

はやぶさ2情報源

Fact Sheet

Ver. 1.5

2014.11.29

はやぶさ2プロジェクトチーム

内容(目次)

■ミッションパッチ(3)

■「はやぶさ2」概要(4)

■探査機

- ・機器名称(6-7)
- ・探査機サイズ(8)
- ・探査機の写真(9-11)
- ・「はやぶさ」との比較(12-14)

■ミッション

- ・意義(16)
- ・ミッションの流れ(17)
- ・運用モード(18)
- ・打ち上げ(19-22)
- ・地球帰還(23)
- ・ミッション機器概要(24)

■軌道

- ・軌道概要(26)
- ・軌道の詳細(27-31)
- ・回転座標系における軌道(32)
- ・サンプリング運用(33-34)
- ・衝突装置運用(35-36)
- ・スイングバイの原理(37)

■探査対象小惑星

- ・小惑星の選定(39-40)
- ・探査対象小惑星の特徴(41-44)
- ・小惑星のスペクトル型(45-48)
- ・隕石の分類(49)
- ・小惑星の命名(50-51)

■サイエンス

- ・サンプルリターンの科学(53)
- ・太陽系の誕生と進化の解明(54-58)
- ・太陽・小惑星・地球の歴史(59)

■主な機器

- ・電気推進(61-62)
- ・化学推進(64)
- ・姿勢軌道制御系(65)
- ・ターゲットマーカ(66)
- ・電源系(67)
- ・太陽電池パドル伸展試験(68)
- ・通信系(69)
- ・再突入カプセル(70-71)
- ・光学航法カメラ(72)
- ・レーザ高度計(73)
- ・近赤外分光計(74)
- ・中間赤外カメラ(75)
- ・サンプリング装置(76)
- ・衝突装置(77-80)
- ・分離カメラ(81-82)
- ・MINERVA-II(83-85)
- ・MASCOT(86)
- ・その他(87)

■運用

- ・運用に使う追跡局(89)
- ・追跡局の位置(90-91)
- ・軌道計画・軌道決定(92)
- ・軌道決定に使うデータ(93-94)
- ・小惑星近傍での探査機の軌道計算(95)

■国際協力と海外動向

- ・国際協力全体像(97)
- ・欧米での小惑星サンプルリターン計画(98-100)

■その他の情報

- ・ミリオンキャンペーン2(102)
- ・惑星検疫(103)
- ・小惑星探査計画の経緯(104)
- ・資源天体探査の構想(105)

■参考情報

- ・太陽系小天体の写真(107-111)
- ・小惑星イトカワ(112-114)
- ・小惑星の分布(115-116)
- ・「はやぶさ」の技術(117)
- ・世界の太陽系小天体探査(118)

■FAQ

- ・FAQのリスト(120)
- ・FAQ説明(121-134)

ミッションパッチ



(© JAXA)

説明

JAXAのJSPECが主体となって進めている「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。

「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始的なタイプであるC型小惑星の探査およびサンプルリターンを行い、原始太陽系における鉱物・水・有機物の相互作用の解明から、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。
- ・衝突装置の衝突地点付近からのサンプル採取という新たな挑戦を行うことで、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立する。

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、日本の惑星科学およ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31年、地球帰還:平成35年）が計画されているが、サンプルの交換や科学者の協力について調整が進んでおり、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。



(イラスト 池下章裕氏)

はやぶさ2 主要緒元

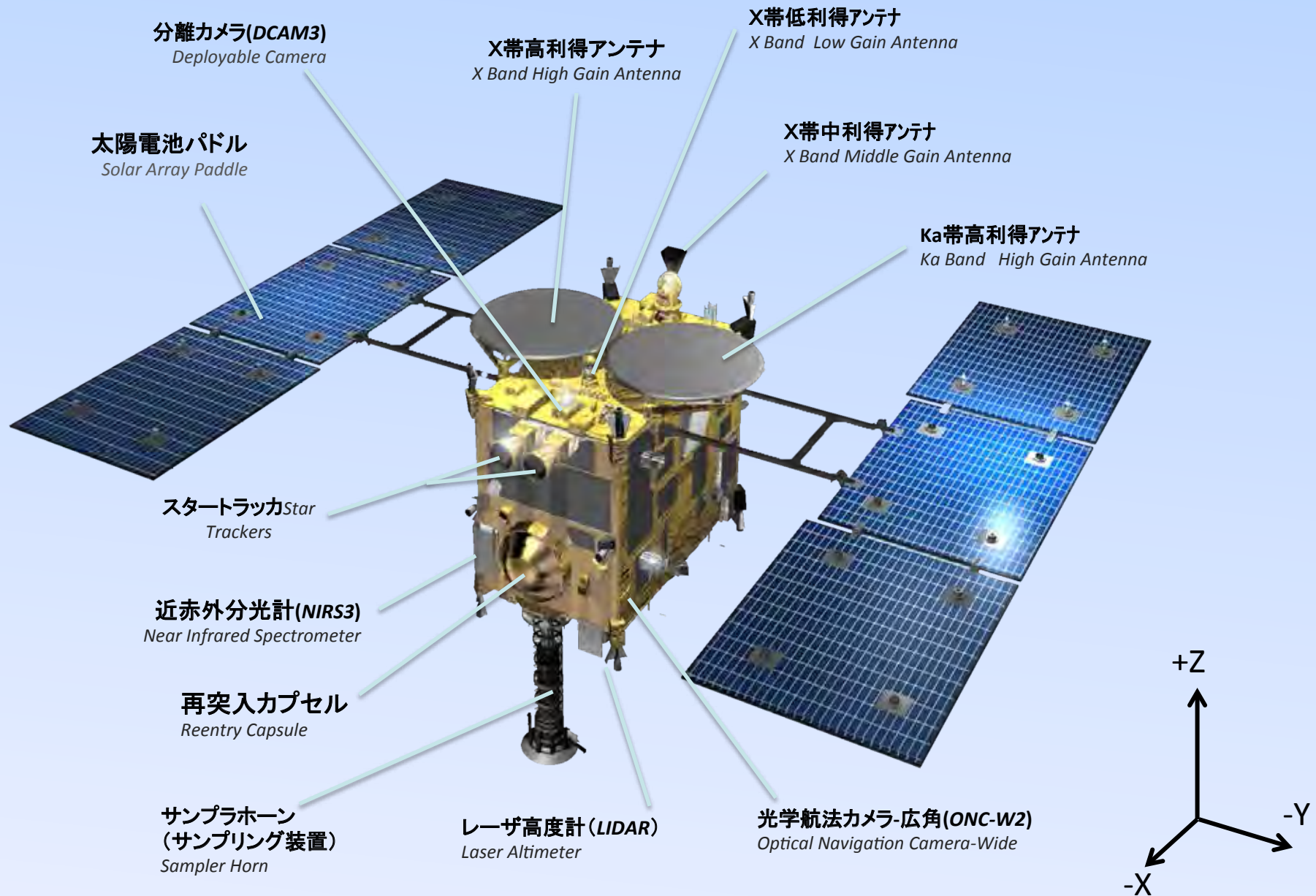
質量	約 600kg
打上げ	平成26年度(2014年度)
軌道	小惑星往復
小惑星到着	平成30年(2018年)
地球帰還	平成32年(2020年)
小惑星滞在期間	約18ヶ月
探査対象天体	地球接近小惑星 1999 JU3

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

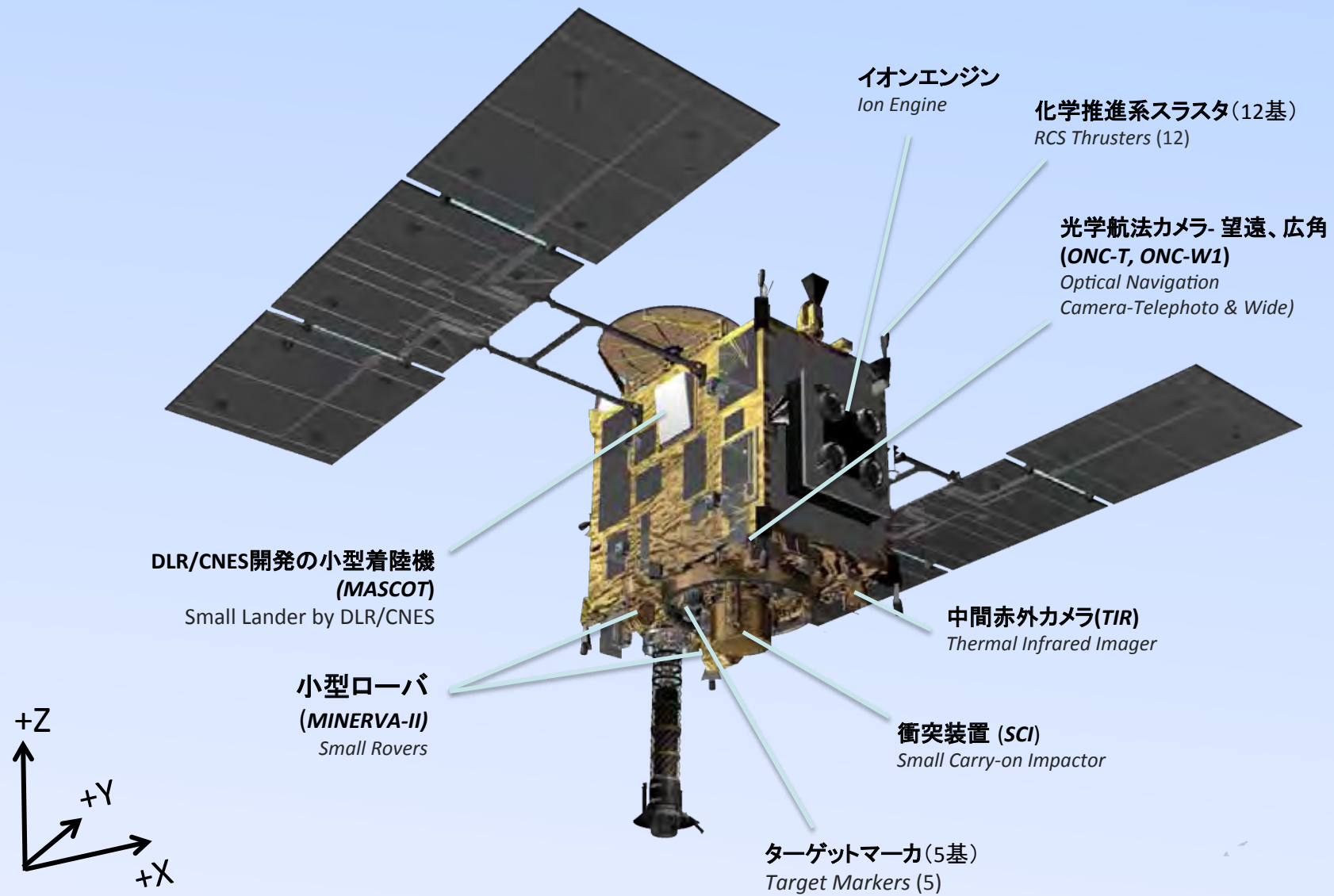
探 査 機

機器名称(1/2)



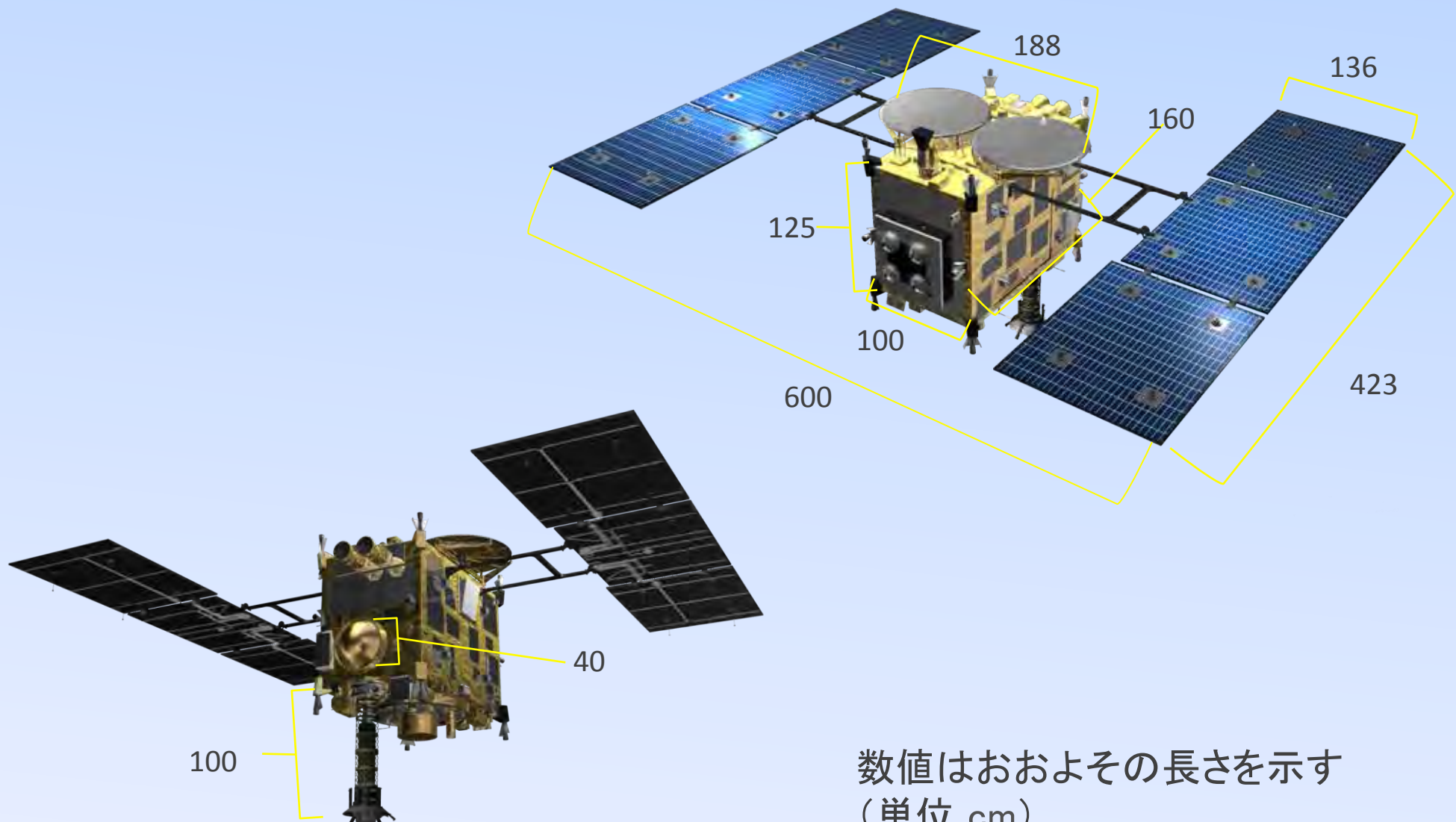
(© JAXA)

機器名称(2/2)



(© JAXA)

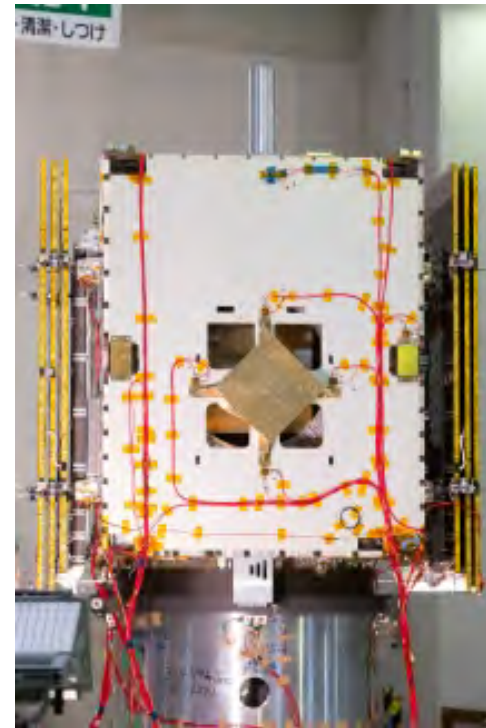
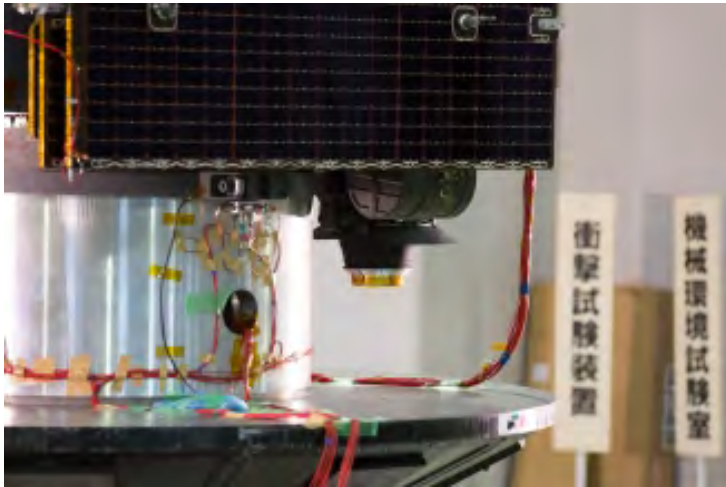
探査機サイズ



数値はおおよその長さを示す
(単位 cm)

(© JAXA)

一次噛み合わせ試験用機体



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



(© JAXA)

2014年8月31日 : JAXA相模原キャンパス

「はやぶさ」と「はやぶさ2」の比較 (1/3)

