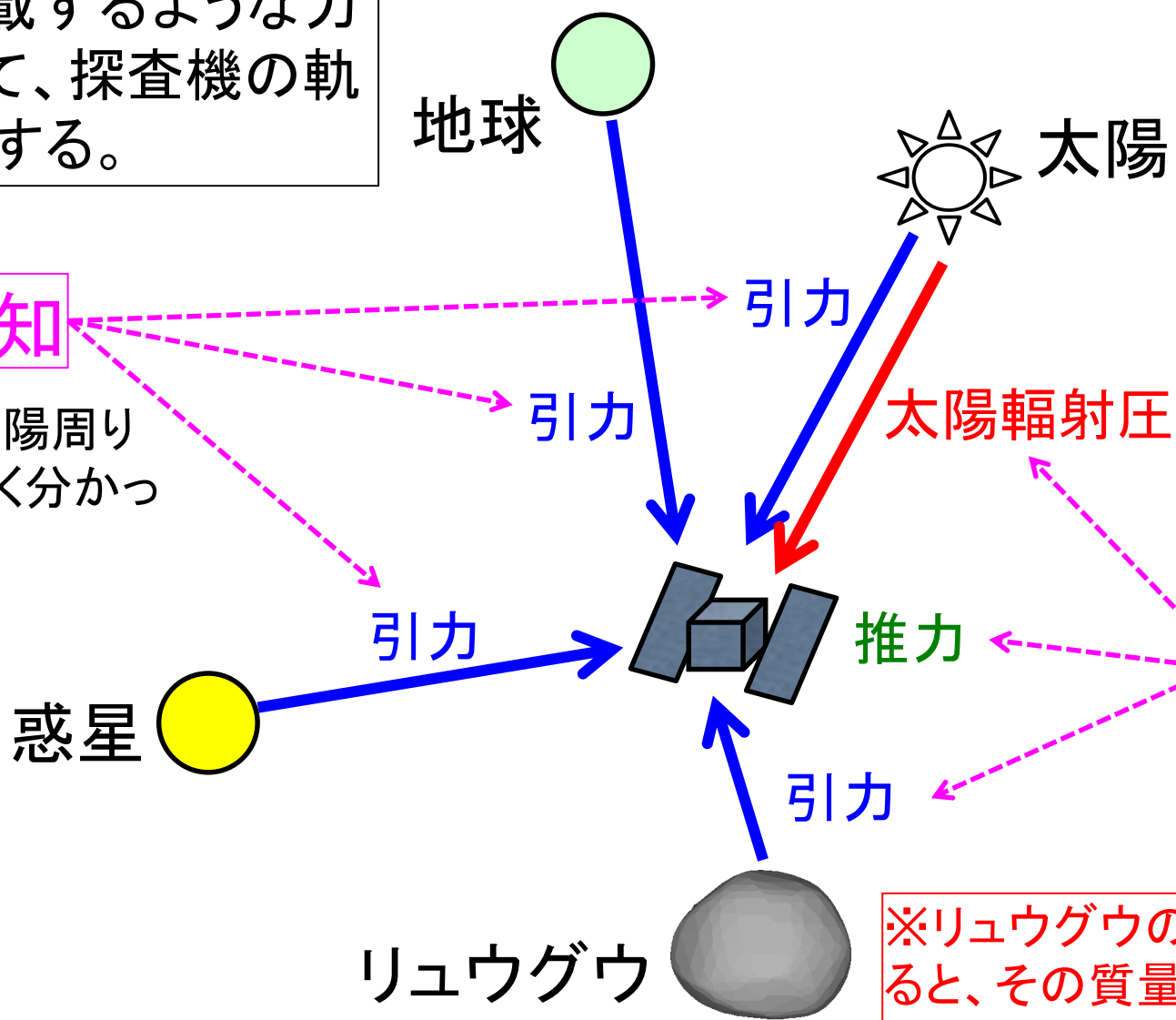
小惑星近傍での探査機の軌道計算



ここに記載するような力を考慮して、探査機の軌道を計算する。

既知

※惑星の太陽周りの軌道がよく分かっているため



推定する

※リュウグウの引力が推定できると、その質量が分かる
→形状推定により体積が分かると密度が計算できる



6. 運用



運用に使う追跡局



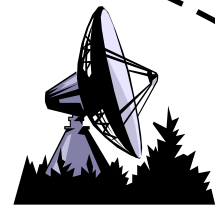
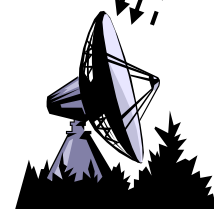
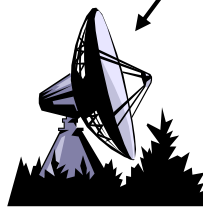
JAXA相模原キャンパス

- テレメトリの受信・確認・分析
- コマンドの送信
- 軌道決定・軌道予測
- 軌道計画



	Uplink: CMD, RNG (7GHz帯)
	Downlink: TLM, RNG (8GHz帯)
	Downlink: TLM, RNG (32GHz帯)

追跡局



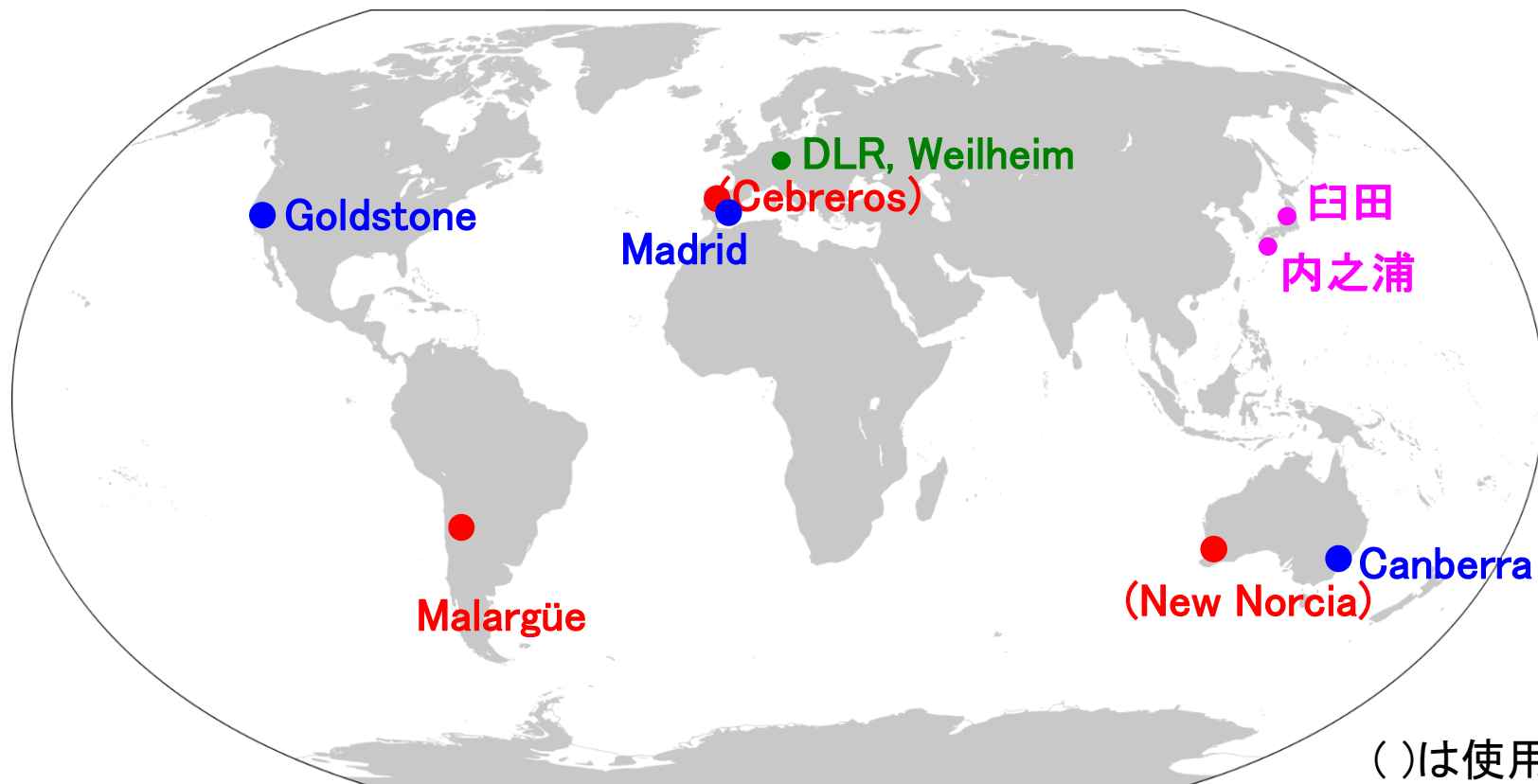
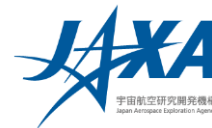
臼田64m局 内之浦34m局内之浦20m局 DSN34m,70m局 ESA局/DLR局

X帯 主局 副局 打ち上げ支援 NASA追跡支援 DLR追跡支援

Ka帯 主局



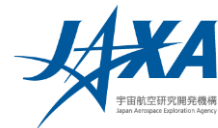
追跡局の位置



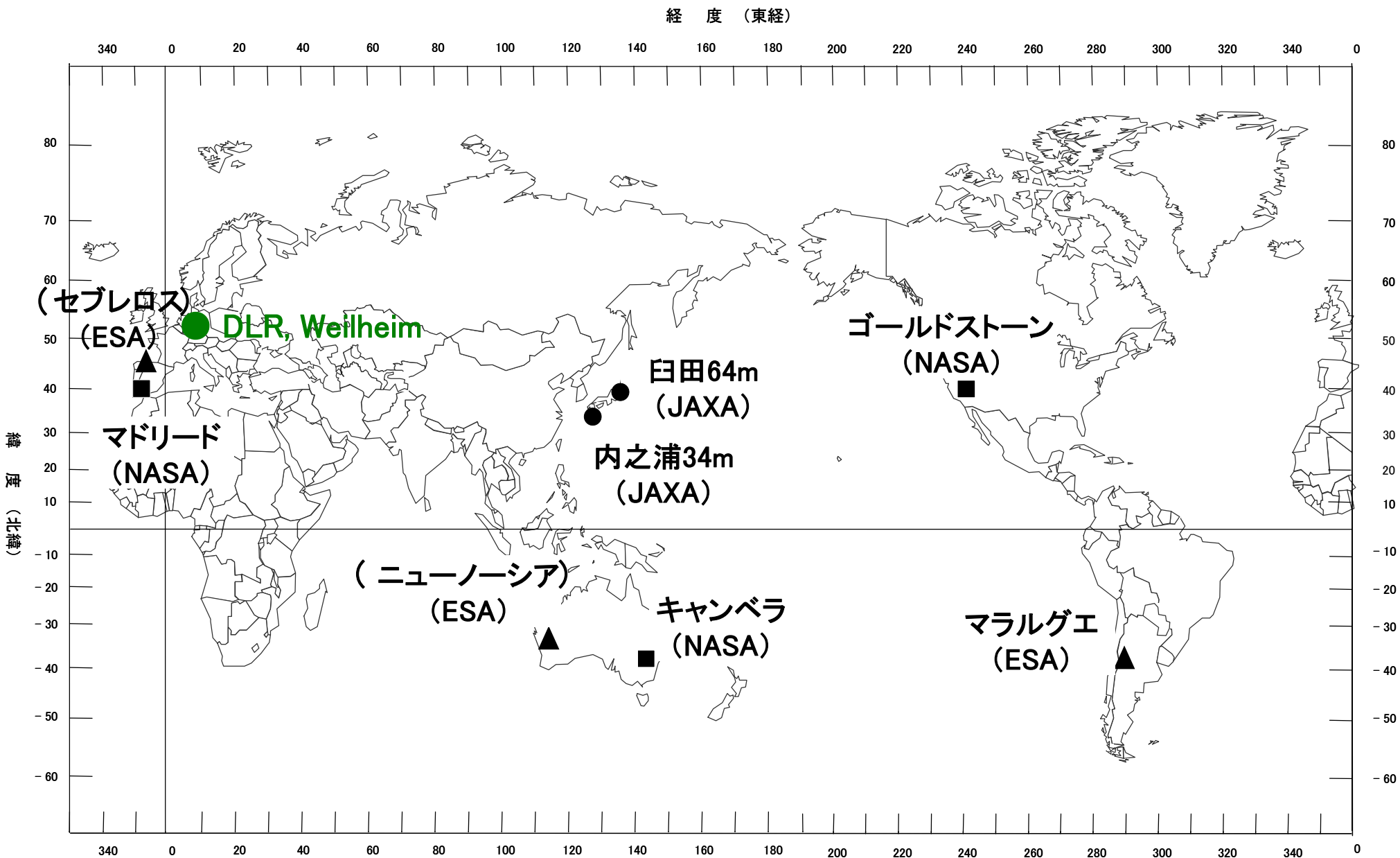
- ・通常の運用は臼田を使う。(打ち上げ時は内之浦も使用)
- ・クリティカルな運用では、NASAのDeep Space Network (DSN)からも運用を行う。
(DSN : Goldstone, Madrid, Canberra)
- ・ドイツ航空宇宙センター(DLR)との協力により、DLRのWeilheim追跡局および欧州宇宙機関(ESA)のESA tracking station network (ESTRACK)の局(Malargüeを想定)も使用する方向で調整中。