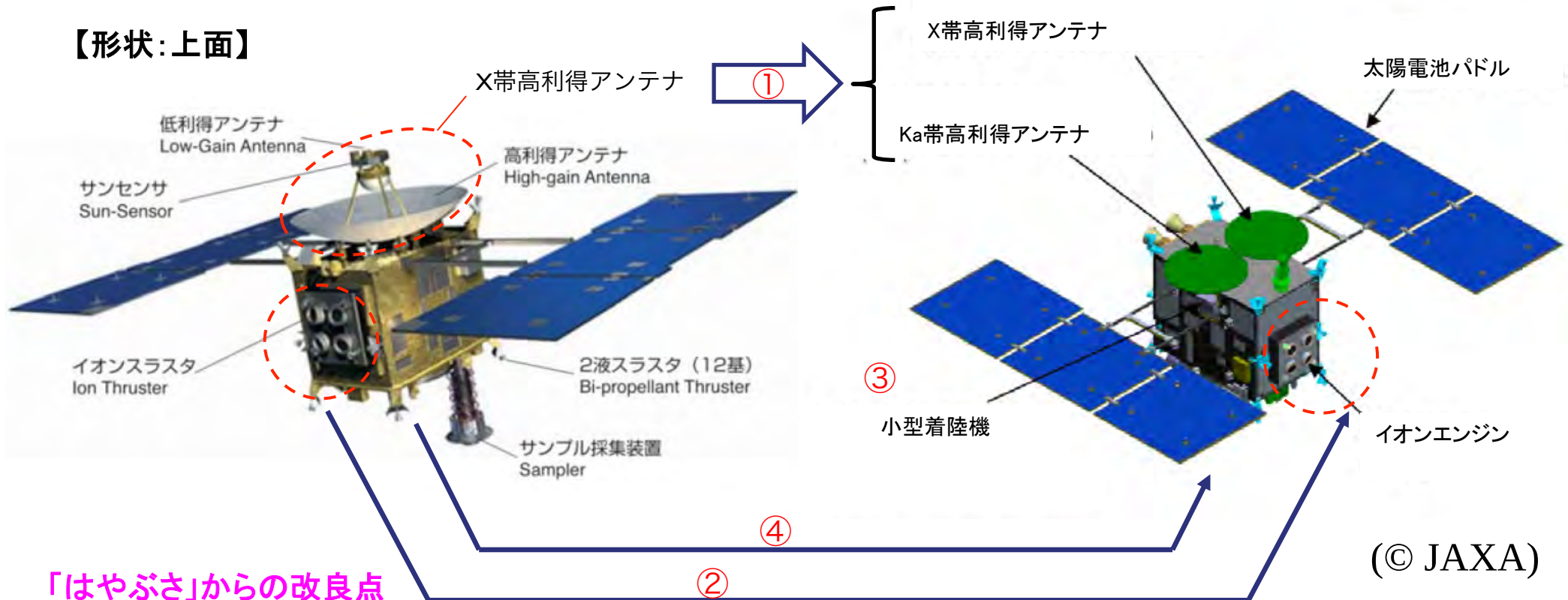
はやぶさ

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

はやぶさ2

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】



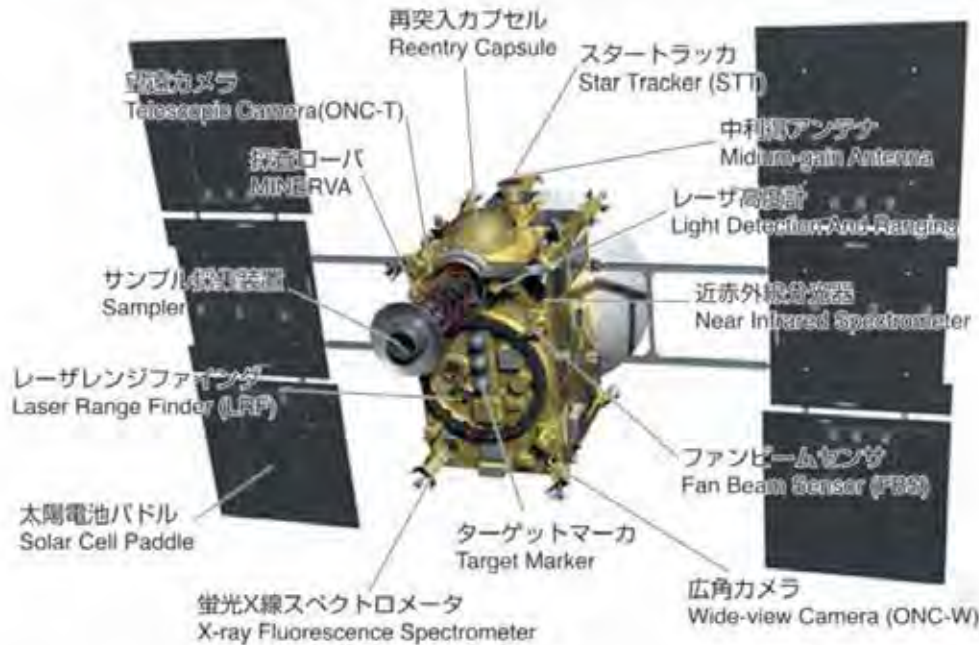
「はやぶさ」からの改良点

- 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。

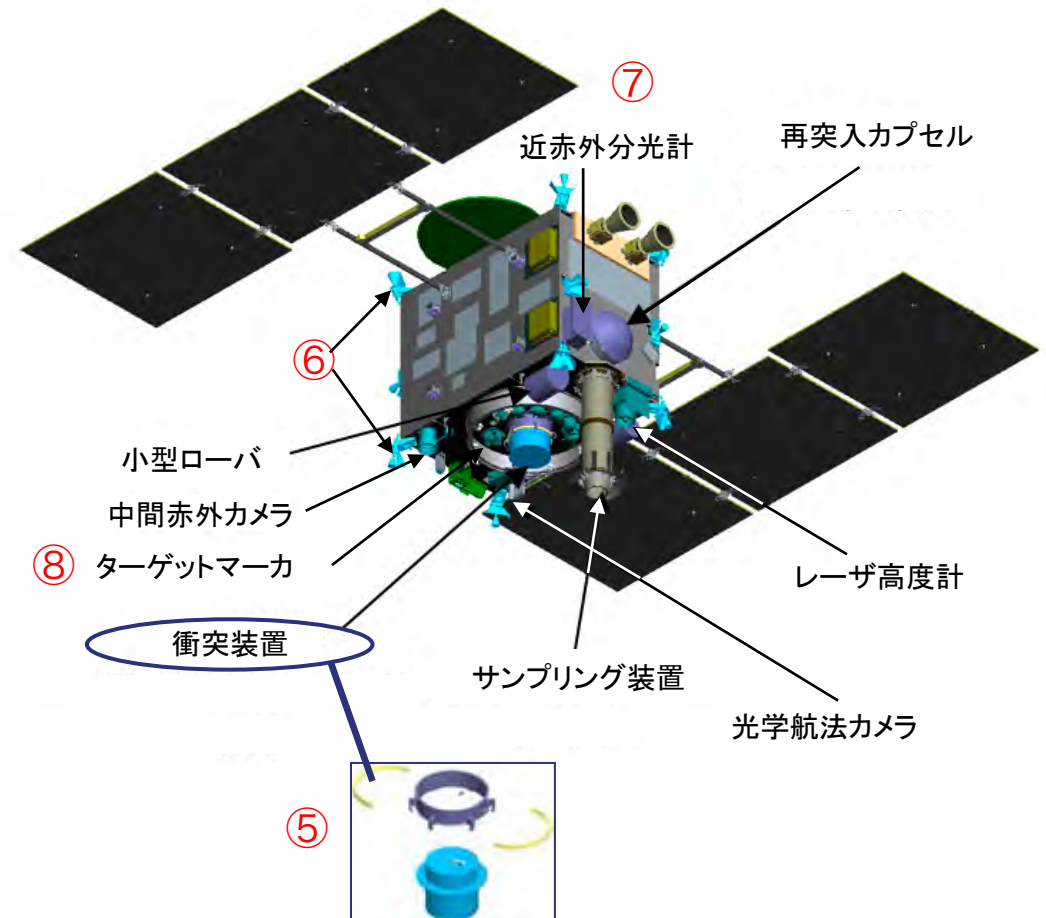
「はやぶさ」と「はやぶさ2」の比較 (2/3)

はやぶさ

【形状: 下面】



はやぶさ2



(© 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、推進剤の配管システムを改良した。
- 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	約600kg
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11月30日(予定)／H-IIAロケット
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

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)を探査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

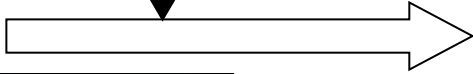
未踏の地に踏み込むことで、新しい科学技術を創造し、産業に貢献するとともに、天体の地球衝突問題(スペースガード)、宇宙資源利用、有人探査のターゲット等の科学以外の観点からも小天体に対応することで社会に貢献する。

ミッションの流れ

2014年11月
打ち上げ



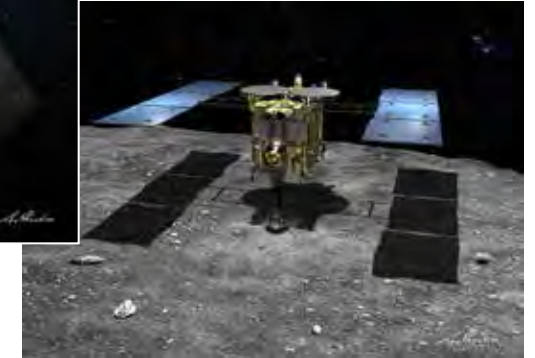
地球スイングバイ
2015年11-12月



2018年6-7月
小惑星到着



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。



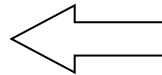
地球帰還
2020年11-12月



サンプル分析

(イラスト 池下章裕氏)

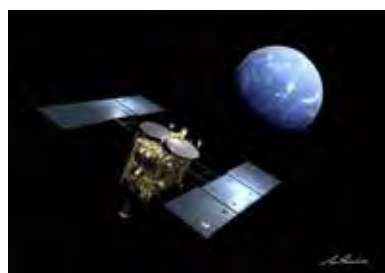
小惑星出発
2019年11-12月



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。

運用モード



- 地球出発
- IES試運転
- IES動力航行開始



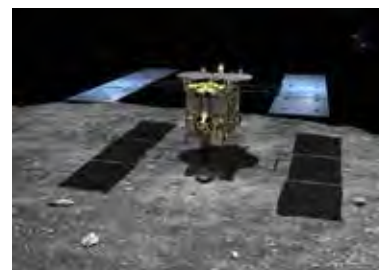
- 地球スイングバイ



- 画像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



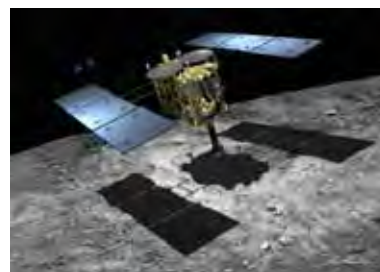
- 降下訓練、降下運用
- タッチダウン、サンプリング



- 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

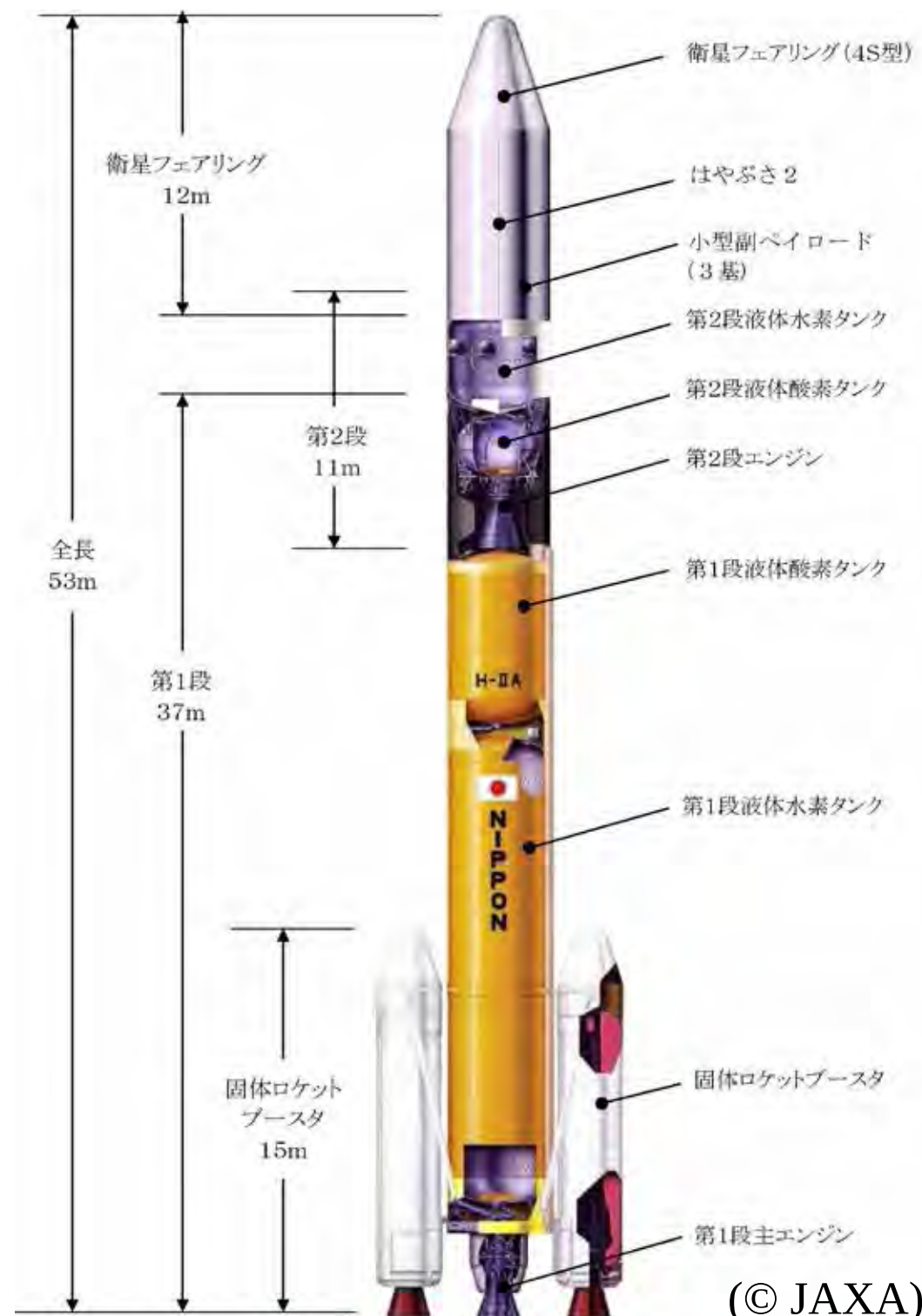
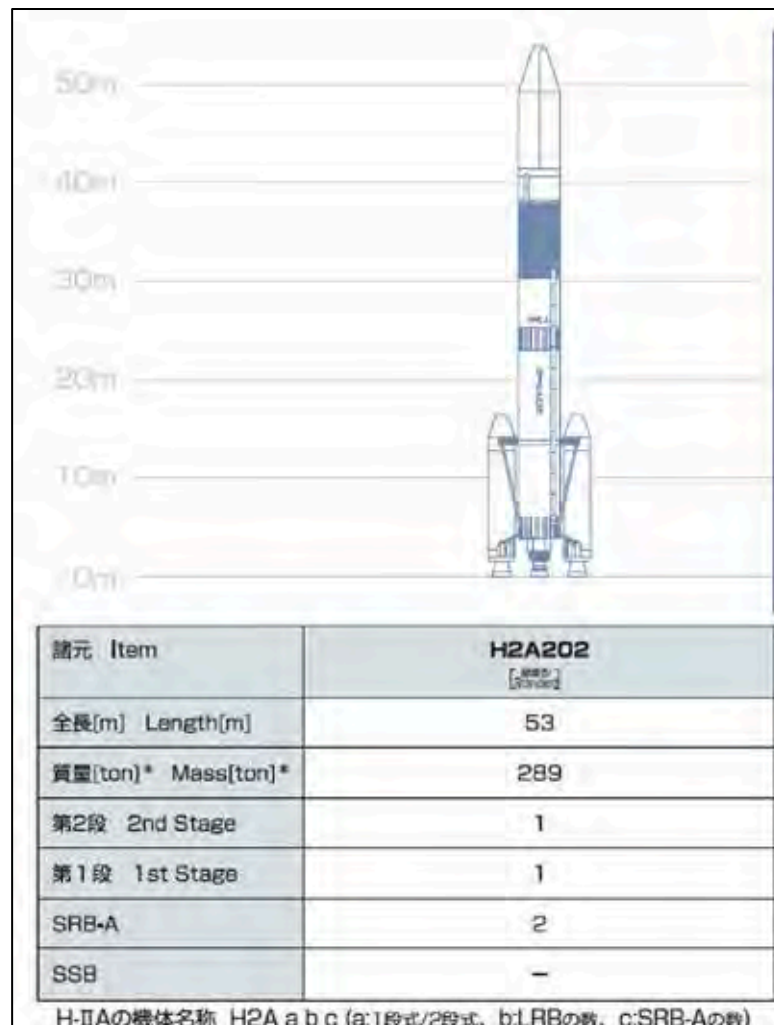
打ち上げ

- ロケット: H-IIAロケット26号機(H-IIA・F26)
- 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
- 再設定された打ち上げ予定日時: 平成26年12月1日(月)13時22分43秒
- 打上げ予定期間: 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
- 海面落下時間帯
 - 固体ロケットブースター: 約5～9分後
 - 衛星フェアリング: 約10～26分後
 - 第1段: 約14～31分後
- 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
- ・種子島宇宙センターより



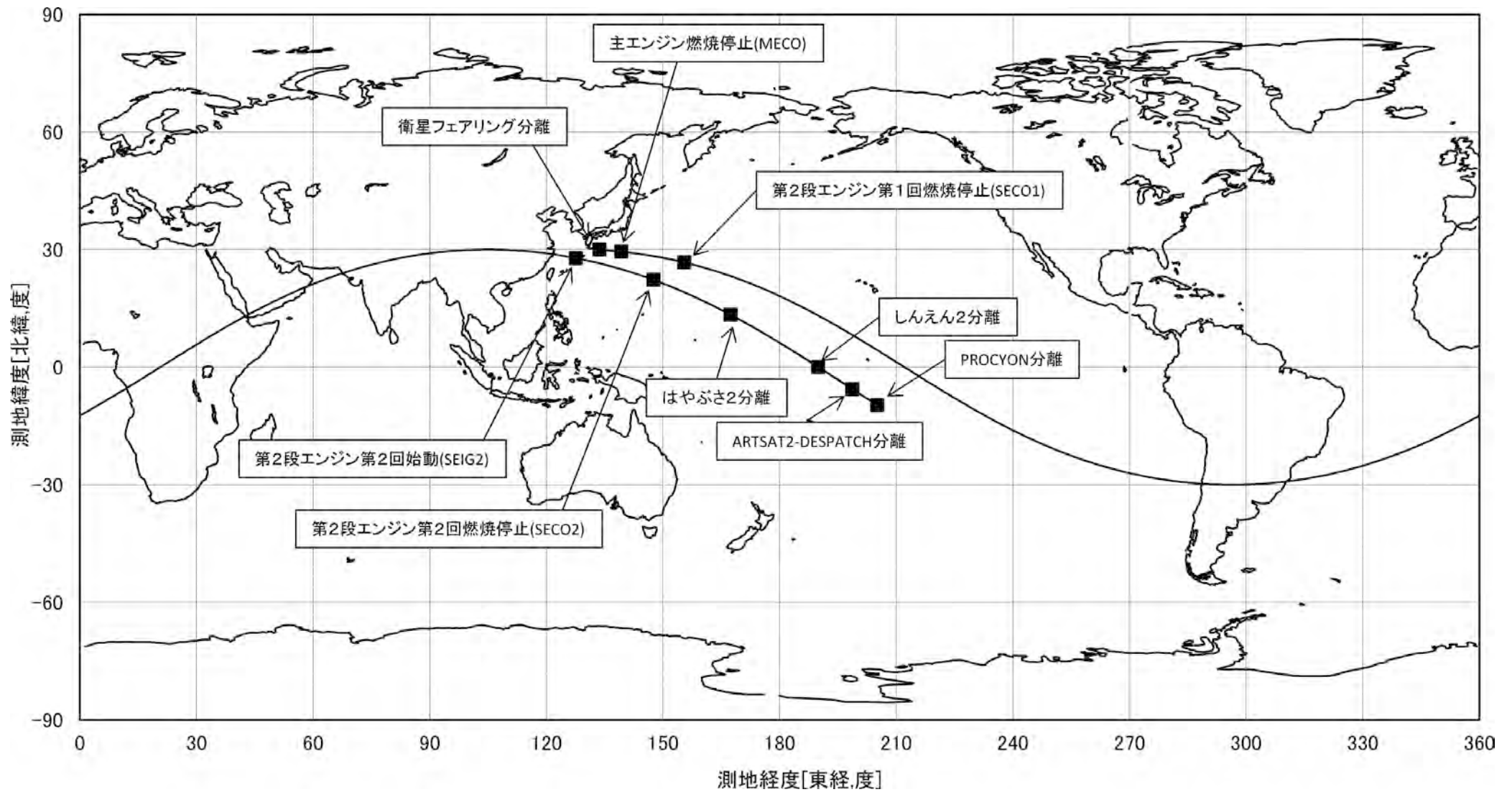
ロケットの飛翔計画

事 象	打上げ後経過時間			高度	慣性速度
	時	分	秒	km	km/s
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 (MEC0)		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

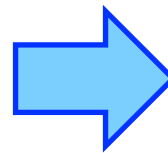


地球帰還

- ・再突入カプセルはオーストラリアに帰還
- ・探査機本体は地球をスイングバイ(スイングバイ後については未定)



2020年12月、地球に戻ってきた「はやぶさ2」は再突入カプセルを切り離す。



再突入カプセルは約11.6km/sで大気圏に突入し、その後、パラシュートを開いて着地する。

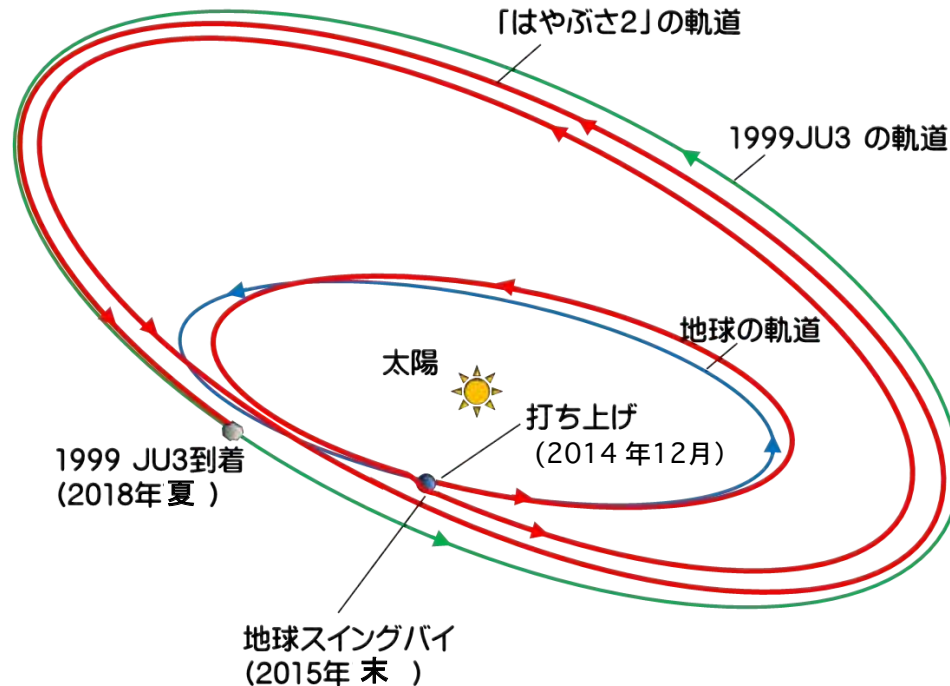
ミッション機器概要

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

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、約1年後に地球戻り、スイングバイを行う。スイングバイ後は、小惑星1999 JU₃の軌道に近い軌道に入り、太陽を約2周したあと、1999 JU₃に到着する。1999 JU₃が1周余り太陽の周りを公転するあいだ滞在し、その後、1999 JU₃を離れて、太陽の周りを1周弱回った後、地球に帰還する。

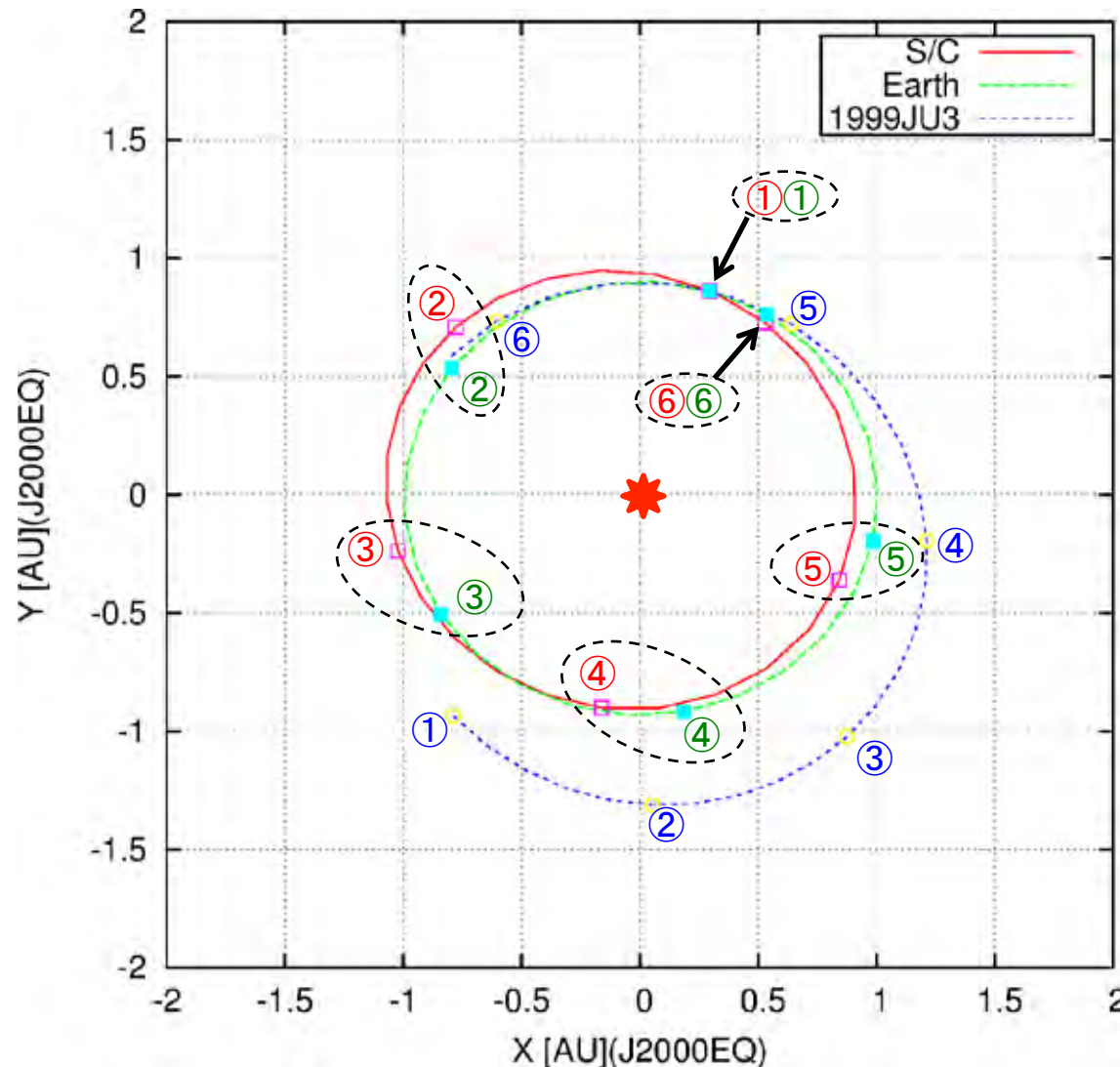


図は、地球出発から
小惑星到着まで

(© JAXA)

イベント	期日の表現の仕方
打ち上げ	2014年12月1日(予定)
地球スイングバイ	2015年末 または 2015年11-12月
小惑星到着	2018年夏 または 2018年6-7月
小惑星出発	2019年末 または 2019年11-12月
地球帰還	2020年末 または 2020年11-12月

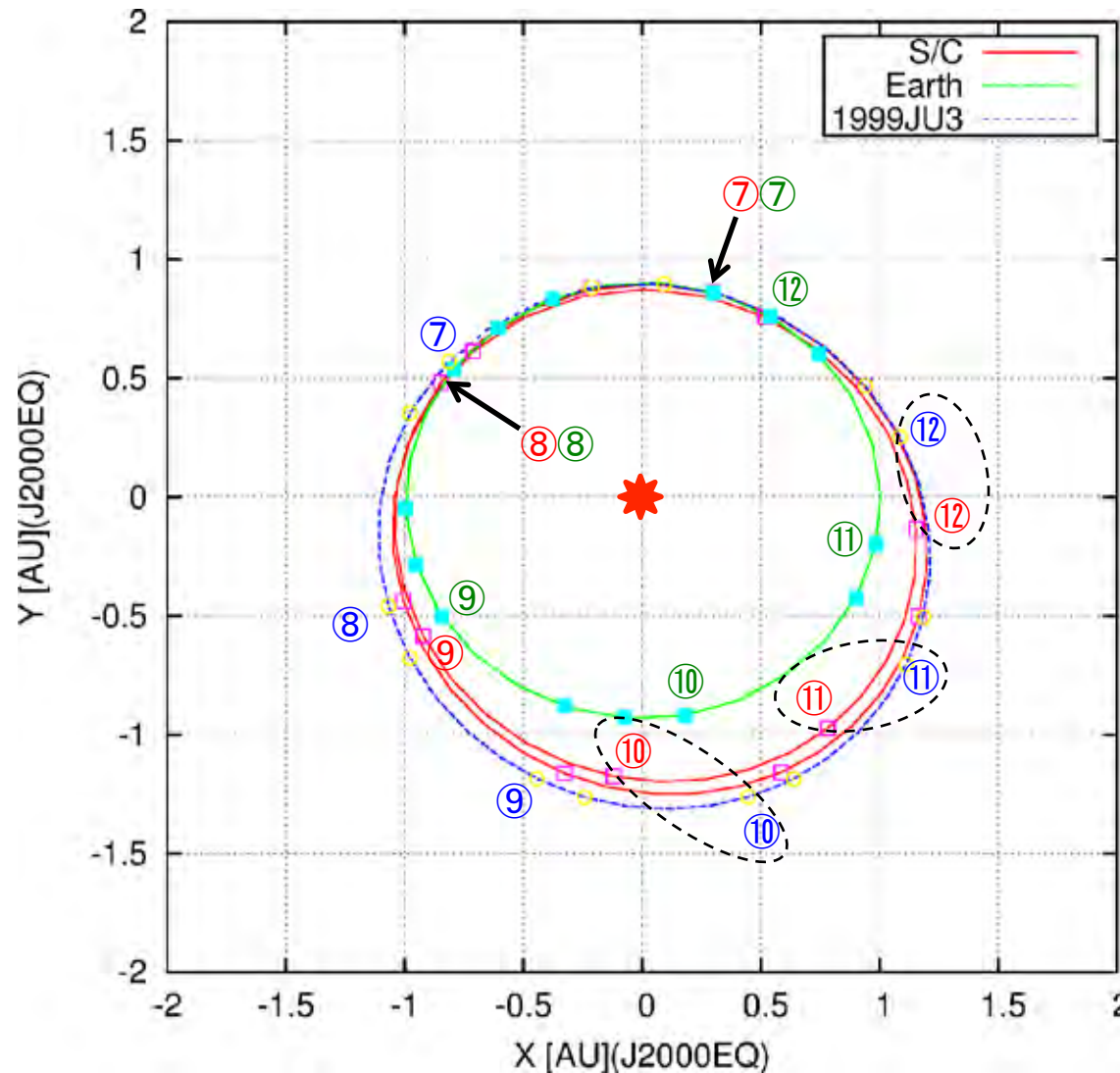
軌道：打ち上げ→地球スイングバイ



(© 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

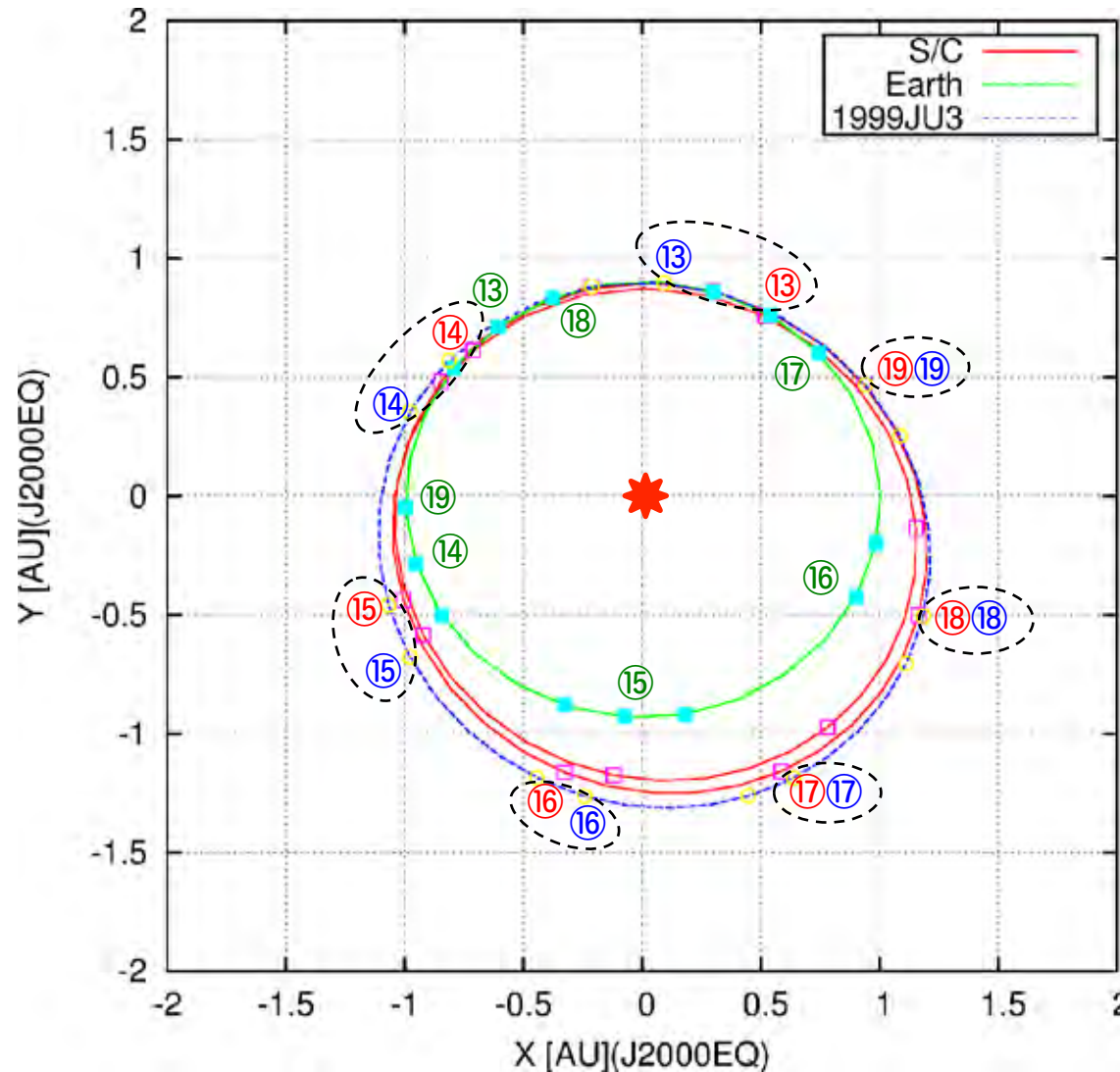
青: 1999 JU3

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1999 JU3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