追跡局の位置(その2)



日本を中心に描いた図



()は使用予定無し



軌道計画・軌道決定



探査機の軌道運用は、軌道計画グループと軌道決定グループとが互いに連携を取りながら行う。

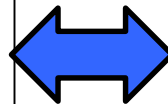
軌道計画

打ち上げ前:

・打ち上げから地球帰還までの探査機の軌道を計画する。(ロケット、イオンエンジン、通信、熱など様々な条件を考慮)

打ち上げ後:

・軌道決定値に基づいて、軌道計画の修正を行う。特にイオンエンジンの運用の仕方を調整する。
・小惑星近傍での軌道については、姿勢系グループと連携。



軌道決定

打ち上げ前:

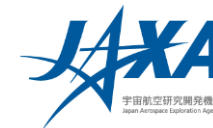
打ち上げから地球帰還までの軌道決定精度を確認する。(データの誤差を仮定して解析)

打ち上げ後:

・実際に取得されたデータ※に基づいて、探査機の軌道(=位置・速度)を推定する。
・小惑星近傍での軌道については、姿勢系グループによる軌道推定をサポート。

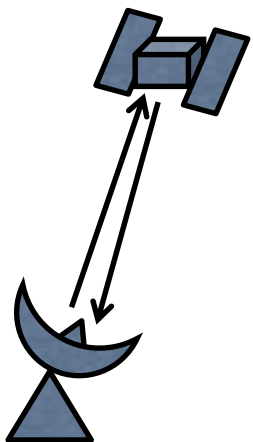


軌道決定に使うデータ (1/2)

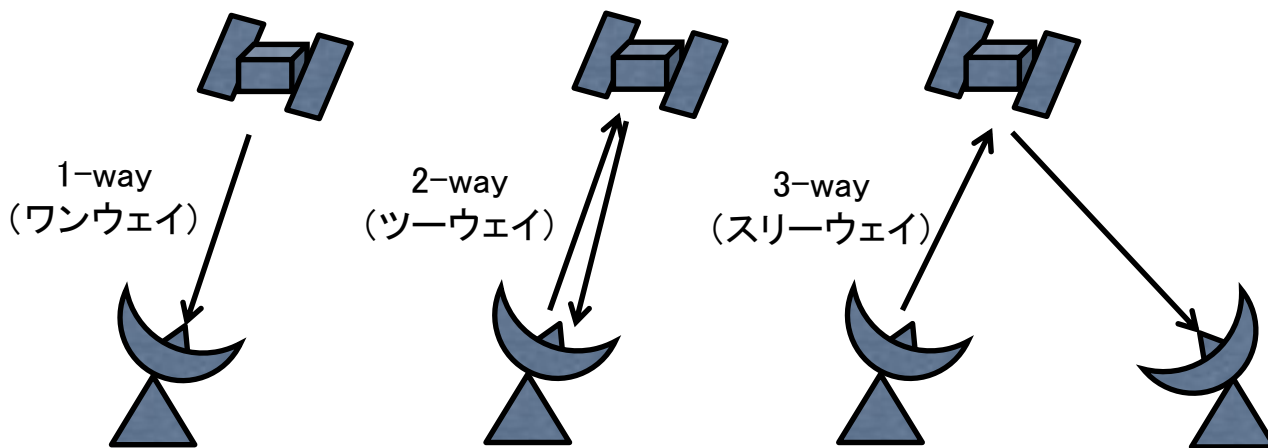


■ 探査機の軌道決定には、通常はレンジとレンジレート(ドップラー)のデータを使う。

レンジ



レンジレート(ドップラー)

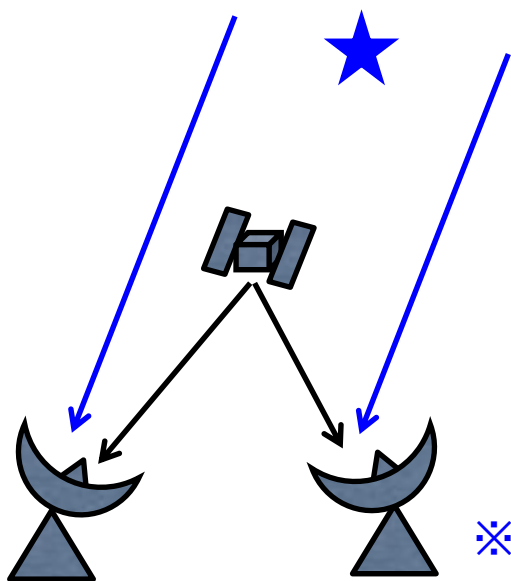


地上局から探査機に電波を送り、探査機から送り返されてくる電波の往復時間を測定すると、探査機までの距離が分かる。これを「レンジ」と呼ぶ。

探査機も地上局も動いているため、波である電波はドップラー効果によってその周波数が変化する。つまり、送受信する電波の周波数の変化を調べると、地上局に対する探査機の視線方向の速度が分かる。これを「レンジレート」または「ドップラー」と呼ぶ。計測の仕方によって、1-way、2-way、3-way ドップラーなどと呼ぶ。

レンジとレンジレートを用いて探査機の位置・速度(軌道)を推定するのが「電波航法」である。

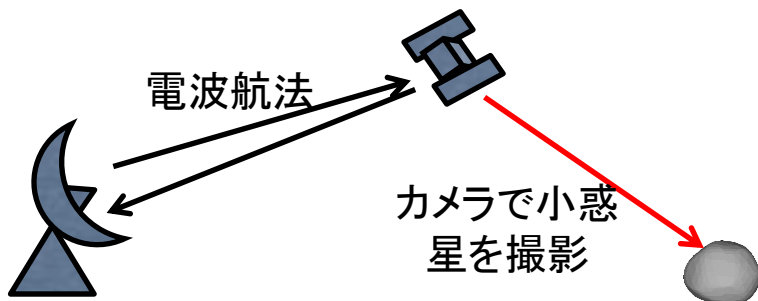
- DDOR: より高精度の軌道決定には、Delta Differential One-way Range というテクニックが使われる。



2つ(以上)の地上局で、同時に探査機からの電波を受信する。さらに、なるべく探査機の近くに見える電波天体(クエーサー)からの電波も受信する。2つ(以上)の地上局で受信したデータを干渉させることで、探査機の軌道を高精度で決定する。(探査機からの電波とクエーサーからの電波は交互に受信する)

※青はクエーサーからの電波

- 光学航法: 小惑星に到着する直前には、電波航法に加えて探査機のカメラのデータを利用した光学航法 (Optical Navigation) を行う。



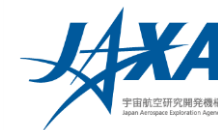
探査機に搭載しているカメラで小惑星を撮影すると、探査機から見た小惑星の方向が分かる。探査機の位置はDDORによりかなり正確に把握できるが、小惑星の位置には不確定性がある。探査機から小惑星の方向を確認しながら小惑星に正確に接近していく手法が光学航法である。



7. 探査対象天体

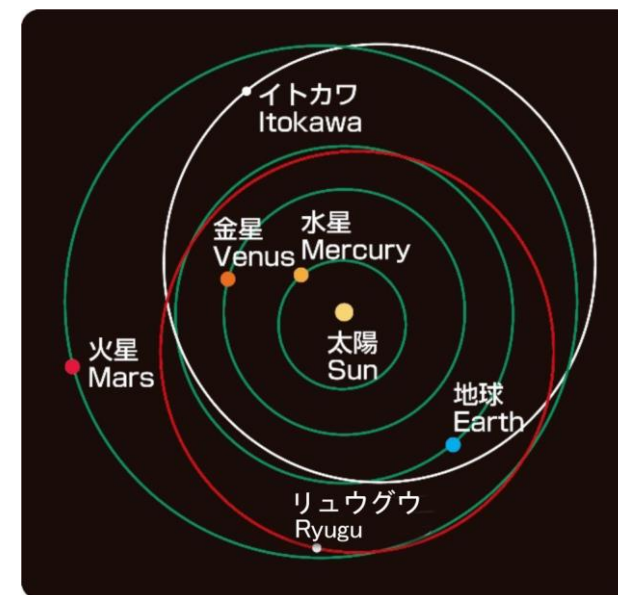


小惑星リュウグウ

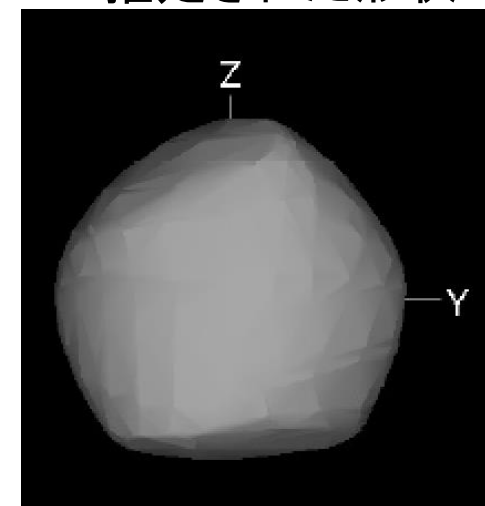


名称	: Ryugu (リュウグウ)
確定番号	: 162173
仮符号	: 1999 JU ₃ 1999年5月に発見された小惑星
大きさ	: 約900 m
形	: ほぼ球形
自転周期	: 約7時間38分
自転軸の向き	: 黄経 $\lambda = 310^\circ \sim 340^\circ$ 黄緯 $\beta = -40^\circ \pm \sim 15^\circ$
反射率	: 0.05 (黒っぽい)
タイプ	: C型(水・有機物を含む物質があると推定される)
軌道半径	: 約1億8千万km
公転周期	: 約1.3年
密度・質量	: 現時点では不明であるが、 $0.5\text{--}4.0\text{g/cm}^3$ の密度を仮定している。 質量は $1.7 \times 10^{11}\text{kg} \sim 1.4 \times 10^{12}\text{kg}$ 程度。