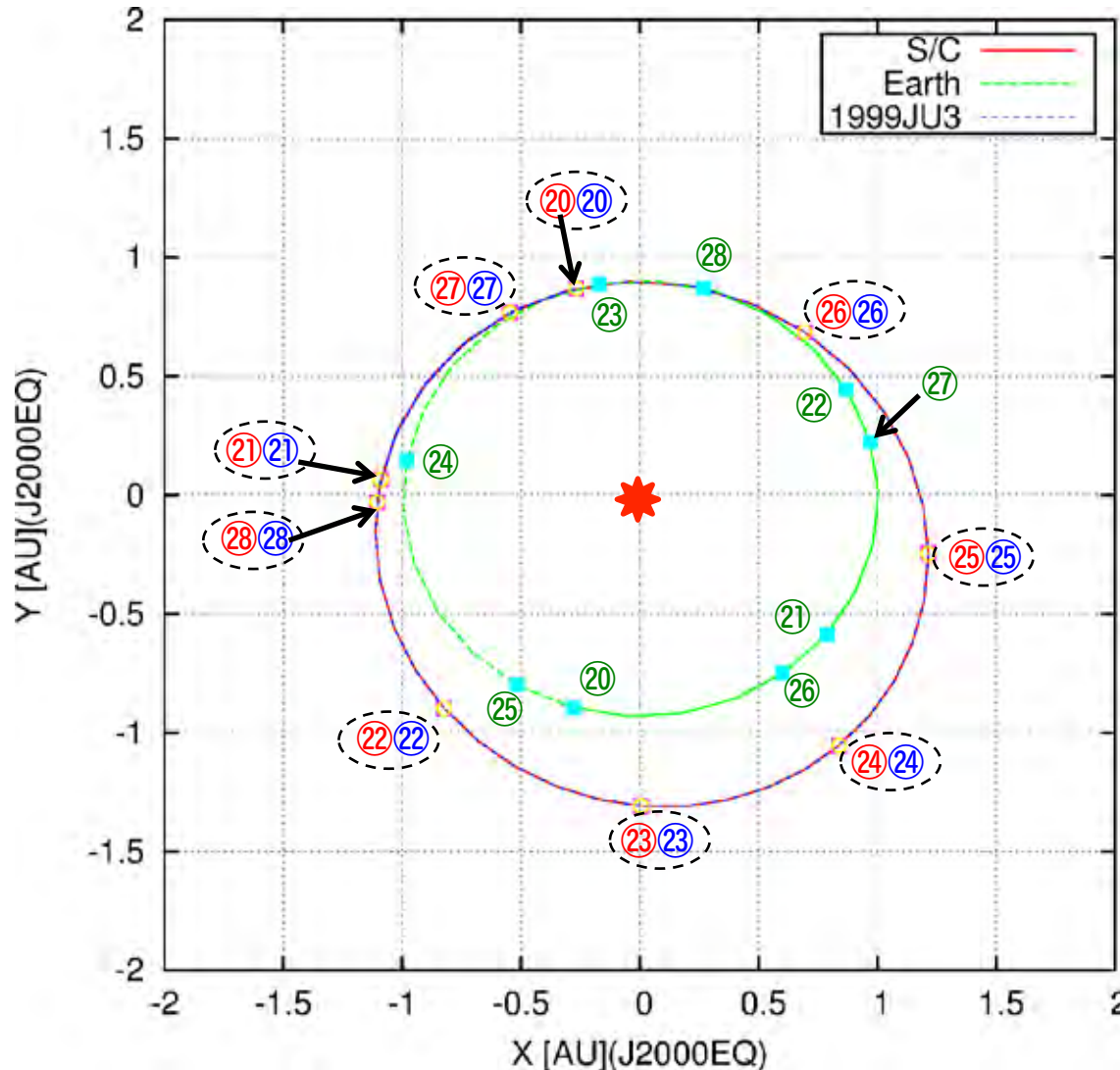
⑲⑲⑲: 2018年 3月

赤: はやぶさ2

青: 1999 JU3

緑: 地球

軌道：小惑星滞在



②②②②: 2018年 6月

②②②②: 2018年 8月

②②②②: 2018年10月

②③③③: 2019年 1月

②④④④: 2019年 3月

②⑤⑤⑤: 2019年 5月

②⑥⑥⑥: 2019年 7月

②⑦⑦⑦: 2019年10月

②⑧⑧⑧: 2019年12月

赤: はやぶさ2

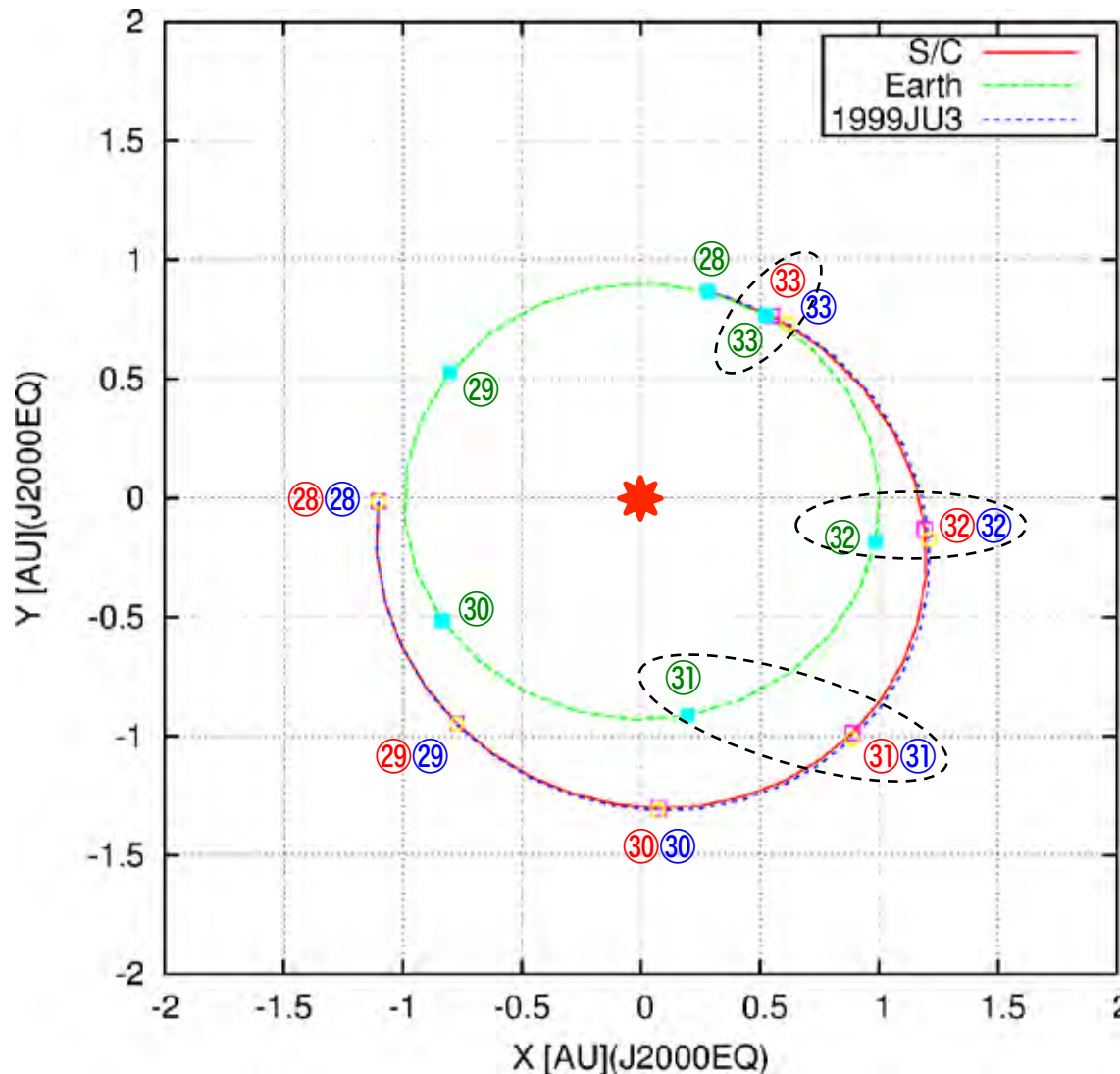
青: 1999 JU3

緑: 地球

(© JAXA)

②②付近で1999 JU3に到着し、その後は②⑧まで1周回以上にわたって、はやぶさ2は1999 JU3と一緒に動く。

軌道：小惑星→地球



②⑧②⑧②⑧: 2019年12月

②⑨②⑨②⑨: 2020年 2月

③①③①③①: 2020年 4月

③②③②③②: 2020年 7月

③③③③③③: 2020年 9月

③④③④③④: 2020年11月

赤: はやぶさ2

青: 1999 JU3

緑: 地球

(© JAXA)

②⑧付近ではやぶさ2は1999 JU3から出発し、その後、③④まで一気に地球に接近し、③④付近でカプセルを地球に戻す。

回転座標系における軌道

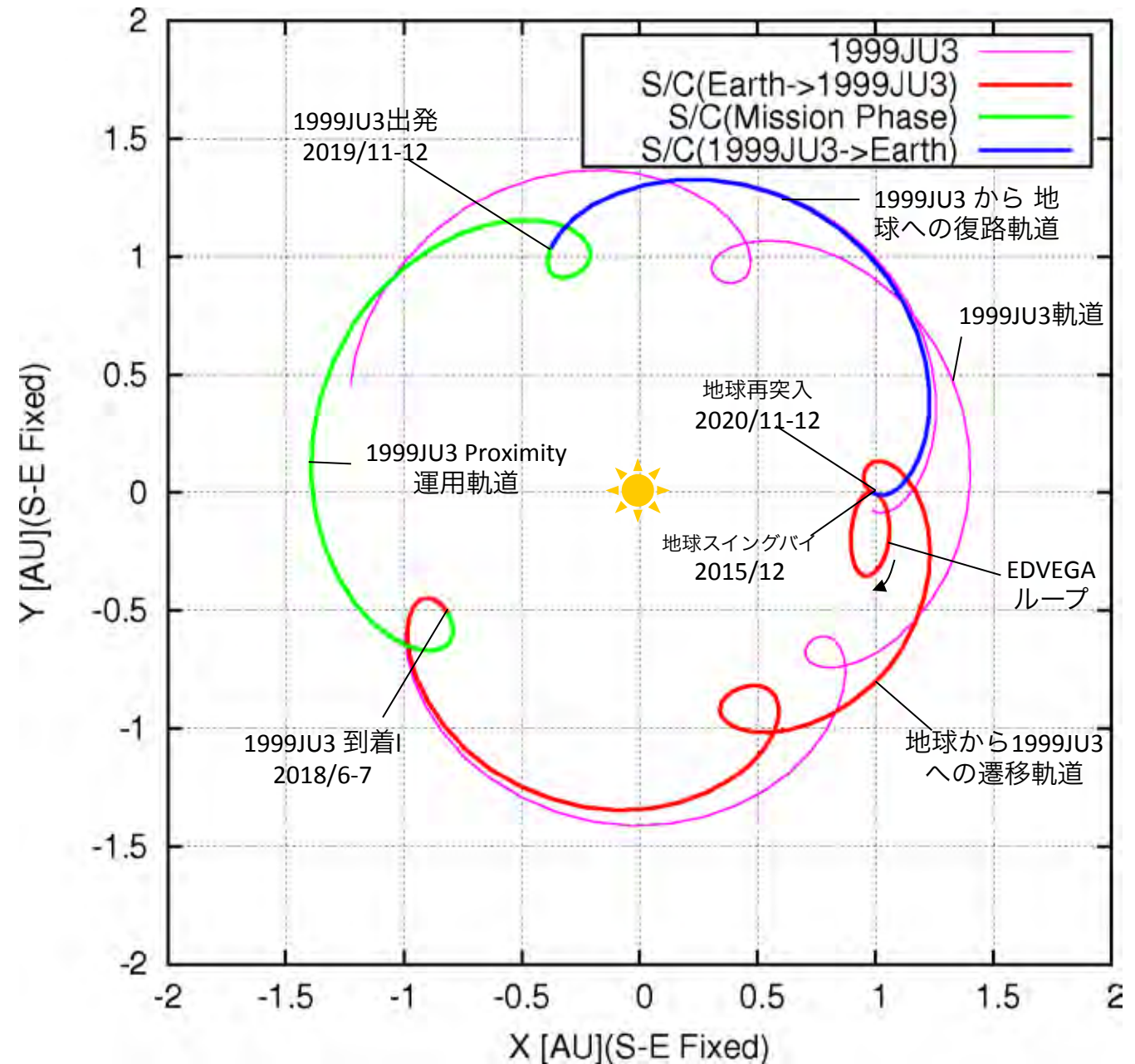
地球出発 2014/12
 地球スイングバイ 2015/11-12
 1999JU3 到着 2018/6-7
 1999JU3 出発 2019/11-12
 地球再突入 2020/11-12

$C3=21\text{km}^2/\text{秒}^2$
 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)



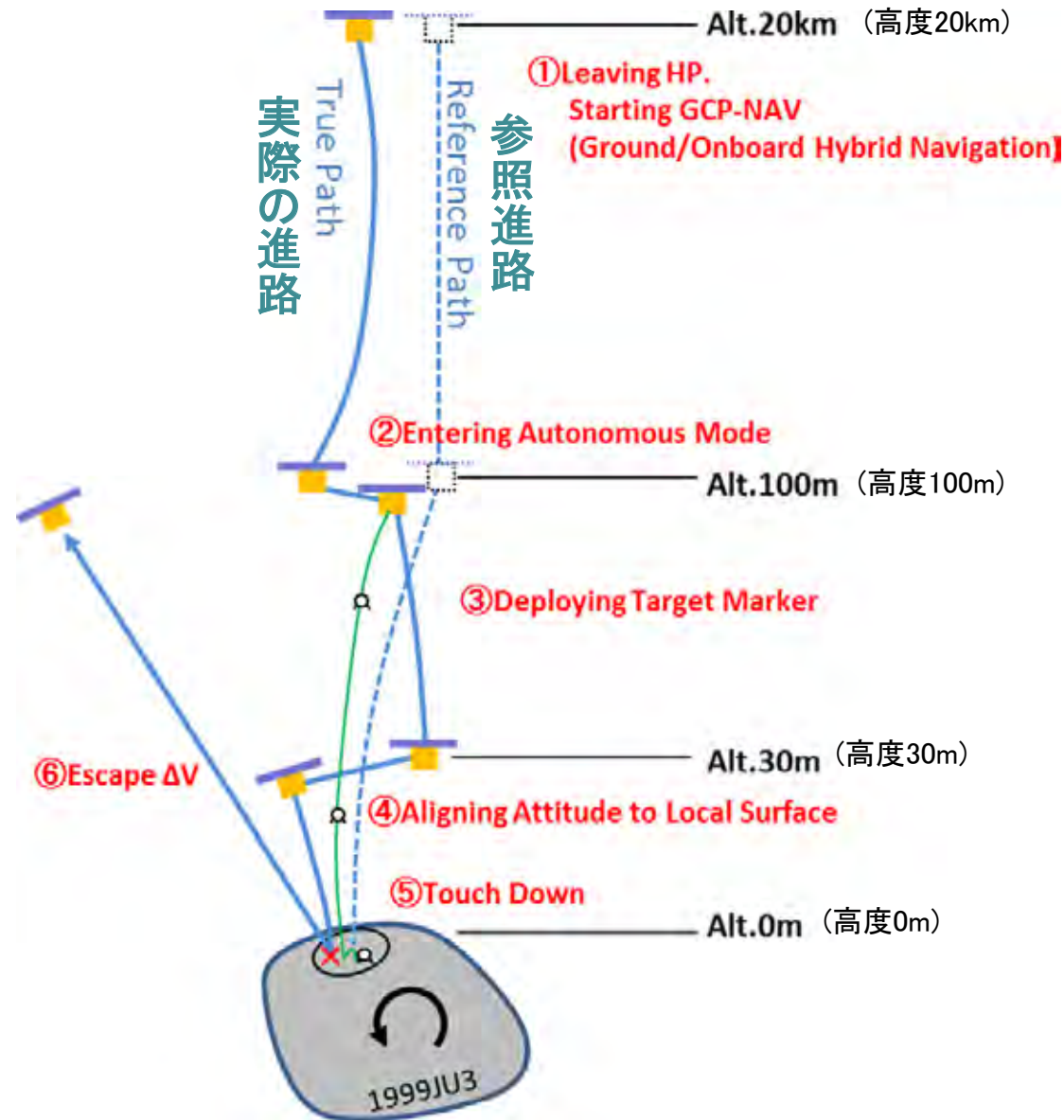
サンプリング運用シーケンス

- 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

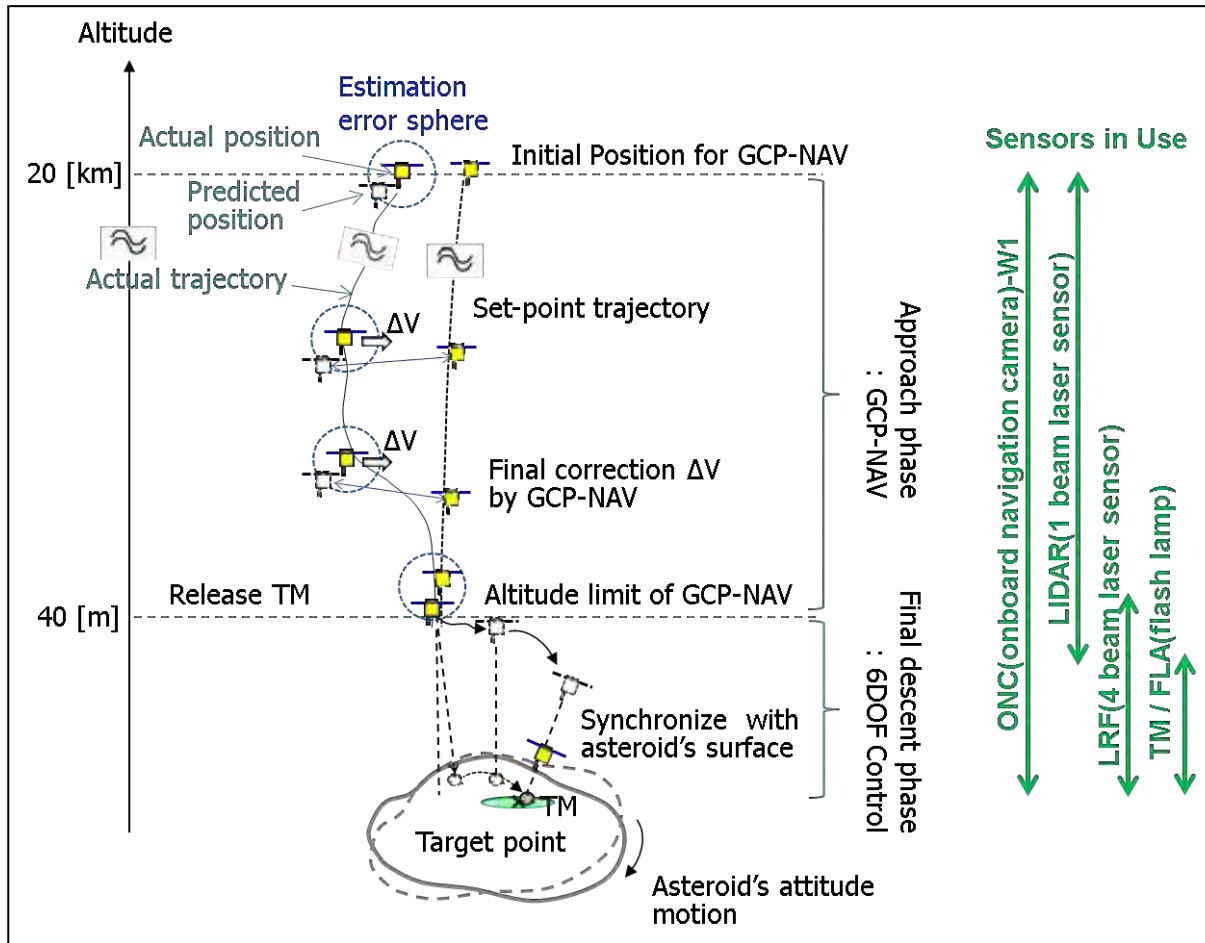


自動・自律技術
||
GSP、GCP-NAV

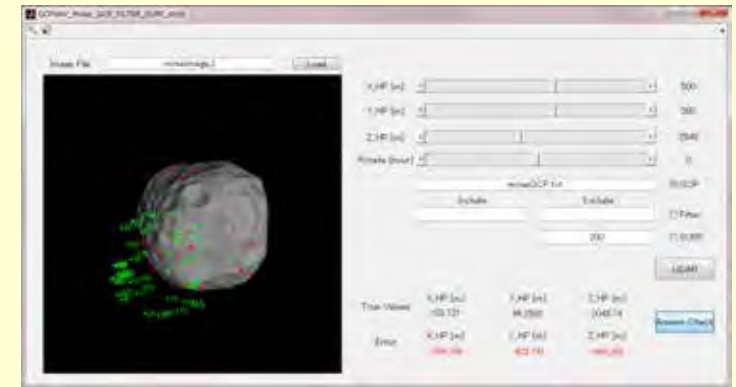
(© JAXA)



自動・自律技術：GSP、GCP-NAVとは



- 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。



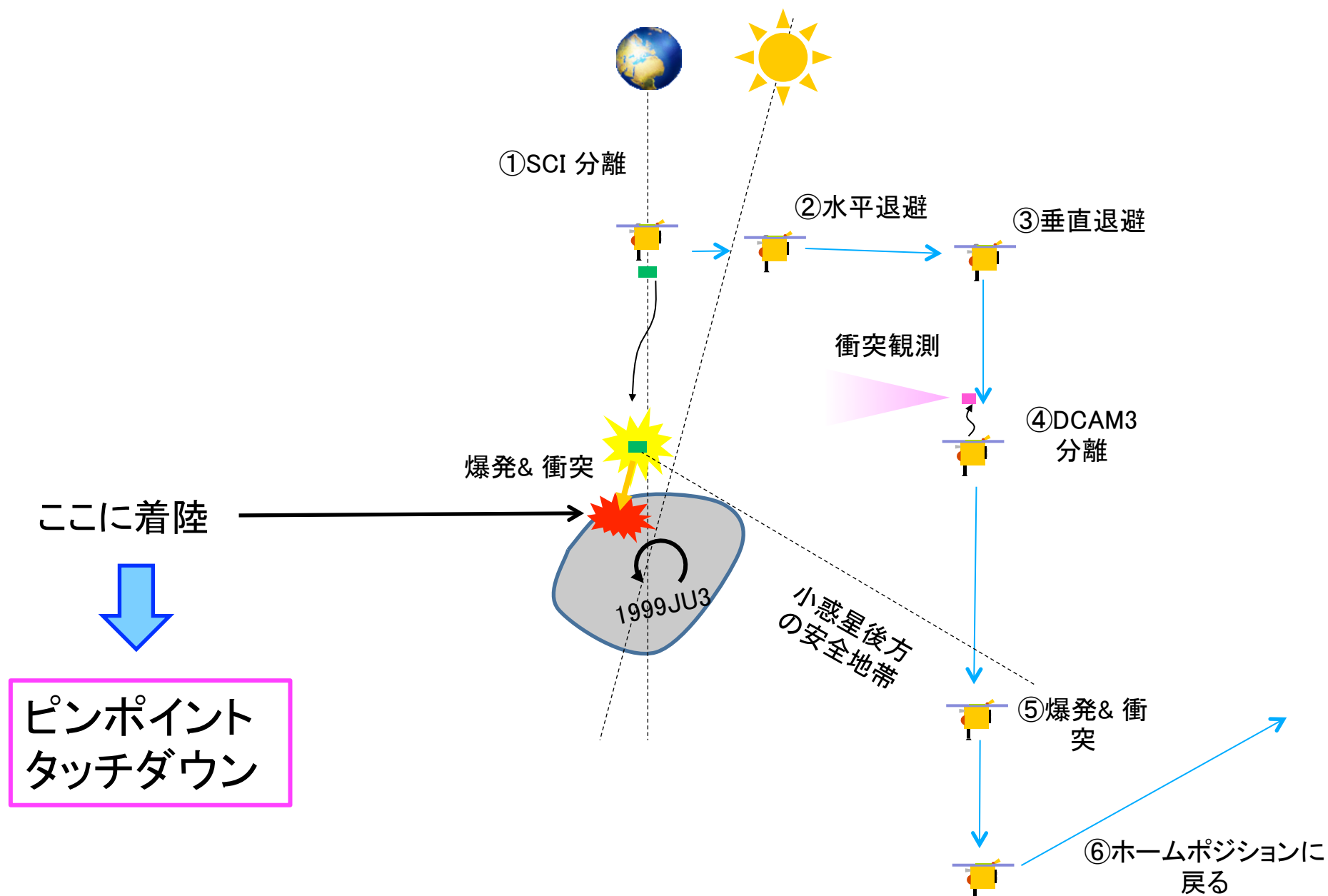
GCP-NAV運用画面例

- 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。
- ✓ 小惑星の表面状態や光の反射度等、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。

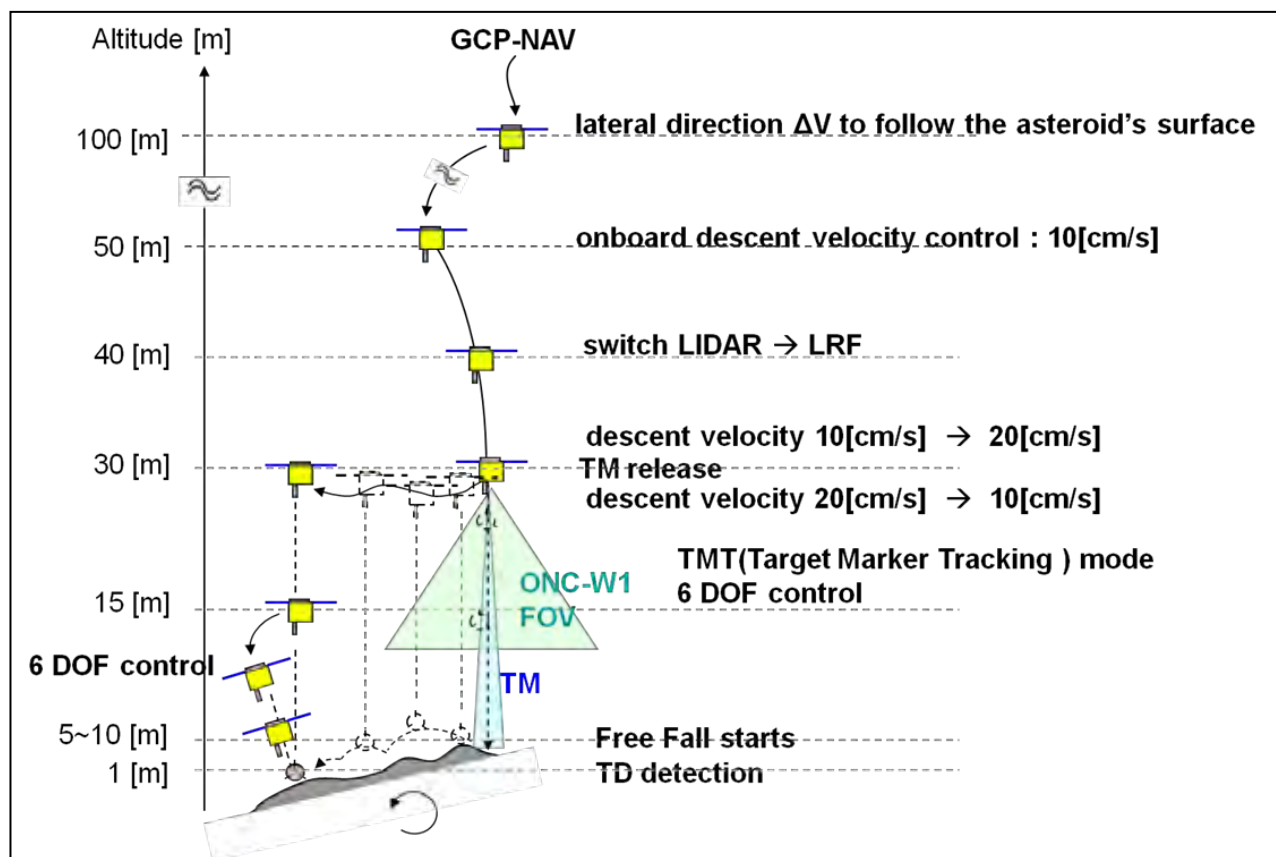
(© JAXA)

衝突装置運用シーケンス



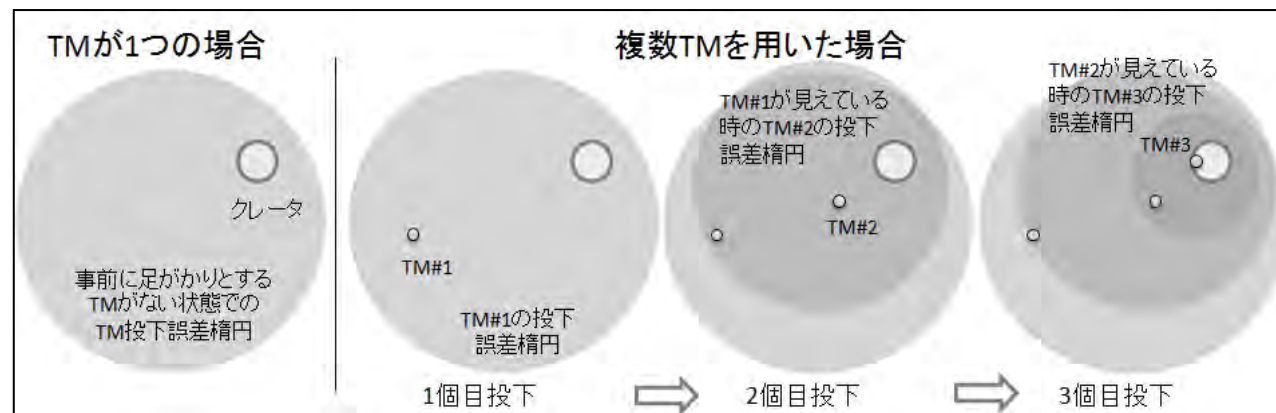
(© JAXA)

ピンポイントタッチダウン



• ターゲット・マーカ(TM)

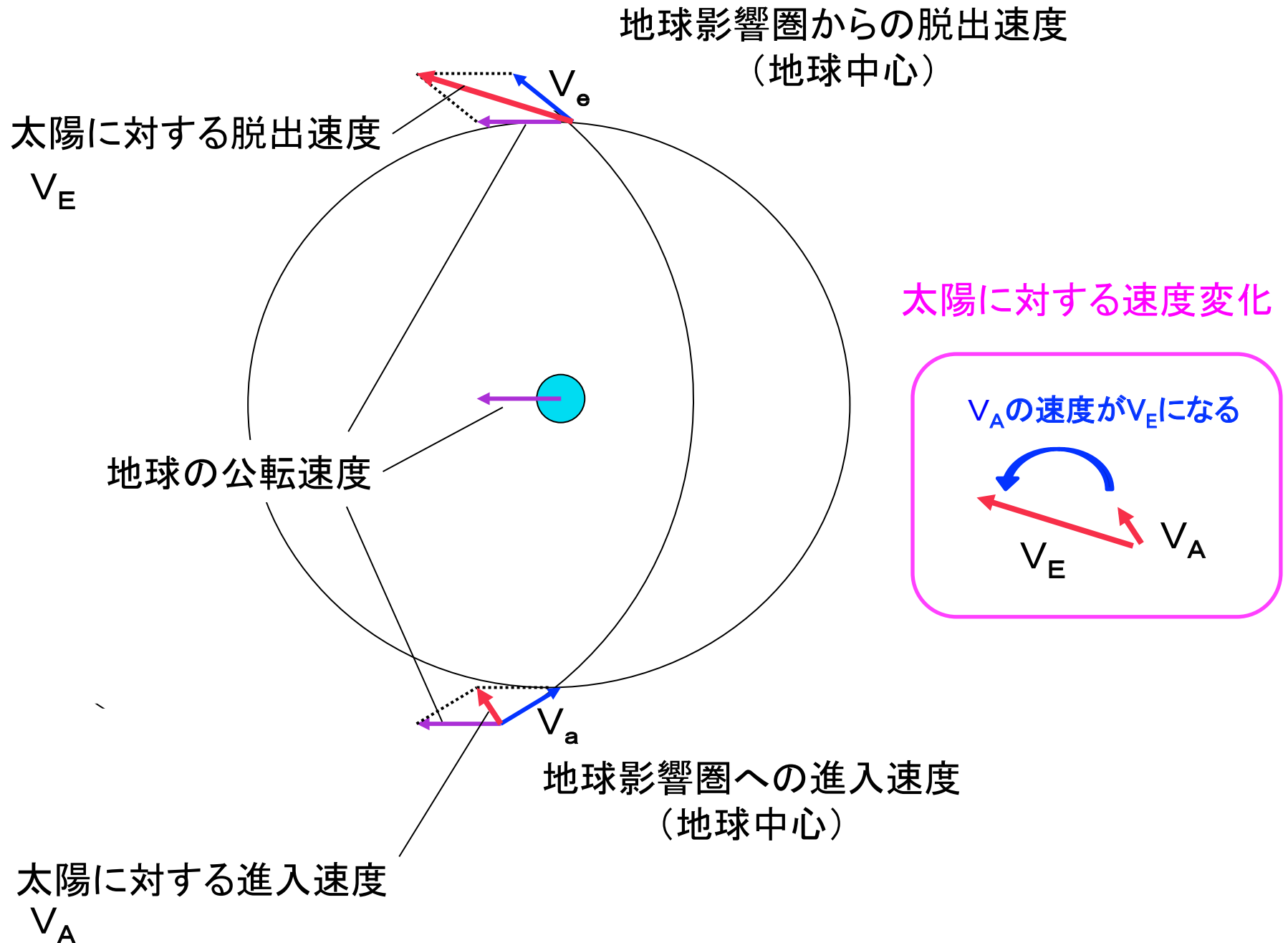
- ✓ 高度数十メートルでTMを分離し、TMにフラッシュランプを断続的に照射しながらカメラで撮像する。
- ✓ フラッシュランプ照射時の画像と非照射時の画像の差分をとり、TMを抽出することで、地表の模様や太陽光などに影響を受けにくい確実な認識を行う。
- ✓ 認識したTMに向かい、レーザ測距計から得られる地表との距離姿勢情報も使いながら降下する。
- ✓ 燃料消費を抑えながら、高い目標追従を行う6自由度(位置+姿勢)ガスジェット噴射制御もキー技術



• 複数TMの利用

- ✓ 人工クレーター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。
- ✓ 人工クレーター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。