リュウグウの軌道



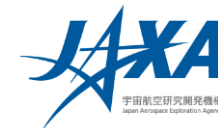
推定された形状



(T. Mueller氏による)



小惑星リュウグウ(詳細情報)



162173 Ryugu (1999 JU₃) 地球接近小惑星(アポロ群)

軌道要素: 元期2458000.5 TDB(2017/09/04世界時0時) JPL 小天体データベースブラウザ

<https://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cgi#top> 2017/12/10閲覧

- 軌道長半径 1.18956 au 離心率 0.19028 軌道傾斜角 5.8839°
- 昇交点経度 251.591° 近日点引数 211.447° 近日点通過時刻 2017/02/13.25148
- 公転周期 473.8908日 = 1.29747年
- 近日点距離 0.96321 au 遠日点距離 1.41592 au
- 地球との最小軌道交差距離 0.00112 au (潜在的に危険な小惑星)

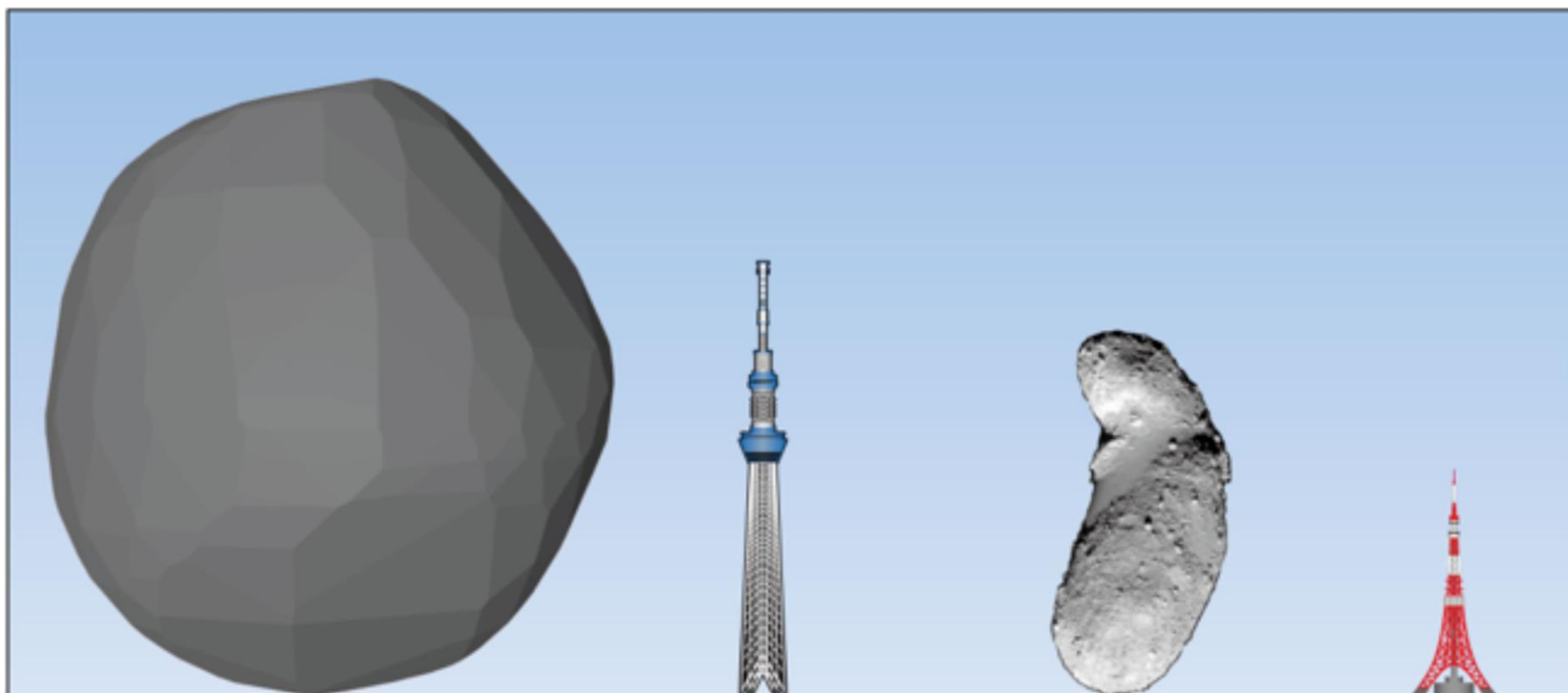
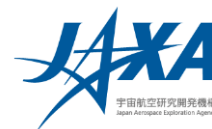
小惑星の物理パラメータ

- 自転周期 7.6326 h 自転軸 黄経(λ) $325 \pm 15^\circ$ 黄緯(β) $-40 \pm 15^\circ$ 、
- 熱慣性 $150\text{—}300 \text{ J m}^{-2} \text{ s}^{-1/2} \text{ K}^{-1}$ 非常に低い表面ラフネス [Müller+ 2017]
- 平均幾何半径 $865 \pm 15 \text{ m}$ 形状はほぼ球形 [Müller+ 2017]
- アルベド: 幾何 0.047 ± 0.003 Bond 0.014 ± 0.002 [Ishiguro+ 2014]
- スペクトル型 Cg [Binzel+ 2001]、反射スペクトルの勾配はほぼ平坦だが、近赤外域ではわずかに赤化し、紫外域では弱い落ち込みがある。隕石では加熱を受けたCMかCIの反射スペクトルに似る。[Perna+ 2017]

(TDB: 太陽系力学時、au: 天文単位、 $1 \text{ au} = 1.49598 \times 10^{11} \text{ m}$)



イトカワとリュウグウの大きさの比較



リュウグウ
約 900m

634m

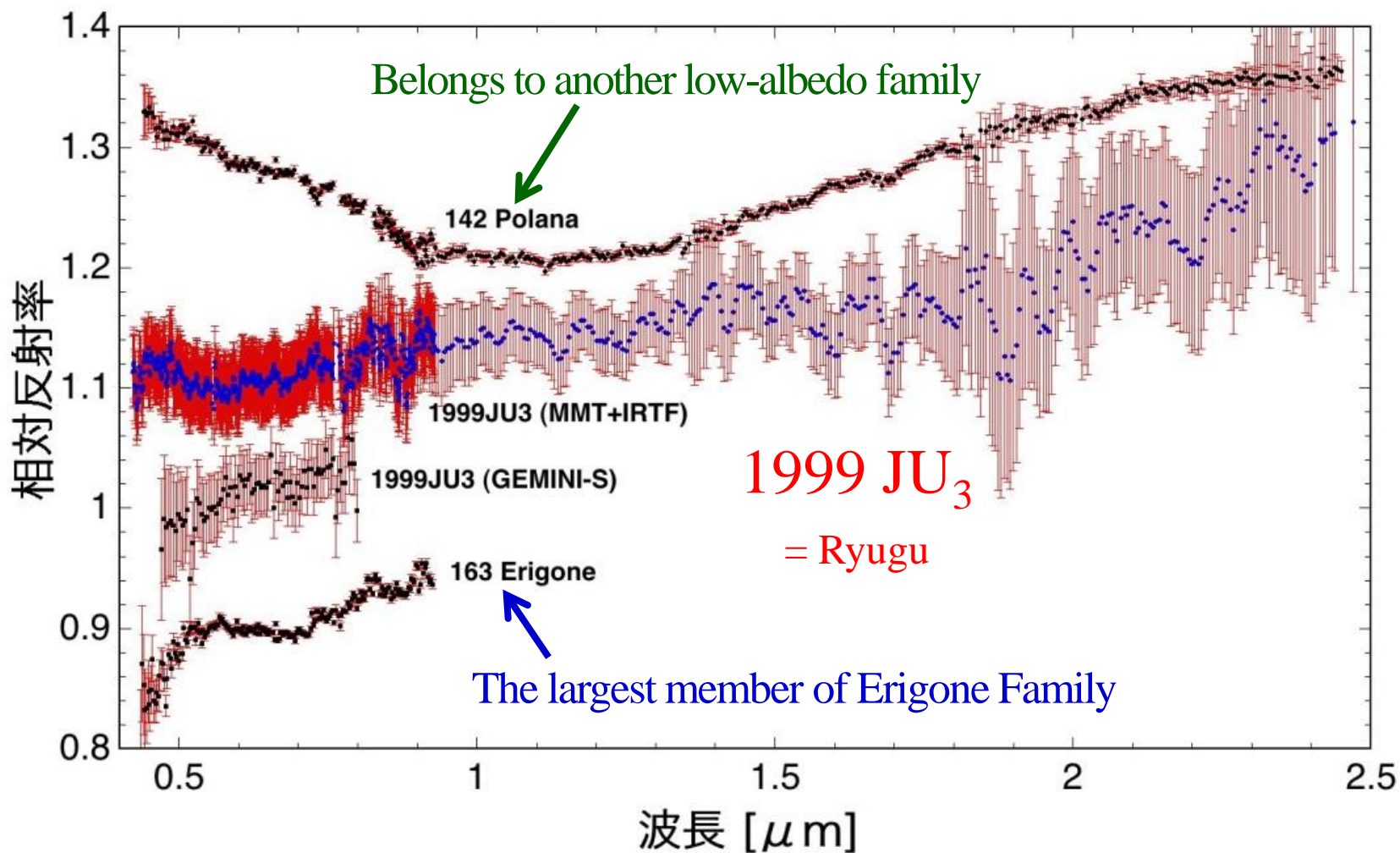
イトカワ
535m

333m

※ Thomas Mueller 氏による
形状推定データ (2014) より可視化



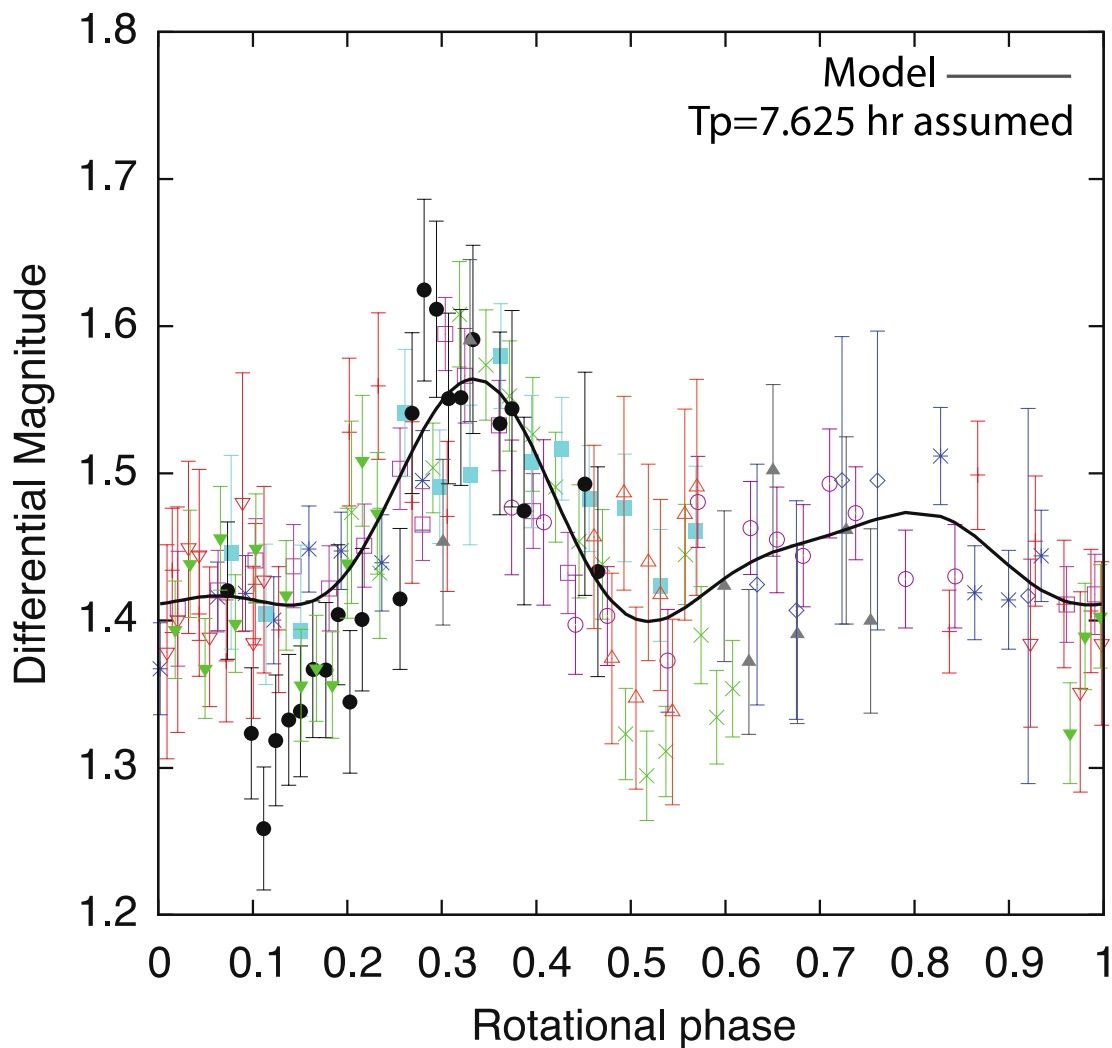
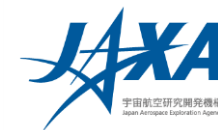
(162173) 1999 JU3のスペクトル (リュウグウ)



(Viras 2008, Sugita+ 2012, Abe+ 2008らのデータより)



(162173) 1999 JU3のライトカーブ (リュウグウ)



(Kim, Choi, Moon et al. A&A 550, L11 (2013)より)



リュウグウ命名の経緯

- 1999年5月10日：米国LINEARチームがSocorroの観測施設にて1999 JU₃を発見した。1999 JU₃は小惑星の仮符号。
- 2006年10月：「はやぶさ後継機」提案書にて、1999 JU₃が探査候補天体に選定された。
- 2013年8月：LINEARチームに、1999 JU₃の名称は「はやぶさ2」プロジェクトから提案させて欲しいと申し入れをし、了承された。
- 2015年7月22日から8月31日にかけて、命名キャンペーンが行われ、1999 JU₃に対して名称が公募された。
- 約7,300件の応募があり、応募された名称の中から「リュウグウ」が選ばれた。
- 2015年9月、LINEARチームから国際天文学連合に「リュウグウ」という名称が申請された。
- 2015年9月28日付けのMPC(The MINOR PLANET CIRCULARS)にて、(162173) Ryugu = 1999 JU₃として認められたことが発表された。



探査する小惑星の選定について

探査する小惑星を選んだときの条件：

- ・サイエンス目標

「はやぶさ2」ではC型小惑星

- ・工学としての条件

「はやぶさ2」の能力で往復できる

→ 軌道の大きさや傾きに制限

「はやぶさ2」の能力でタッチダウンできる

→ 小惑星の大きさや自転周期に制限

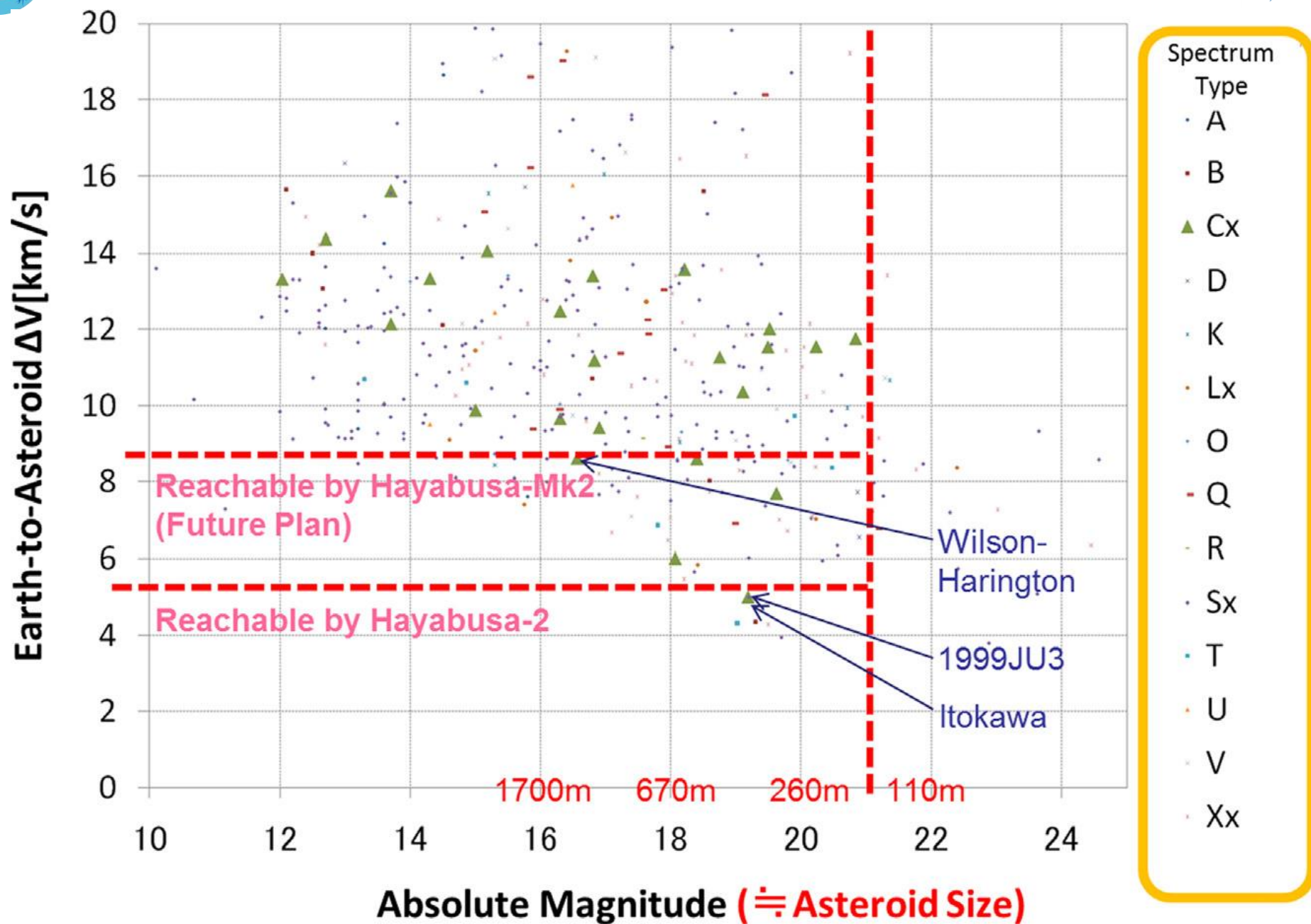
探査できる小惑星

- ・軌道は地球軌道から火星軌道の間くらいで、地球の公転軌道からあまり傾いていない。
←探査機の軌道制御能力より
- ・自転周期は6時間程度より長い。
←タッチダウン時の誘導航法より
- ・大きさは直径が数百メートル以上。
←衝突装置によるクレーター形成より