参考: スイングバイの原理



探查对象小惑星

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：

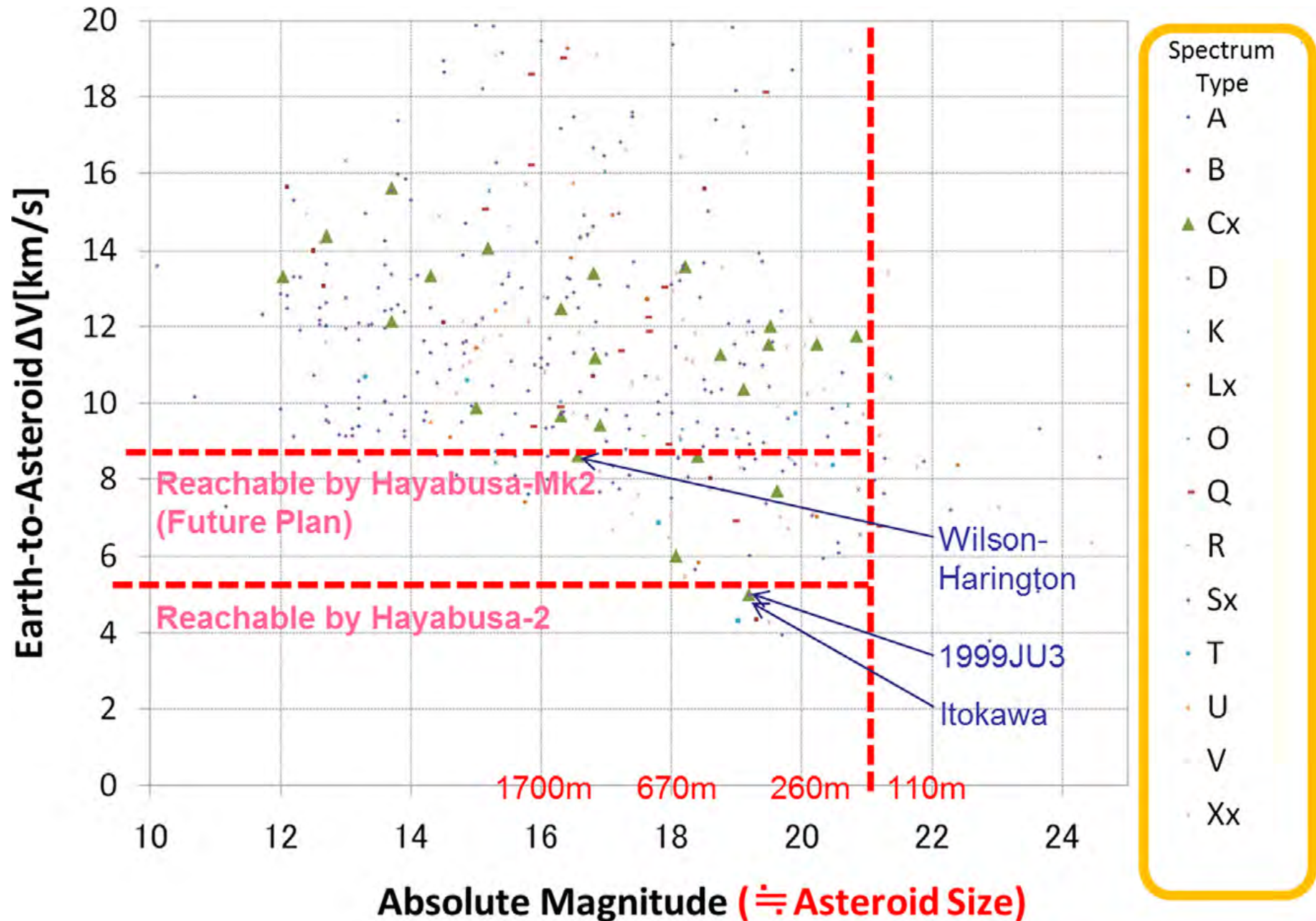
- ・サイエンス目標
「はやぶさ2」ではC型小惑星
- ・工学としての条件
「はやぶさ2」の能力で往復できる
→ 軌道の大きさや傾きに制限
「はやぶさ2」の能力でタッチダウンできる
→ 小惑星の大きさや自転周期に制限

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)以外には適した天体は見つかっていない。

地球から小惑星への必要増速度と小惑星の絶対等級

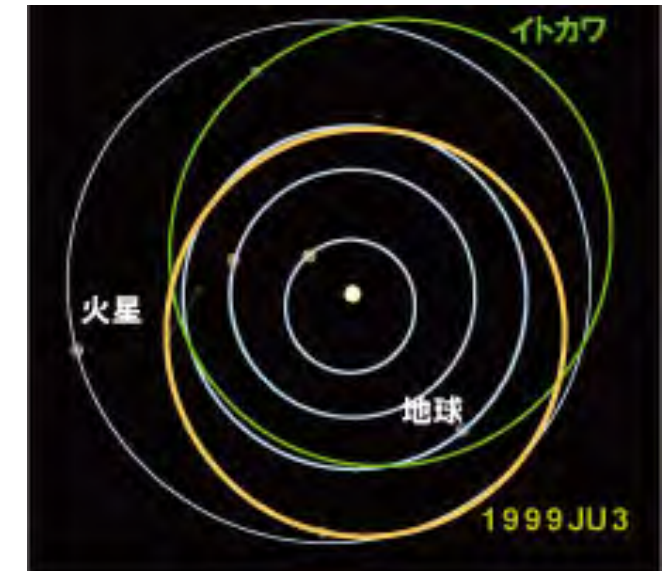


探査対象小惑星の特徴

2014年10月の時点での情報

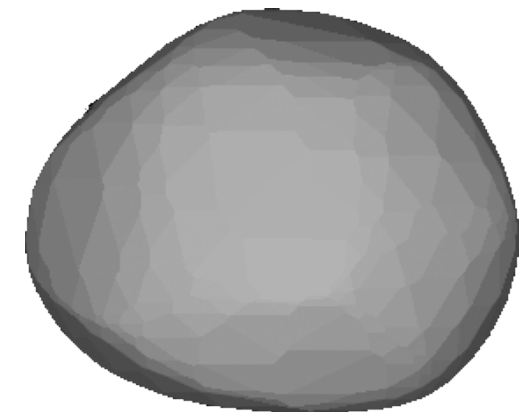
名称	: まだ名前は無い
確定番号	: 162173
仮符号	: 1999 JU3
	1999年5月に発見された小惑星
大きさ	: 約900 m
形	: ほぼ球形
自転周期	: 約7時間38分
自転軸の向き	: 正確な推定が困難
反射率	: 0.05 (反射率が1に比べて 小さい＝黒っぽい)
タイプ	: C型(水・有機物を含む物質 があると推定される)
軌道半径	: 約1億8千万km
公転周期	: 約1.3年
密度・質量	: 現時点では不明であるが、 $0.5\text{--}4.0\text{g/cm}^3$ の密度を仮定している。 質量は $1.7 \times 10^{11}\text{kg} \sim 1.4 \times 10^{12}\text{kg}$ 程度。

小惑星1999 JU3の軌道



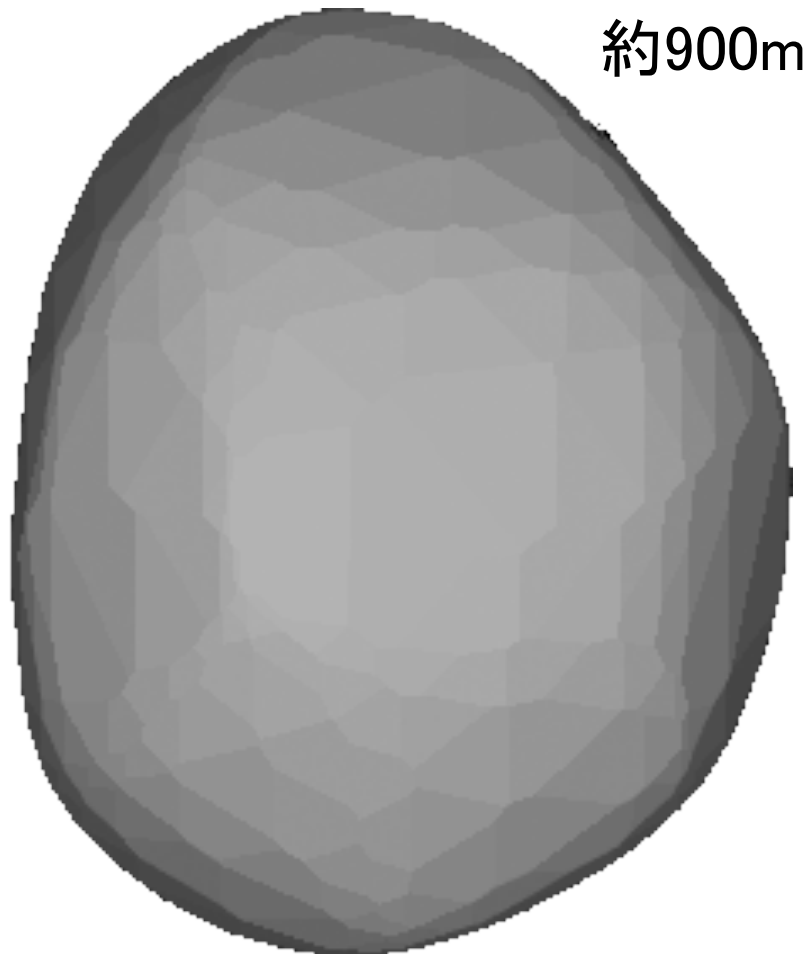
(© JAXA)

推定された形状



(T. Mueller氏による推定形状を
会津大が可視化したもの)