※バックアップとなる天体を探したが、探査対象小惑星(1999 JU₃:リュウグウ)以外には適した天体は見つからなかった。



地球から小惑星への必要増速度と小惑星の絶対等級

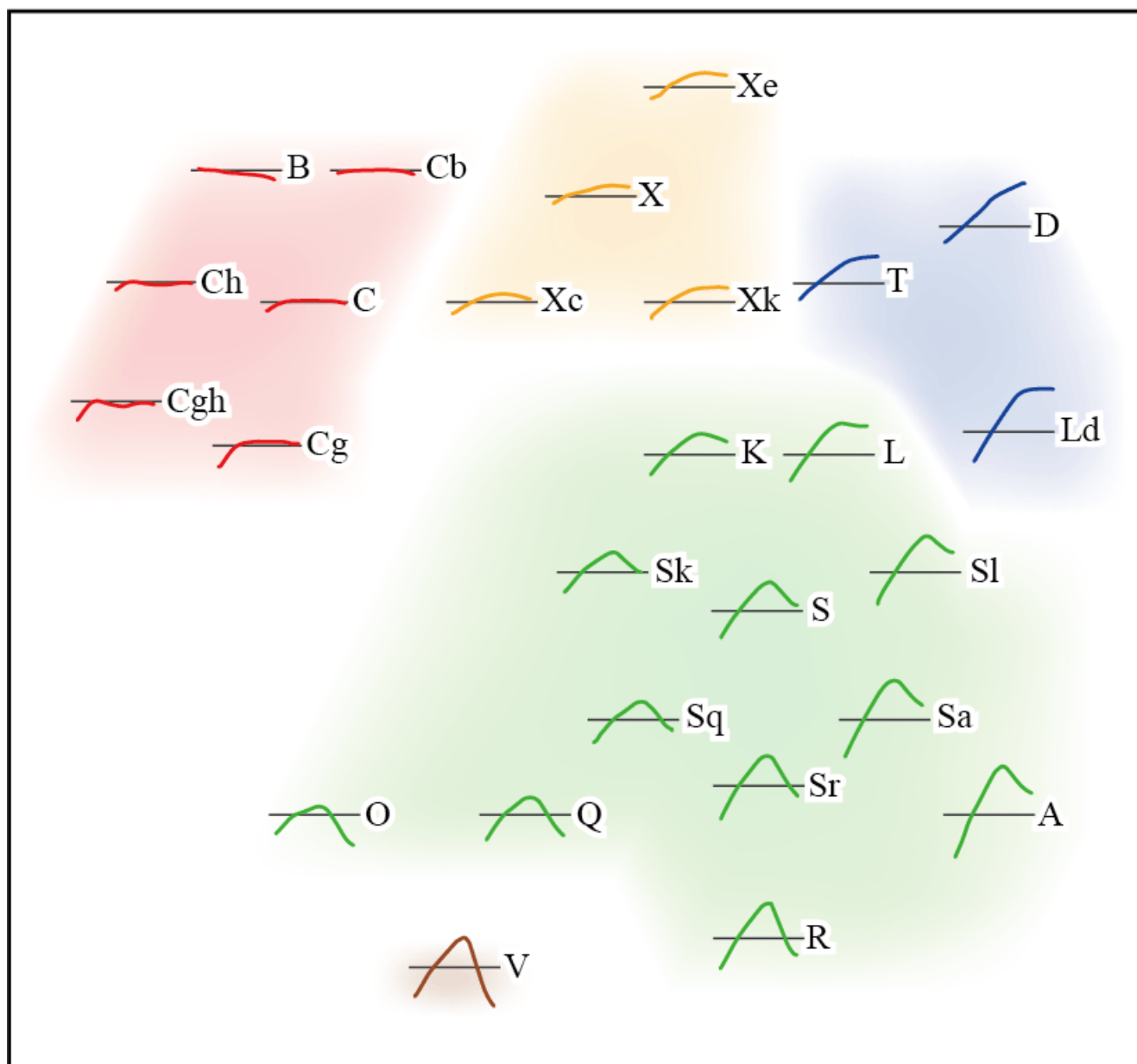




参考情報



小惑星のスペクトル型による分類

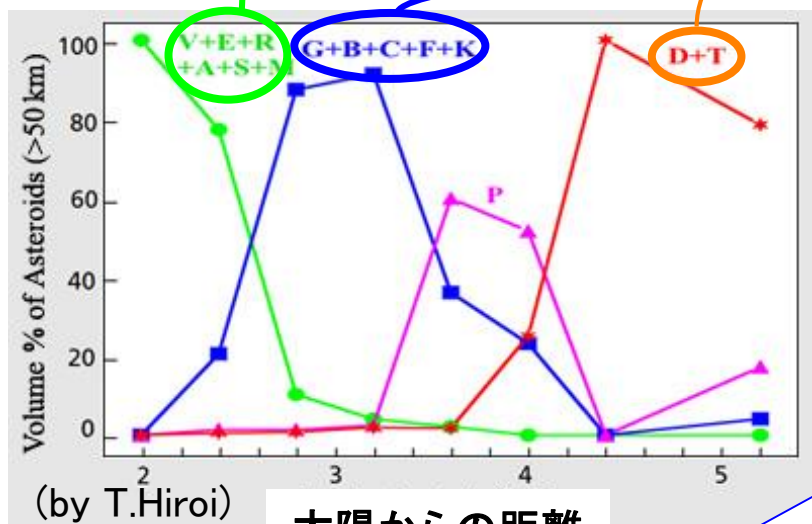


(Bus & Binzel 2002に基づき臼井文彦氏による改変)



小惑星の分類と存在割合

反射スペクトルによる小惑星の分類



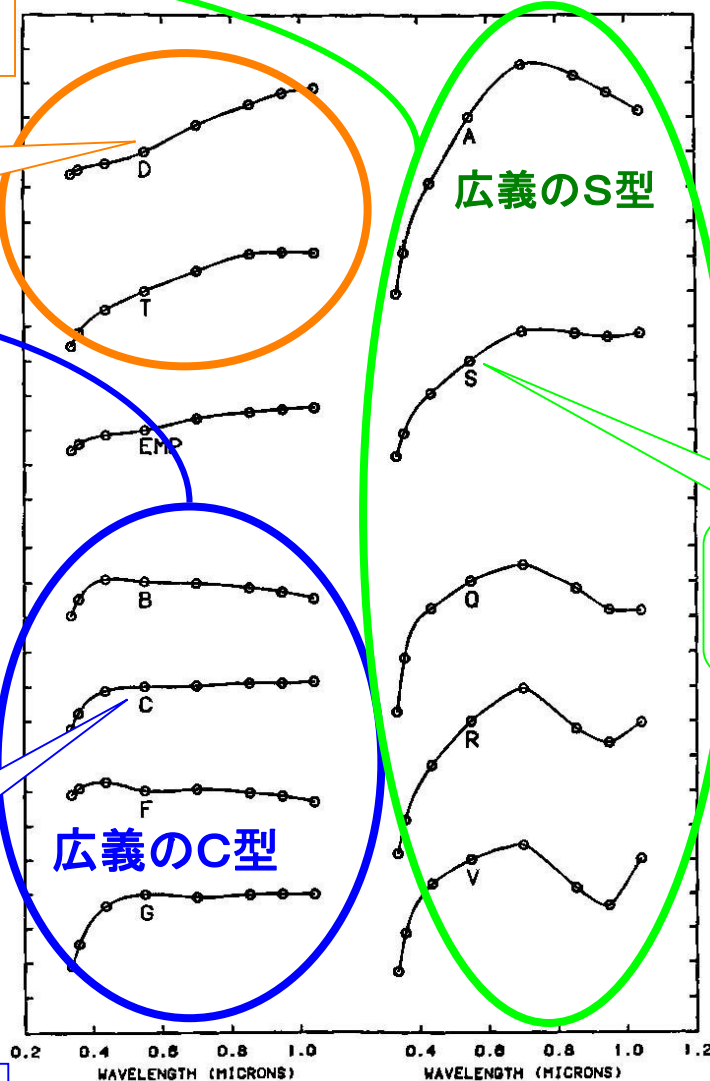
太陽からの距離

- ・有機物や含水鉱物に富む
- ・炭素質コンドライト

C-type

D-type

- ・より始原的な天体
- ・タギシュレイク隕石?



広義のS型

S-type

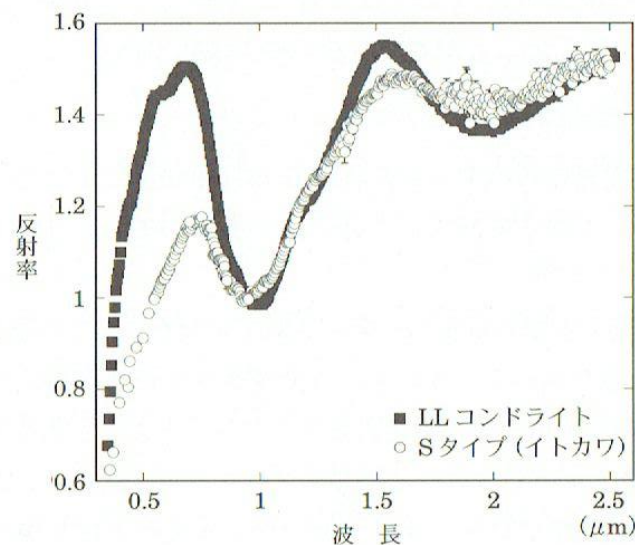
- ・岩石質
- ・普通コンドライト

広義のC型

(by D. Tholen in ASTEROID II)

各タイプの特徴 (1/2)

タイプ	スペクトルの形	分布	隕石との対応等
C	0.45-0.9 μm でフラット。 3 μm 帯に含水鉱物起源の吸収がある場合が多い。	小惑星帯の外側が多い。	炭素質コンドライト
S	0.4から0.7 μm にかけて反射率が上がるが、0.7から0.9 μm にかけて反射率が下がる。 0.8-1.4 μm と2 μm 付近に吸収帯がある。これは、輝石とカンラン石の吸収帯と一致。	小惑星帯の内側に多い。	普通コンドライト ただし、宇宙風化を受けて短波長側の反射率が低くなっている。



(太陽系と惑星、日本評論社より)

図 5.7 S タイプ小惑星と普通コンドライトのスペクトルの比較.



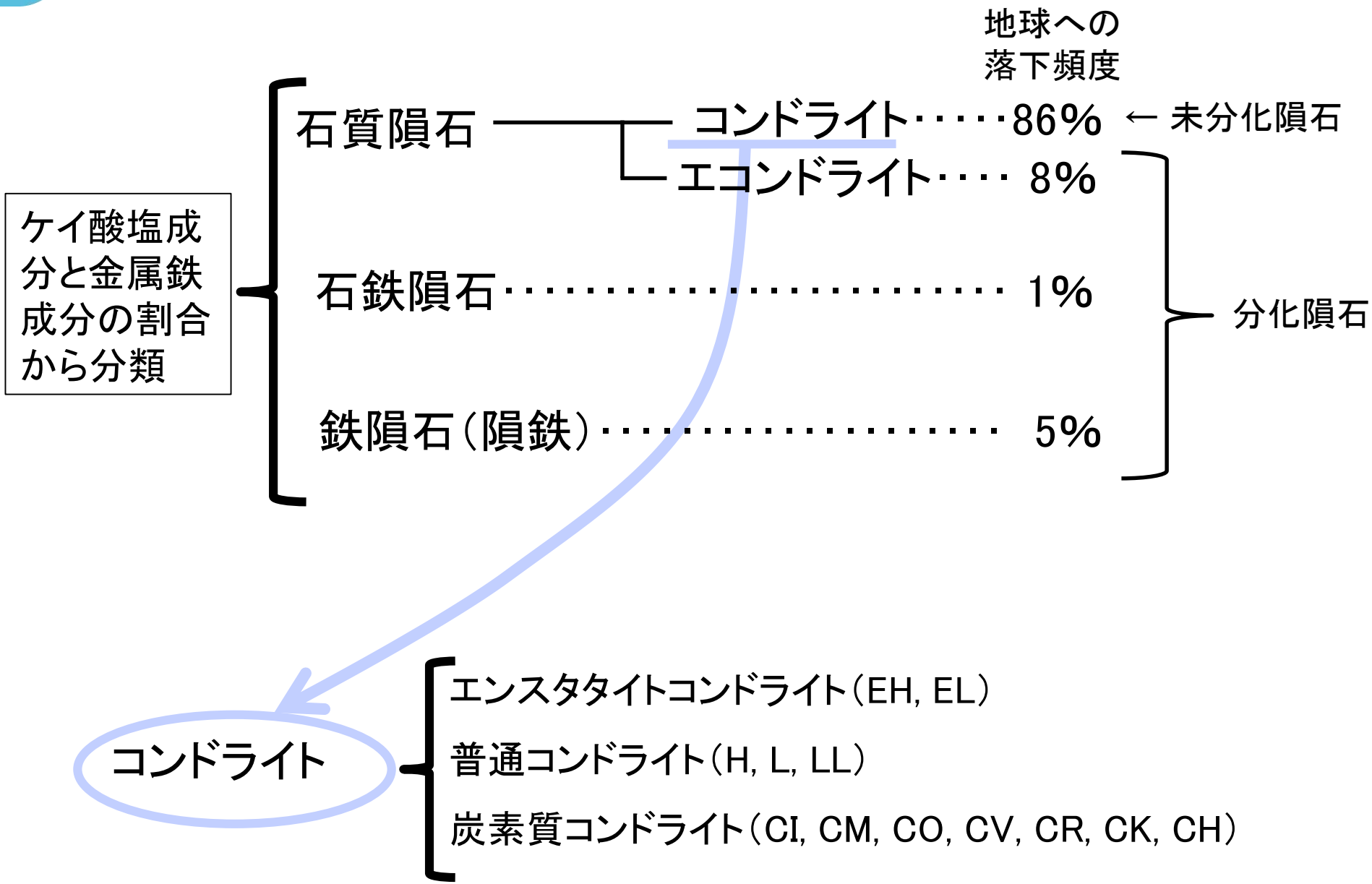
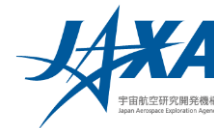
各タイプの特徴 (2/2)