イトカワと1999 JU3の大きさの比較



634m

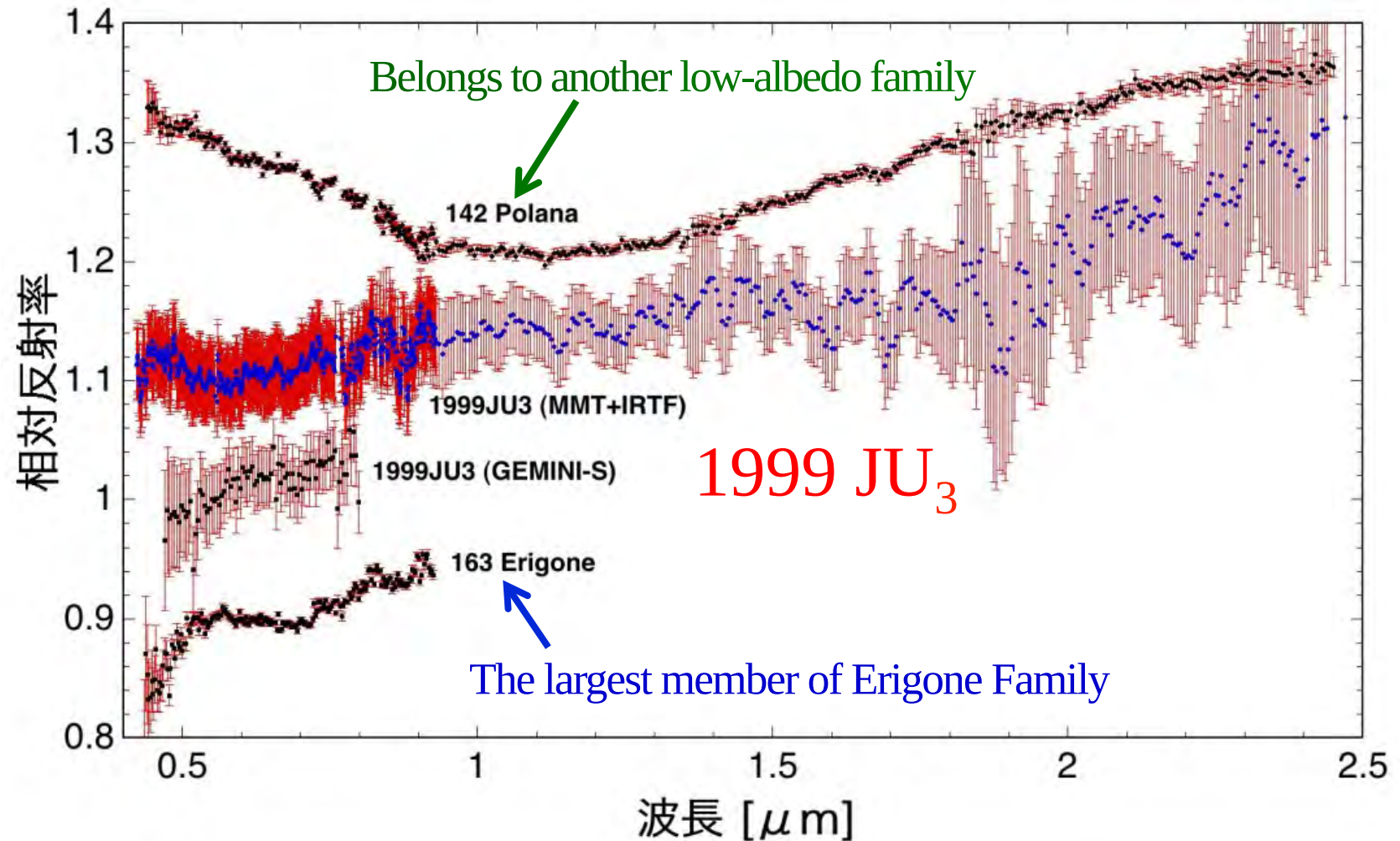


535m



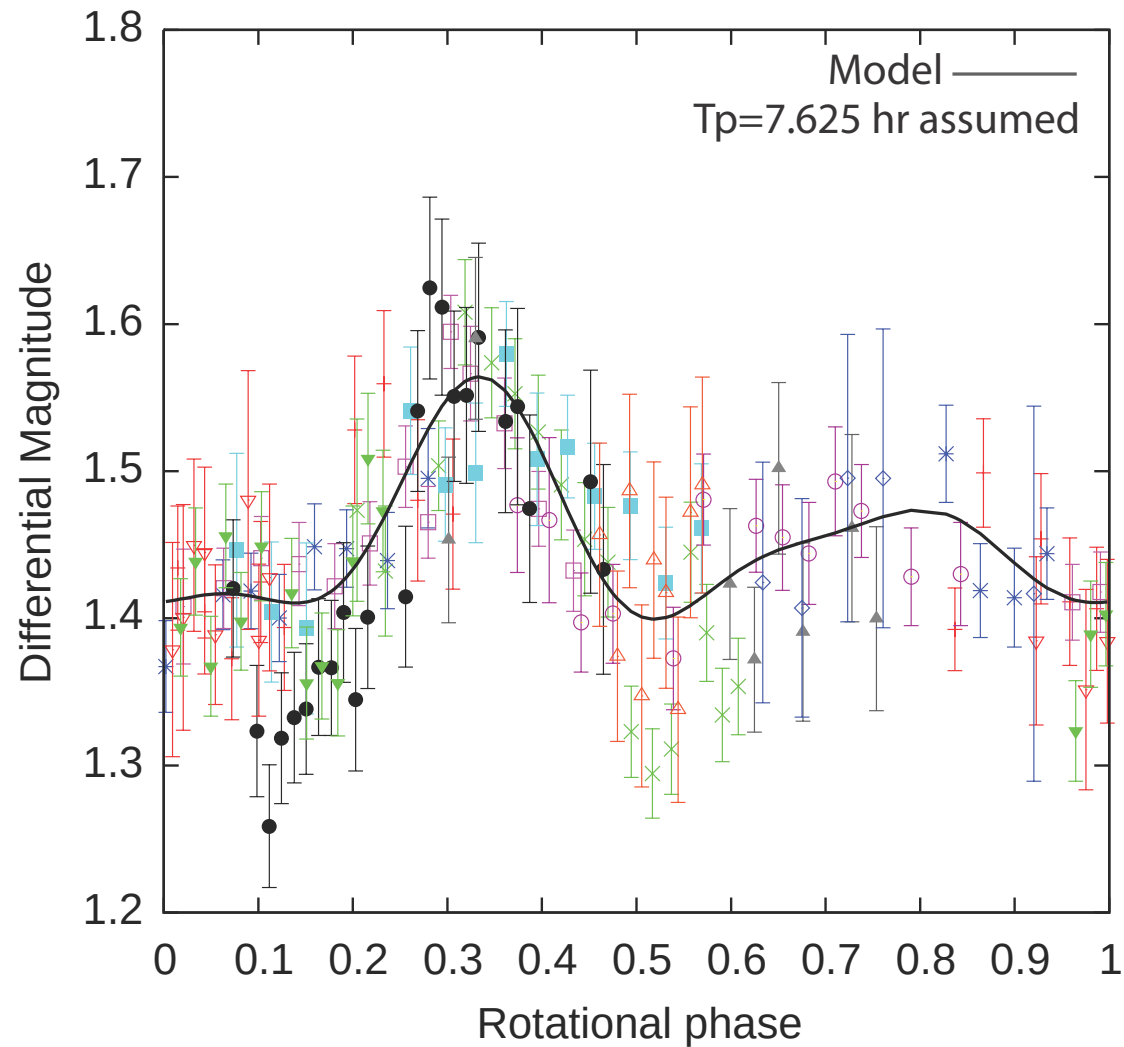
333m

(162173) 1999 JU3のスペクトル



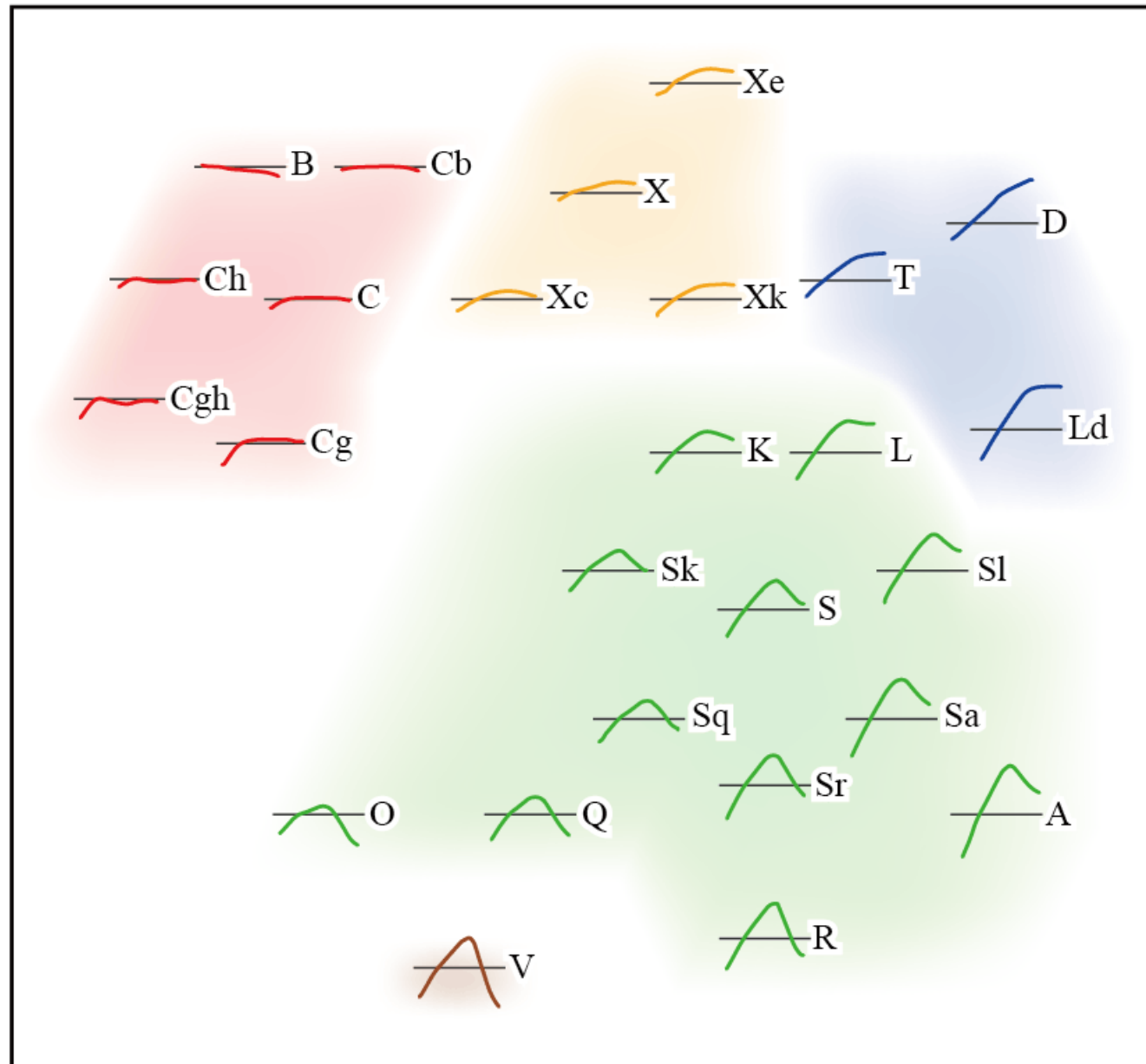
(Viras 2008, Sugita+ 2012, Abe+ 2008らのデータより)

(162173) 1999 JU3のライトカーブ



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

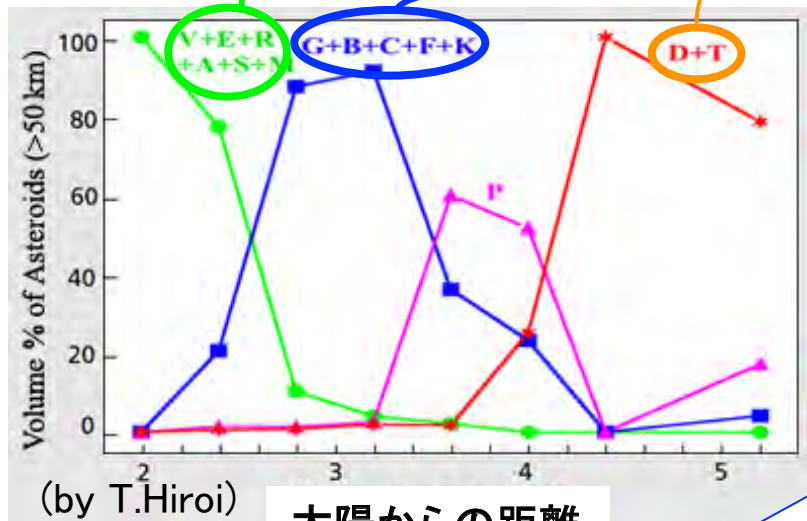
参考：小惑星のスペクトル型による分類



(Bus & Binzel 2002)

参考：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

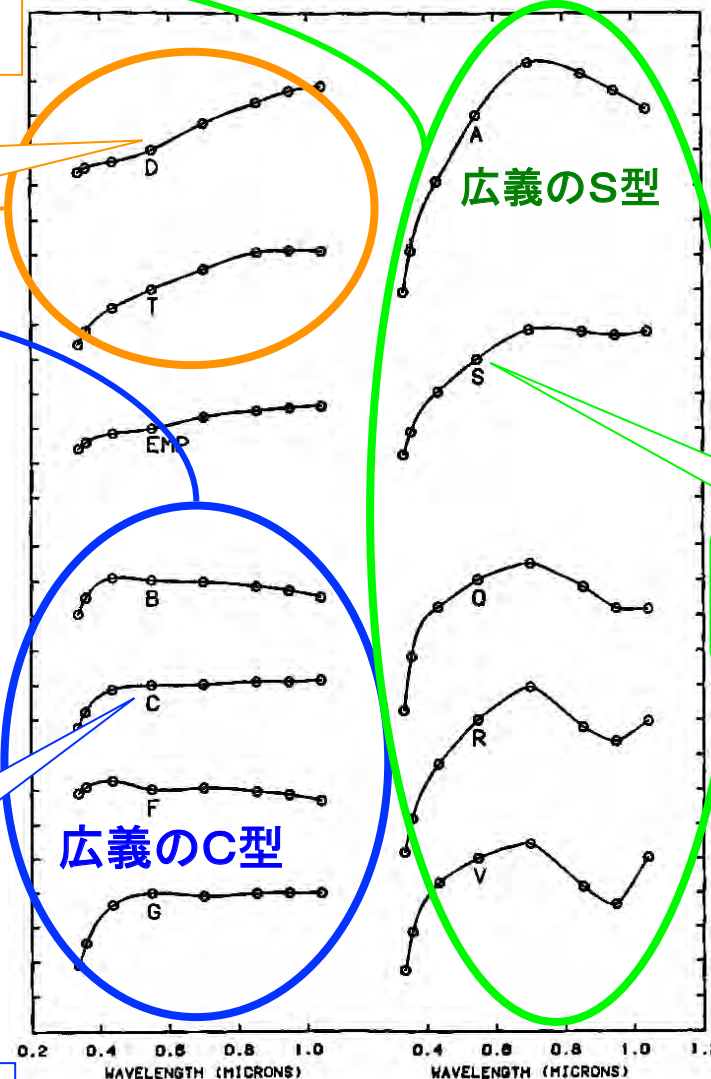


- ・有機物や含水鉱物に富む
- ・炭素質コンドライト

C-type

- ・より始原的な天体
- ・タギシュレイク隕石？

D-type

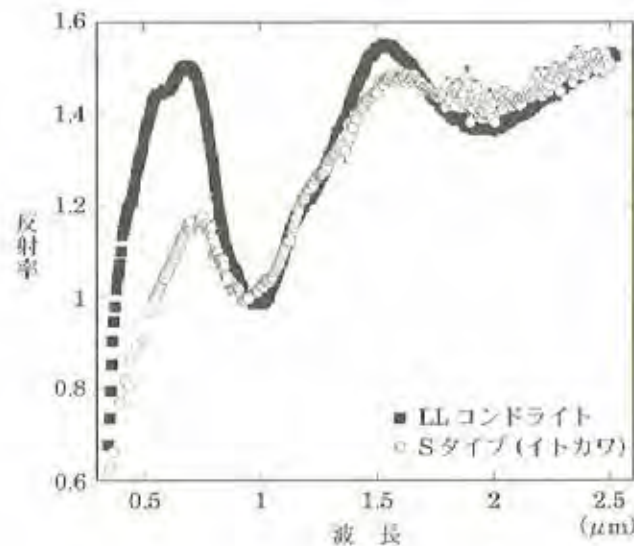


- ・岩石質
- ・普通コンドライト

(by D. Tholen in ASTEROID II)

参考：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。



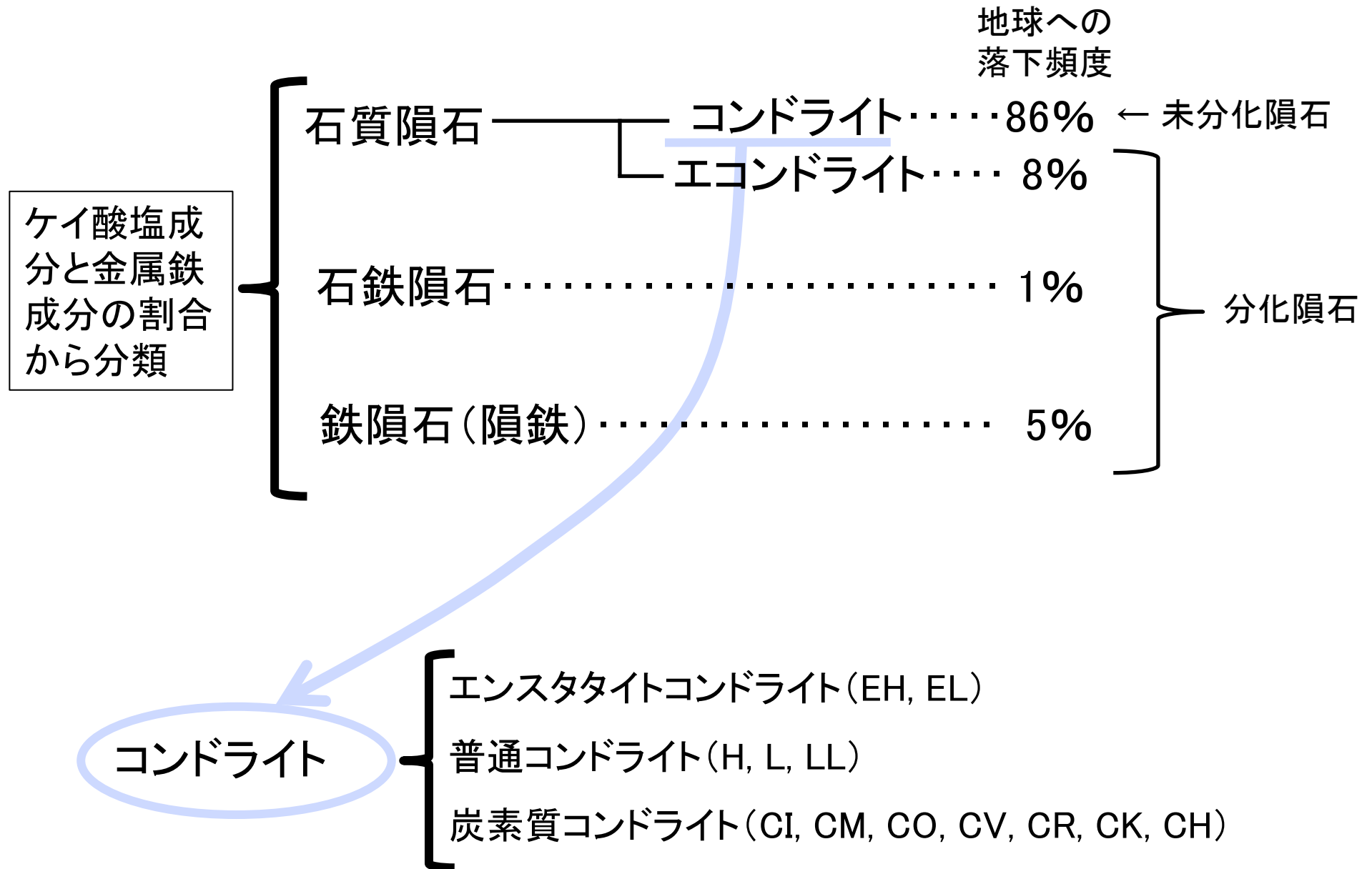
(太陽系と惑星、日本評論社より)

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。

参考：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	0.4–0.9 μmでは、反射率が緩やかに増加。 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。 反射率が~ 0.1はMタイプ 反射率が~ 0.4はEタイプ	小惑星帯全体に存在。	鉄隕石 変成したタギシュレイク隕石 エンスタタイトコンドライト エコンドライト オーブライト
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	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。 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	小惑星帯の小惑星で数%。	玄武岩質隕石であるHED隕石と似ている。 小惑星ベスタ起源か。

参考：隕石の分類



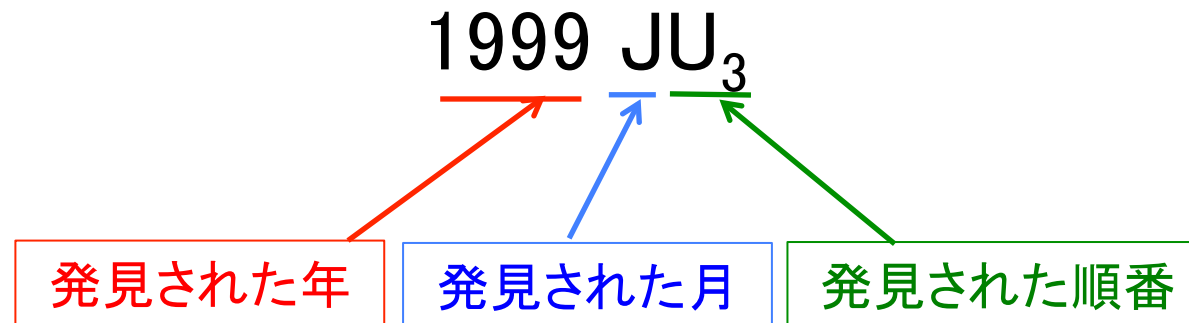
参考：小惑星の命名について

- 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

参考：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。・・・

※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。

※ I(アイ)は使わない

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

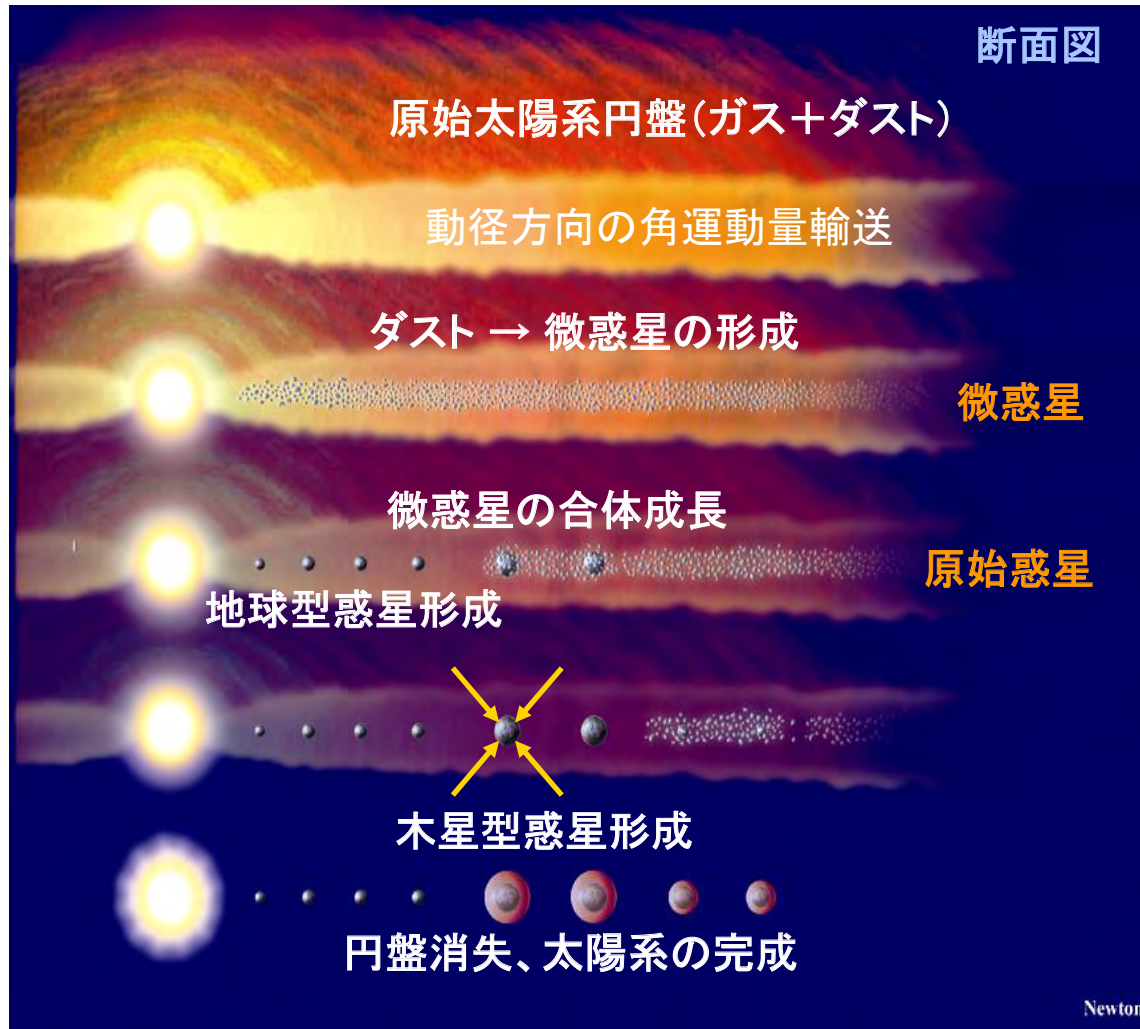
■隕石のキャリブレーション(校正)をする

- ・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



(背景の図はNewton Pressより)