タイプ	スペクトルの形	分布	隕石との対応等
X	<p>0.4-0.9 μmでは、反射率が緩やかに増加。</p> <p>0.55 μmで反射率が~ 0.04と低いものはPタイプとも呼ばれる。</p> <p>反射率が~ 0.1はMタイプ</p> <p>反射率が~ 0.4はEタイプ</p>	小惑星帯全体に存在。	<p>鉄隕石</p> <p>変成したタギシュレイク隕石</p> <p>エンスタタイトコンドライト エコンドライト</p> <p>オーブライト</p>
D	0.45-0.9 μm で反射率が急に増加。	木星トロヤ群付近。	タギシュレイク隕石
V	<p>0.4-0.7 μmで反射率が上がり、0.7-0.9で反射率が急に落ちる。</p> <p>0.8-1.4 μmと2 μm付近に吸収帯が見られる。←輝石の吸収帯</p>	小惑星帯の小惑星で数%。	<p>玄武岩質隕石であるHED隕石と似ている。</p> <p>小惑星ベスタ起源か。</p>



隕石の分類





隕石 (Meteorites) の分類



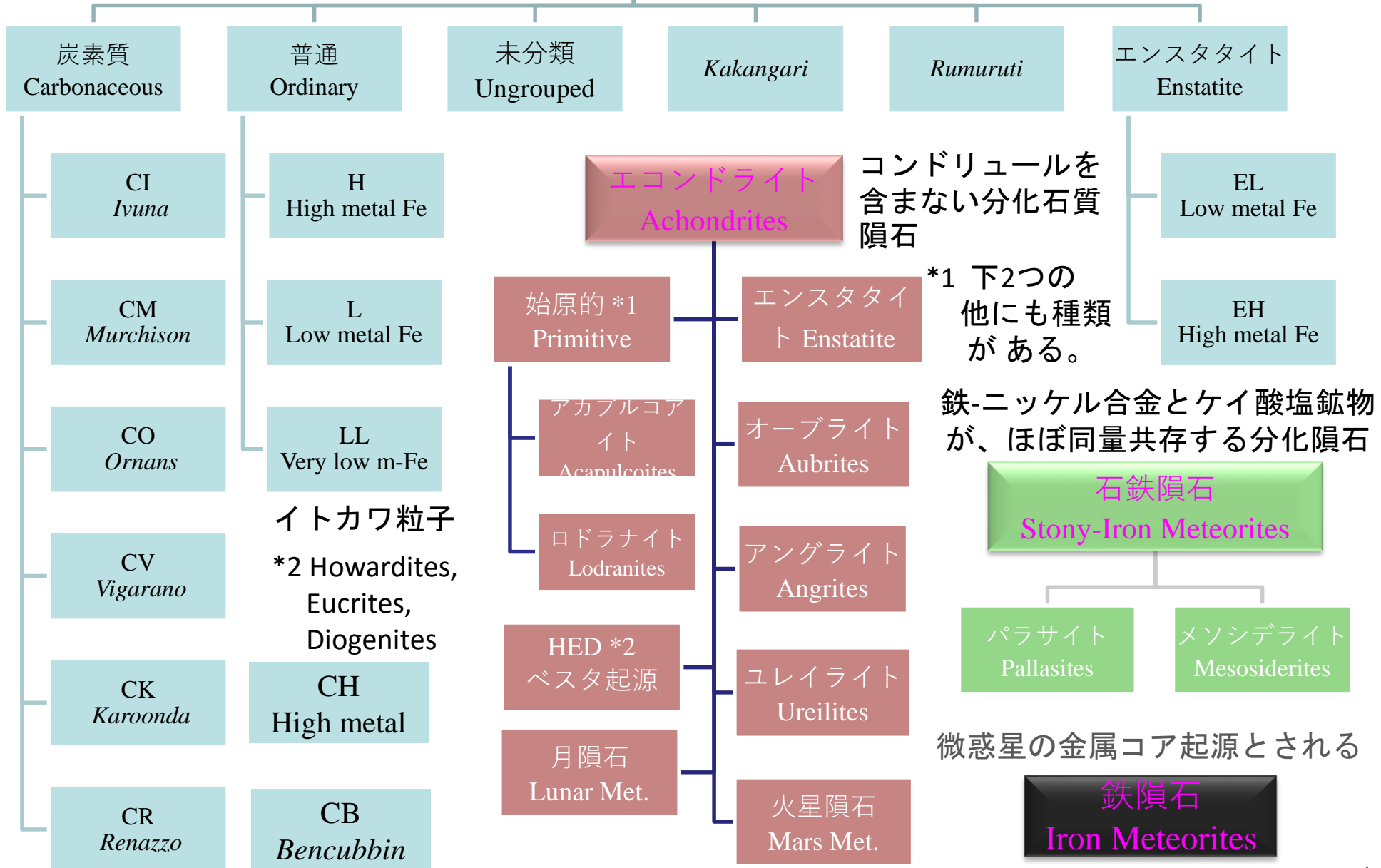
メタコンドライト
Metachondrites

複合的な
コンドライト

コンドライト
Chondrites

コンドリュール (球形粒子)
を含む始原的の石質隕石

イタリックは
代表的隕石名





小惑星の命名について



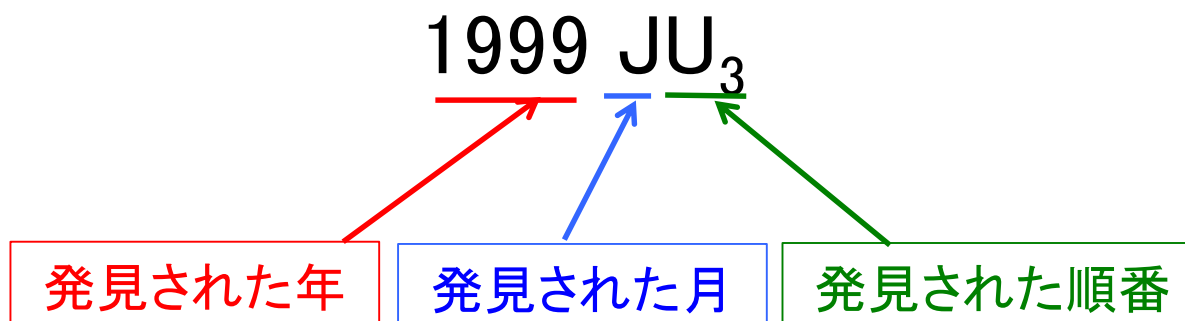
- 小惑星を発見した人に名前を提案する権利がある。
- ここで“発見”とは、軌道を最初に推定できる観測をした人のこと。
- 発見された小惑星には、最初には仮符号が付く。
- 観測が何度も行われて軌道が十分に精度よく求められたと判断されると、確定番号が付与される。
- 確定番号が付与されると、名前を提案することができる。
- 提案された名前は、国際天文学連合 (IAU) の Committee on Small Body Nomenclature で審査される。

名前の条件：

- ・発音できる単語、なるべく1語、アルファベットで16文字以下
- ・政治や軍事に関係した出来事や人については、事後(死後)100年以上経過
- ・ペットの名前は不可
- ・特別な軌道にあるものは、命名に条件あり
- ・既存の天体と同じ名前や似た名前は不可
- ・宣伝やコマーシャルになるものは不可



小惑星の仮符号



発見された月

文字	日付	文字	日付
A	Jan. 1-15	B	Jan. 16-31
C	Feb. 1-15	D	Feb. 16-29
E	Mar. 1-15	F	Mar. 16-31
G	Apr. 1-15	H	Apr. 16-30
J	May 1-15	K	May 16-31
L	June 1-15	M	June 16-30
N	July 1-15	O	July 16-31
P	Aug. 1-15	Q	Aug. 16-31
R	Sept. 1-15	S	Sept. 16-30
T	Oct. 1-15	U	Oct. 16-31
V	Nov. 1-15	W	Nov. 16-30
X	Dec. 1-15	Y	Dec. 16-31

発見された順番

A = 1st	B = 2nd	C = 3rd
D = 4th	E = 5th	F = 6th
G = 7th	H = 8th	J = 9th
K = 10th	L = 11th	M = 12th
N = 13th	O = 14th	P = 15th
Q = 16th	R = 17th	S = 18th
T = 19th	U = 20th	V = 21st
W = 22nd	X = 23rd	Y = 24th
Z = 25th		

25番目を超えて26番目になるとA₁と書く。27番目はB₁。51番目はA₂。...

※ I(アイ)は使わない

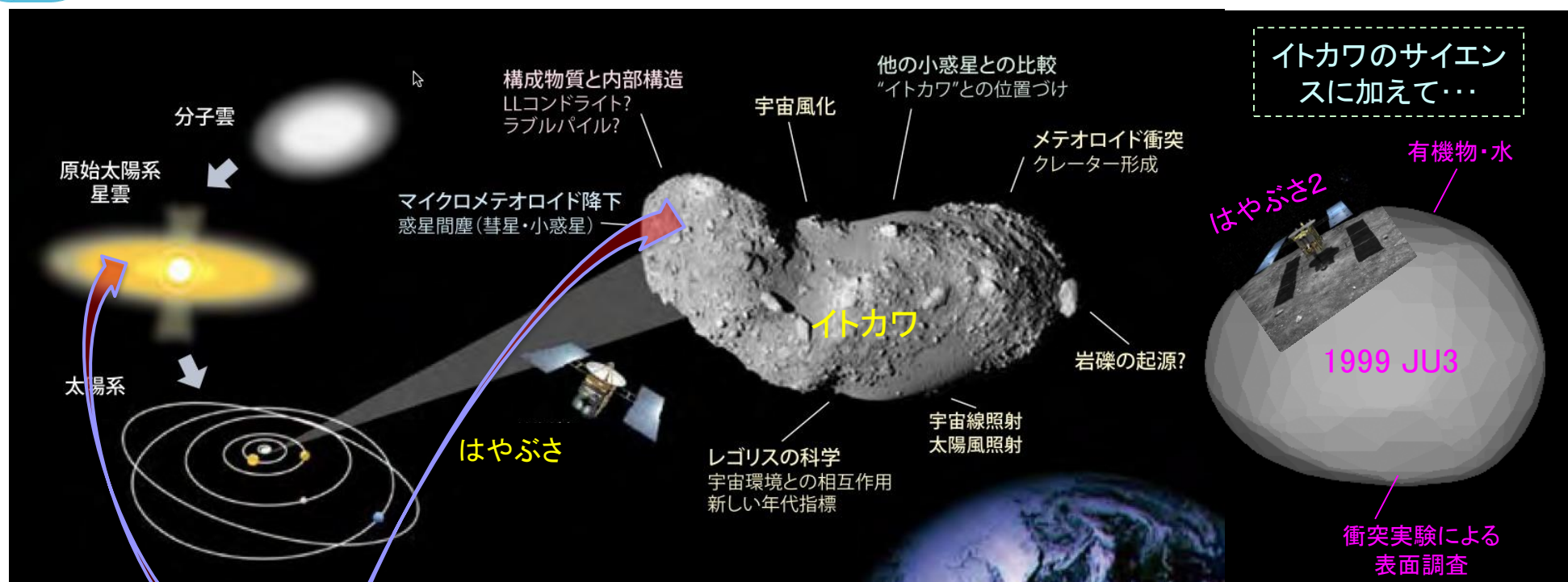
※見にくい場合や印刷の都合で、最後の数字を下付文字にしなくてもよい。



8. サイエンス



小惑星サンプルリターンの科学



太陽系の過去について

- 太陽系の誕生と進化を解明する
- ・どのような物質がどのような状態で存在していたのか？
 - ・惑星はどのようにして誕生し進化したのか？
 - ・生命の原材料(有機物・水)は何か？

太陽系の現在について

- 隕石のキャリブレーション(校正)をする
- ・隕石と小惑星サンプルはどのような関係になっているか？
- ※膨大な数の隕石が収集されているが、これらは地球の大気や水等で汚染されているため、宇宙にあったときの状況を推定することが困難である。小惑星サンプルと比較することにより、隕石を貴重な試料に変えることができる。



科学：太陽系の誕生と進化を解明する

テーマ

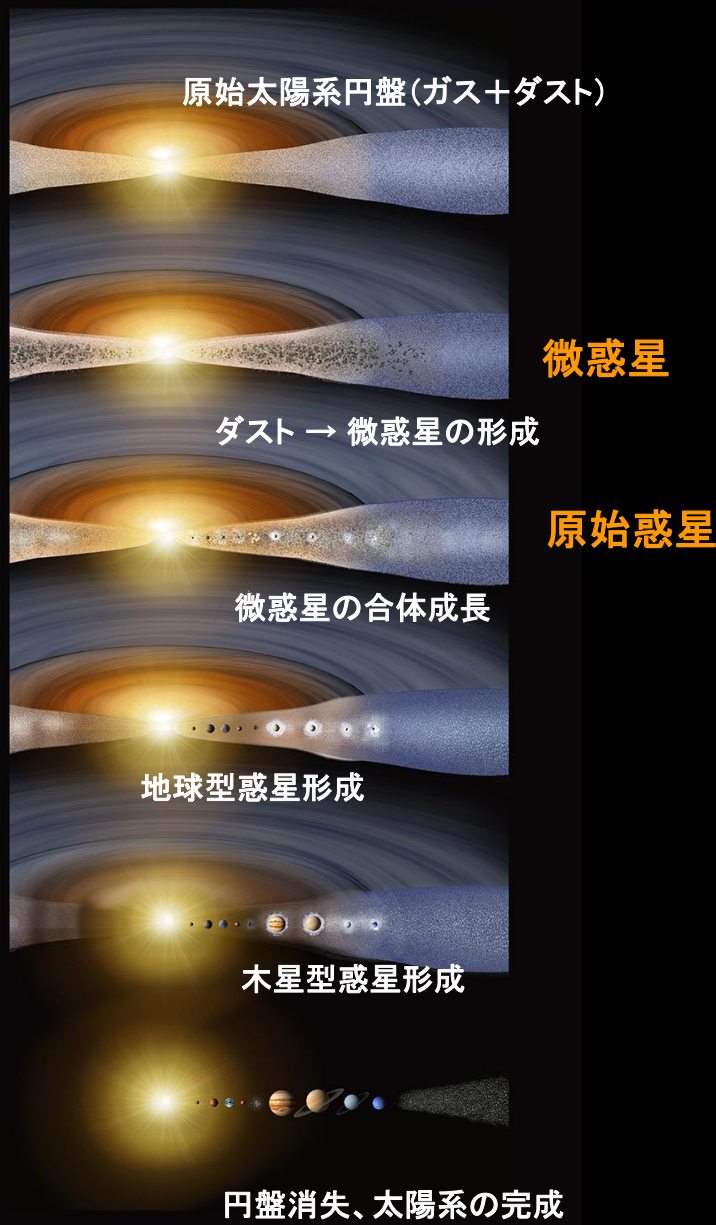
①惑星を作った物質を調べる

原始太陽系円盤にはどのような物質があり、惑星が誕生するまでにどのように変化したのか？

②惑星への成長過程を調べる

微惑星から惑星へ、天体はどのようにして成長していったのか？

断面図





①惑星を作った物質を調べる

- 138億年前に誕生したと言われる宇宙は、その後、星の進化によって様々な元素が作られ、宇宙空間にばらまかれた。そして約46億年前に太陽系が生まれたが、そのときの宇宙空間にどのような物質があったのかを解明する。
- 原始太陽系円盤の中で、どのような物質分布になっていたのかを解明する。
- 初期の天体が生まれた後、その天体の上で物質がどのように変化していったのかを解明する。



最終的に、惑星本体、海、生命となった物質の解明

キーワード:

- **プレソーラー粒子**: 星間分子雲から太陽系に持ち込まれた粒子
- **白色包有物(CAI)**: 太陽系初期の高温状態を記憶している物質
- **鉱物-水-有機物相互作用**: 初期に誕生した天体上での有機物の多様化
- **熱変成・宇宙風化**: 天体誕生後に天体内または天体表面で起こる物質変化

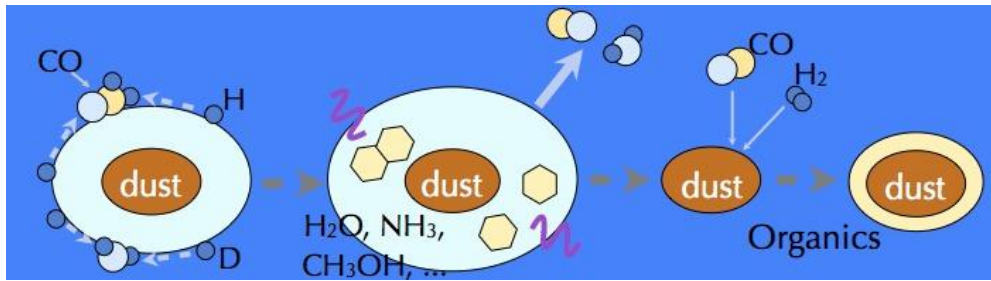


「はやぶさ2」による有機物の解明



水や有機物などの揮発性物質は、分子雲の中で塵(ダスト)表面で作られ、原始太陽系円盤内や微惑星で水質変成・熱変性を受けて変化し、最終的に地球に蓄積して地球生命の材料になったと考えられる。この過程で、どのような物質が存在したのかを解明する。

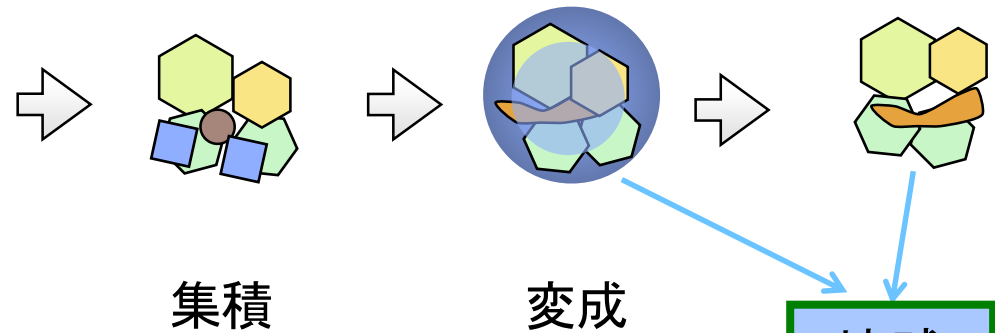
分子雲 → 原始惑星系円盤



ダスト表面での炭素物質の変遷

微惑星

小惑星

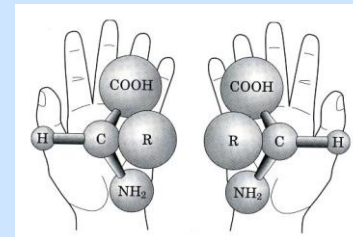


地球

鉱物-水-有機物相互作用



アミノ酸のキラリティー(鏡像異性体)

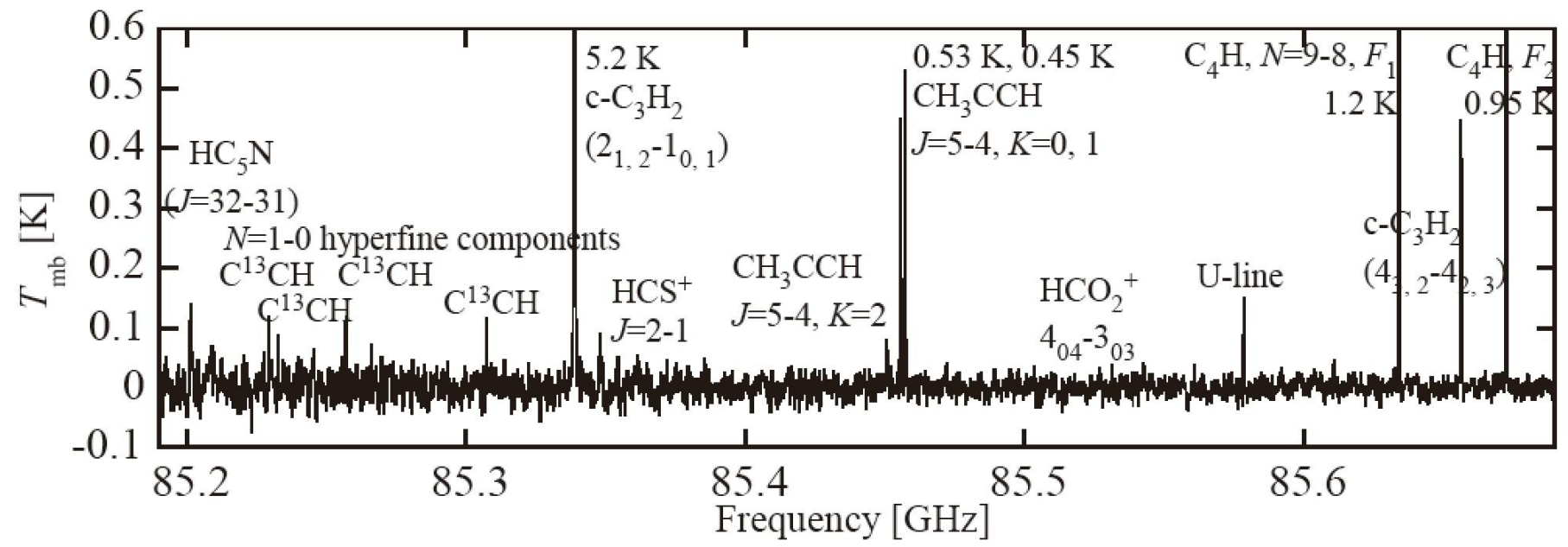


左手型(L体)と右手型(D体)のアミノ酸

地球上の生命は、ほとんど左手型(L体)のアミノ酸を用いている。→なぜか?



参考：宇宙空間に発見されている炭素を含む分子



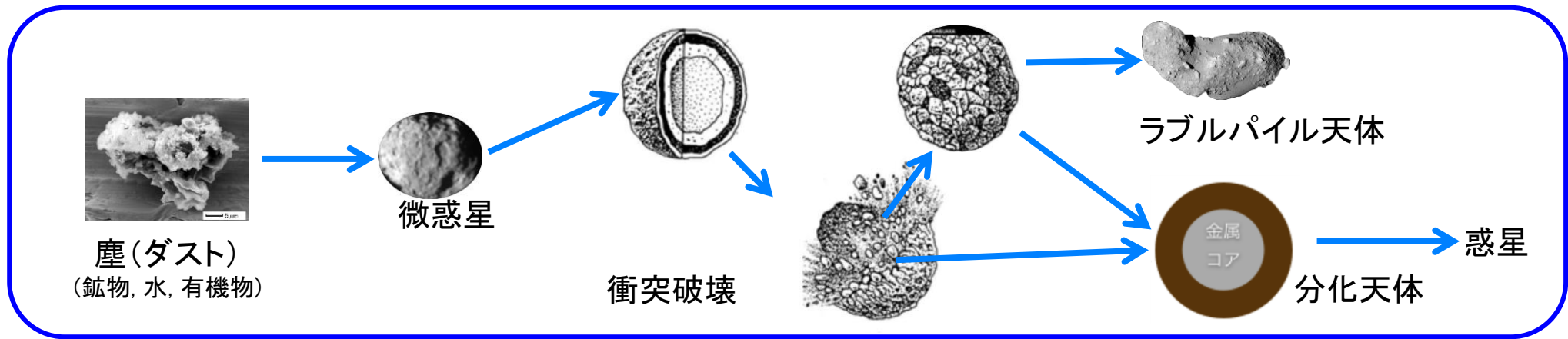
(坂井 (2011) 遊星人より)



「はやぶさ2」のテーマ

地球が誕生する前の原始太陽系円盤には、どのような有機物があったのか？

②惑星への成長過程を調べる



- 惑星を作る元になった天体(微惑星)の構造を解明する。
- 天体の衝突破壊・衝突合体・再集積の過程でどのようなことが起こるのかを解明する。



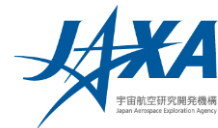
微惑星から惑星までの成長を解明

キーワード:

- **ラブルパイル天体**: がれきの寄せ集めのような天体
- **衝突破壊・衝突合体**: 天体同士が衝突すると、互いに破壊しあう場合と合体して1つの天体になる場合がある
- **再集積**: 衝突によってばらばらになった破片が重力で集まること



参考：太陽・小惑星・地球の歴史



はやぶさ
&
はやぶさ2

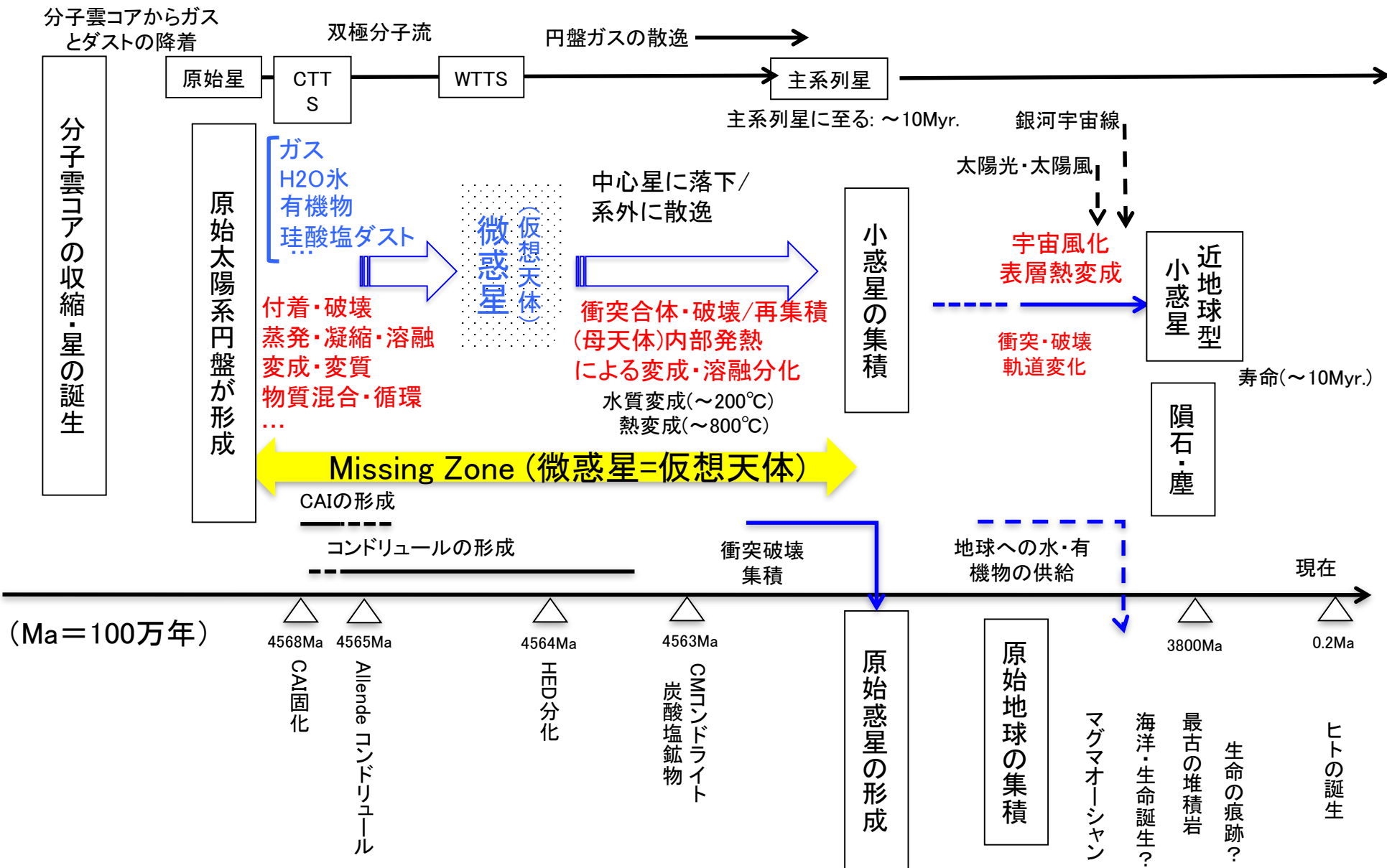
小惑星に刻まれた初期太陽系内の出来事を調べ、
惑星形成過程を読み解く

Missing Zone
の解明

太陽

小惑星

地球

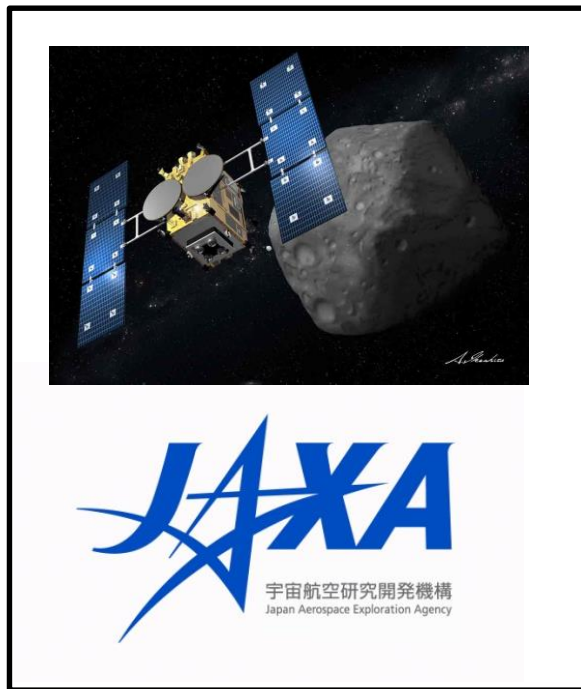




9. 国際協力



「はやぶさ2」の国際協力




USA



NASA




OSIRIS-REx




(101955) Bennu

Europe

DLR



CNES



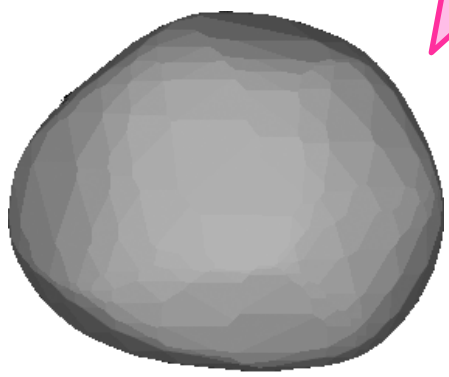


欧米での小惑星サンプルリターン計画

日本

1999 JU3

2014年
打ち上げ



アメリカ

Bennu

2016年
打ち上げ

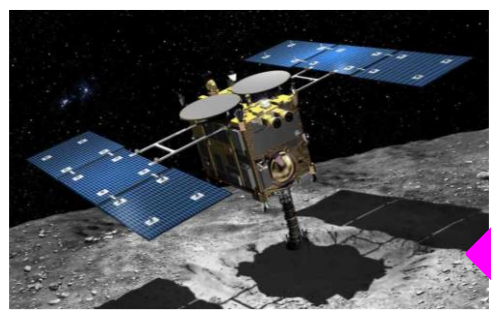


ヨーロッパ

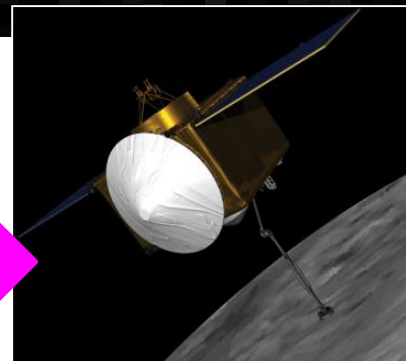
2008 EV5



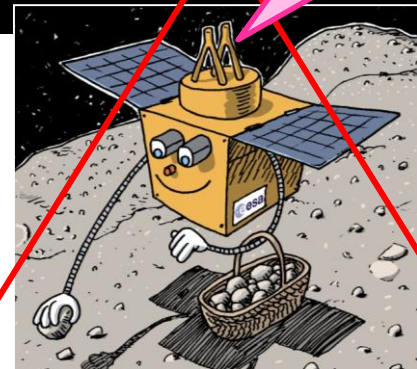
提案されたが採
択されなかった
(2014年2月)



はやぶさ2



オシリス-レックス



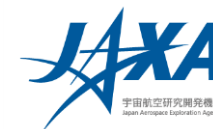
マルコポーロ-R

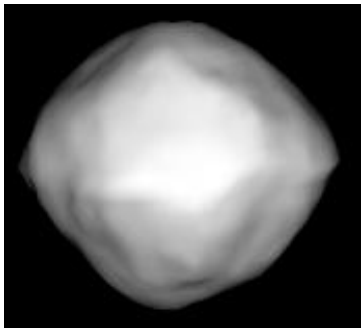
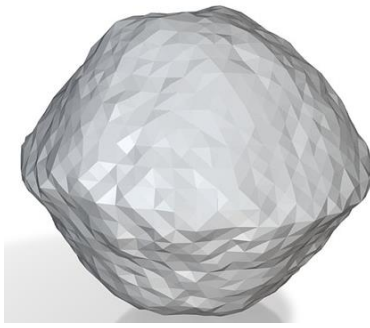
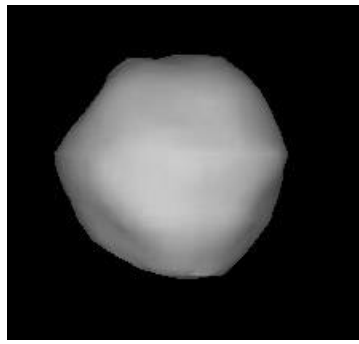


太陽系の起源



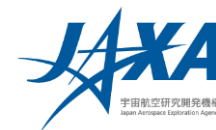
他のミッションの探査候補小惑星



	(101955) Bennu 1999 RQ36	(341843) 2008 EV5	(65803) Didymos 1996 GT
ミッション	OSIRIS-REx サンプルリターン	MarcoPolo-R サンプルリターン (不採択)	DART 衝突
タイプ	B	C	Xk
大きさ	492 m	400 m	780 m
形状	 (by D. Lauretta)	 (by M. Busch)	 (by NASA)
自転周期	4.297 h	3.725 h	2.2593 h
自転軸	RA/Dec : 87/-65	RA/Dec : 105/-66	
アルベド	0.046	0.137	0.15
備考			バイナリー



参考:軌道図



2018 / 6 / 21