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？

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。



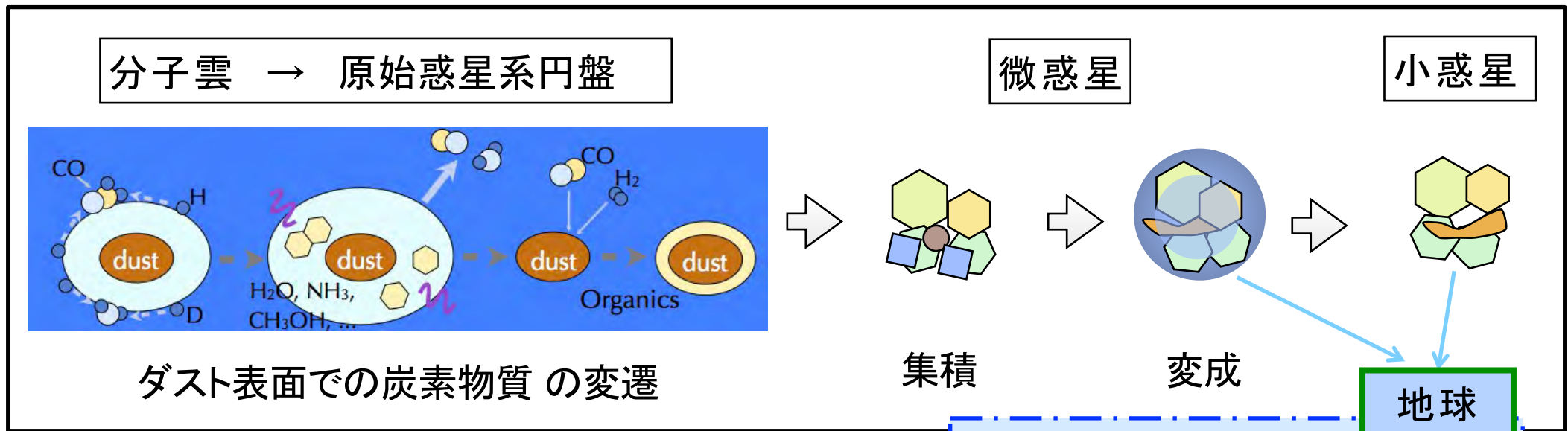
最終的に、惑星本体、海、生命となった物質の解明

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

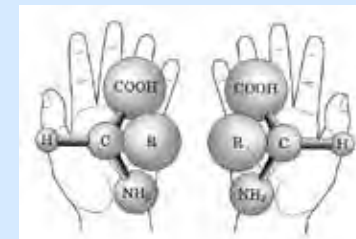
水や有機物などの揮発性物質は、分子雲の中で塵(ダスト)表面で作られ、原始太陽系円盤内や微惑星で水質変成・熱変性を受けて変化し、最終的に地球に蓄積して地球生命の材料になったと考えられる。この過程で、どのような物質が存在したのかを解明する。



鉱物-水-有機物相互作用



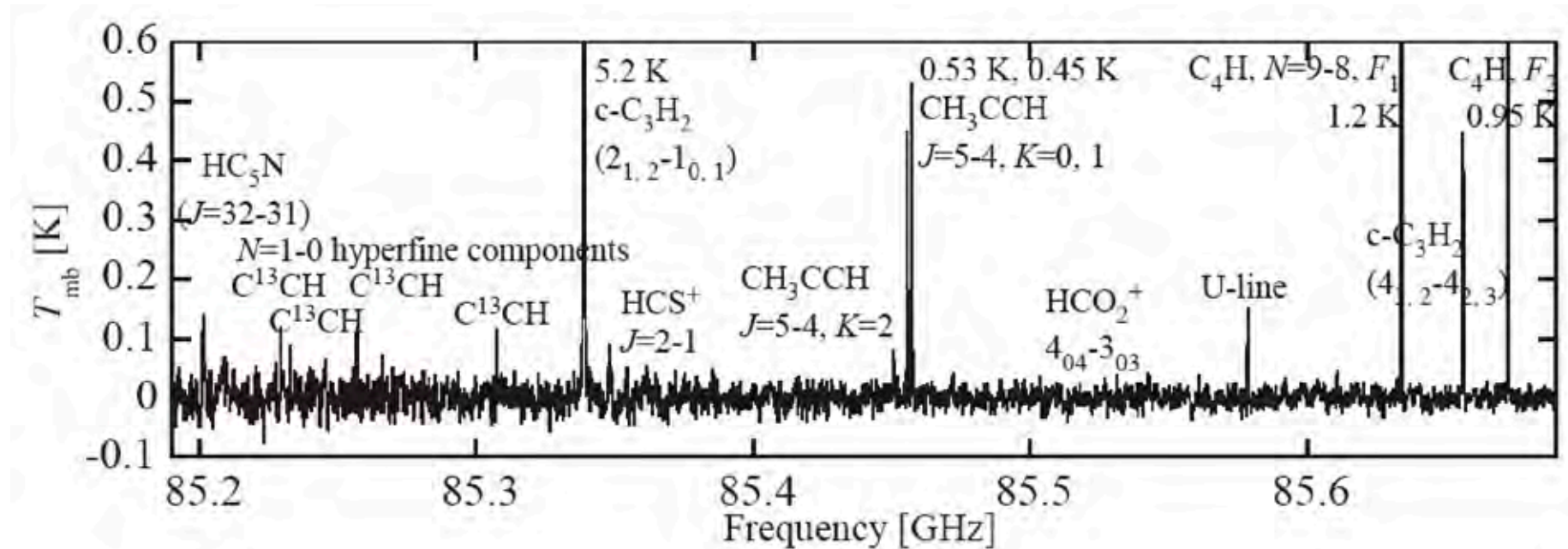
アミノ酸のキラリティー(鏡像異性体)



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



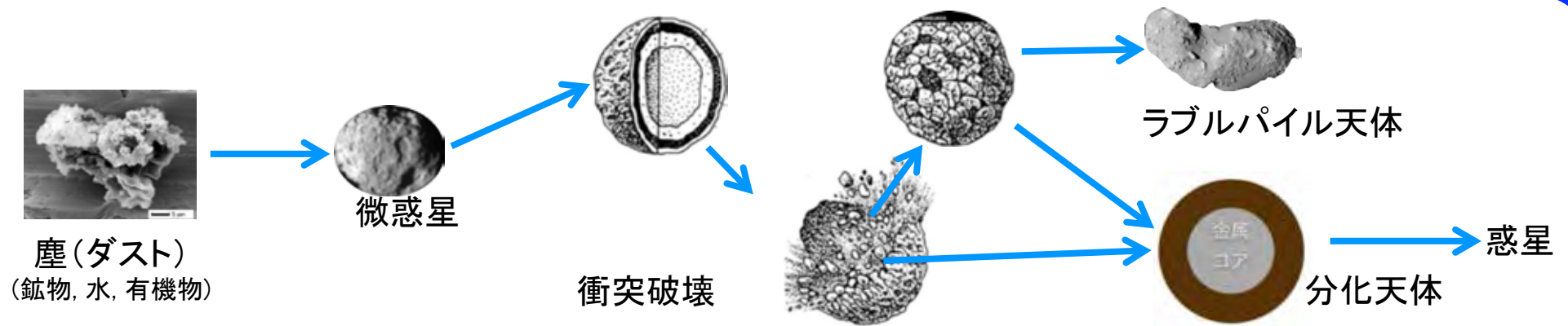
(坂井 (2011) 遊星人より)



「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

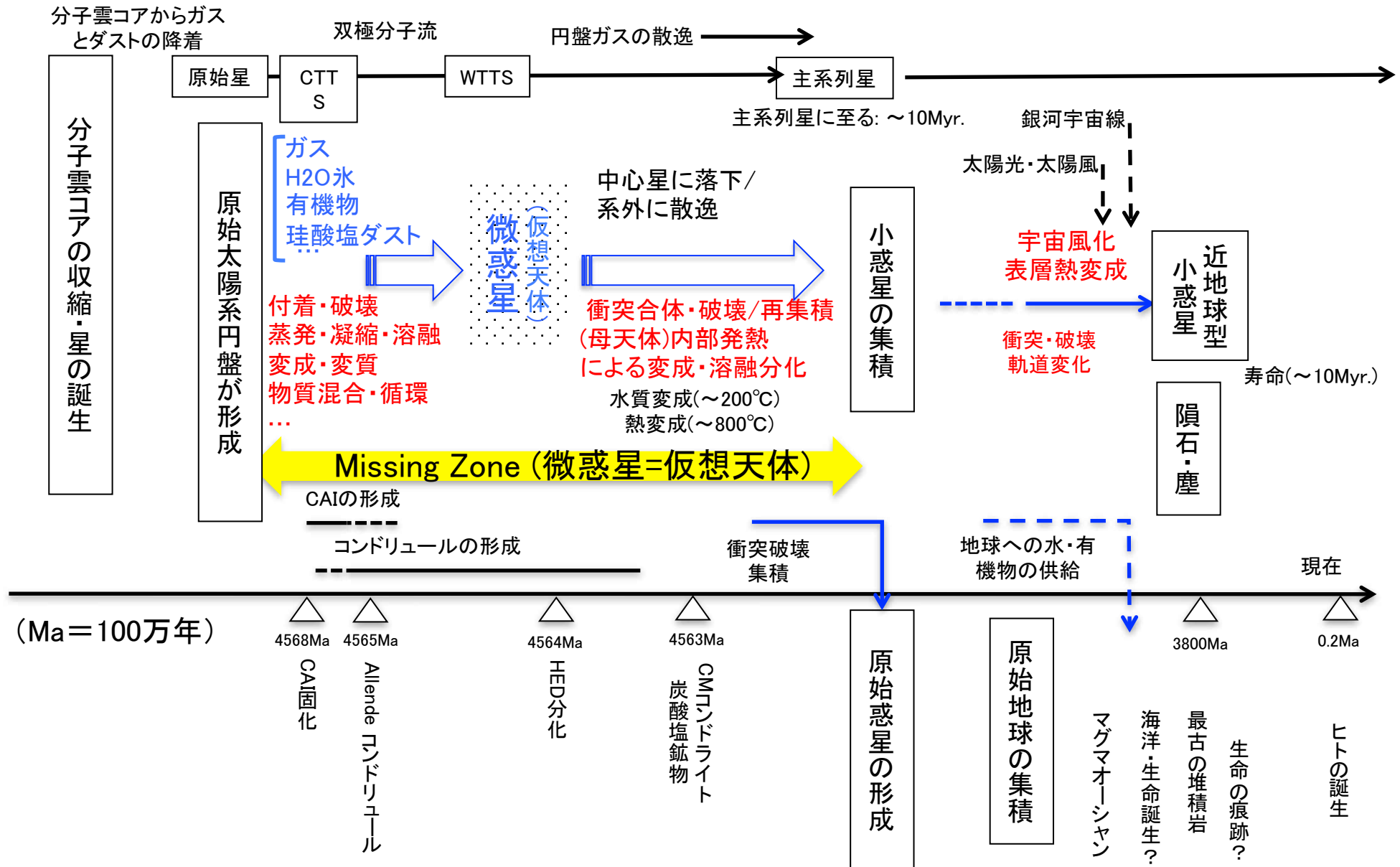
小惑星に刻まれた初期太陽系内の出来事を調べ、
惑星形成過程を読み解く

Missing Zone
の解明

太陽

小惑星

地球



主な機器

電気推進系(イオンエンジン)

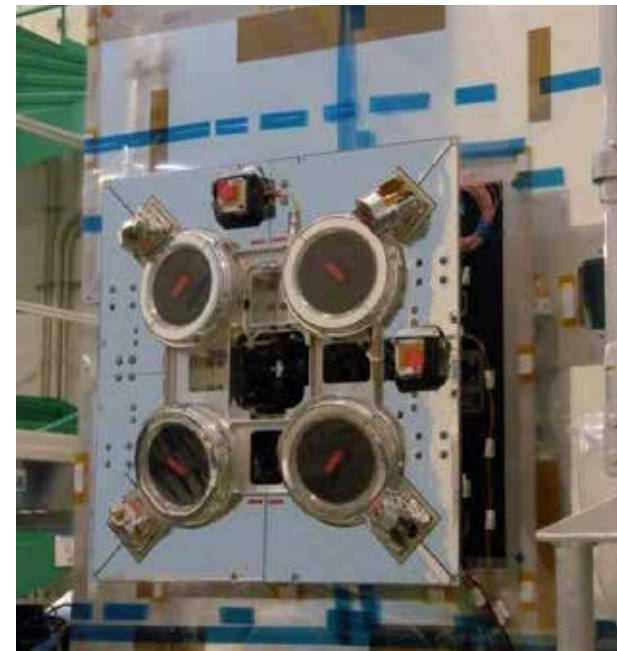
- 名称: $\mu 10$
- キセノン※をプラズマ(イオン)にし、電圧をかけて加速して噴射する。
- イオンの生成には、マイクロ波放電方式を用いている。
- 4台搭載し、最大で3台の同時運転を行うことで、最大で28mNの推力を発生する。
- キセノンは約60kg搭載し、合計で2km/s程度の加速を行う。
- 地球から小惑星また小惑星から地球へのクルージング時の軌道変更に使われる。

※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。



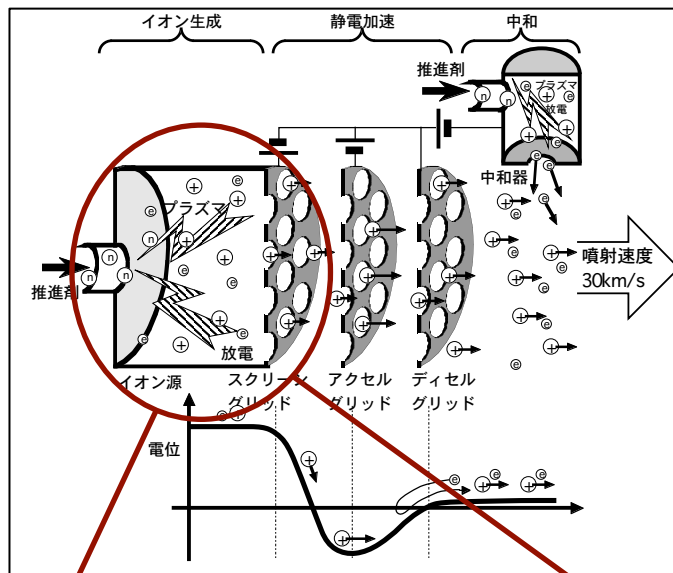
フライトモデルの真空チェンバ内での
噴射試験の様子



はやぶさ2イオンエンジン

(© JAXA)

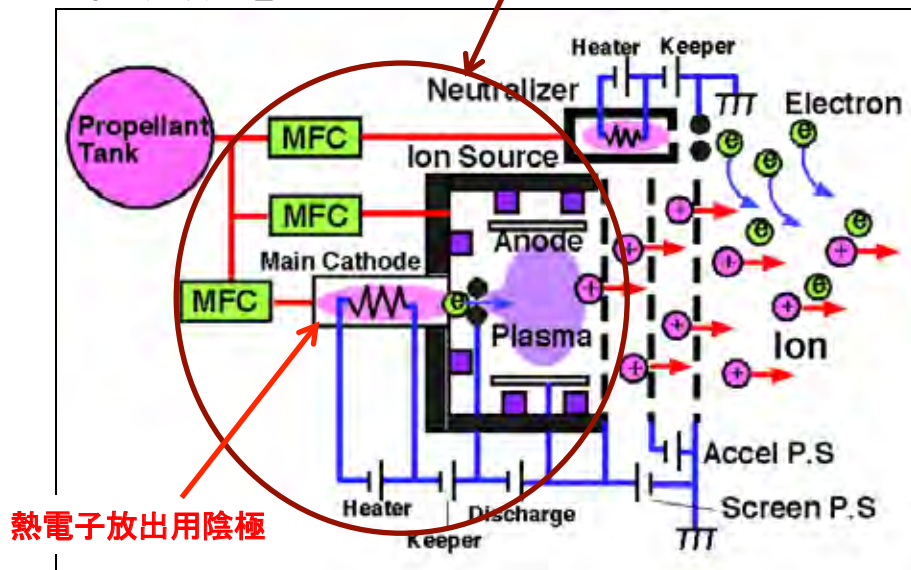
参考：イオンエンジンのしくみ



(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)

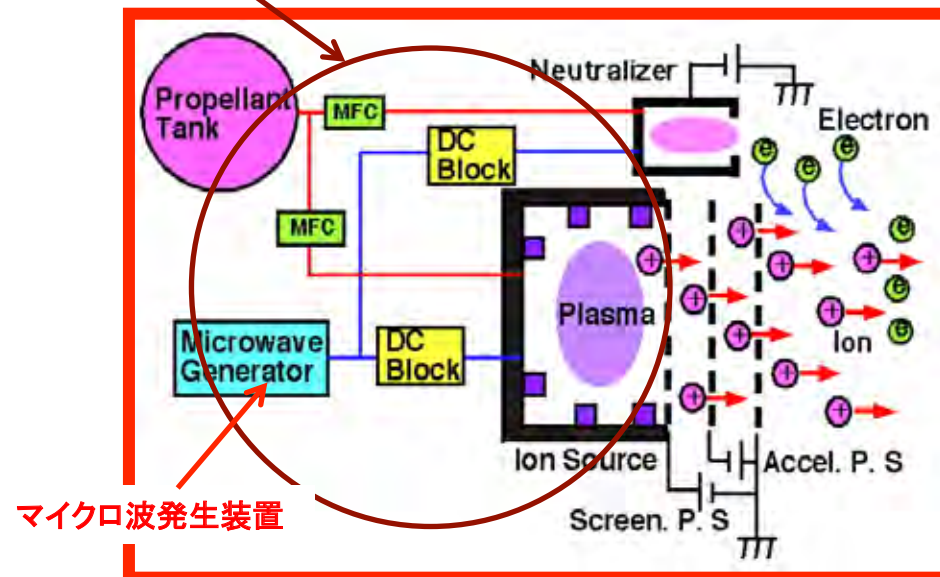
イオン生成部の方式の違い

直流放電方式



注) 米国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イオンエンジンだった。

マイクロ波放電方式



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。



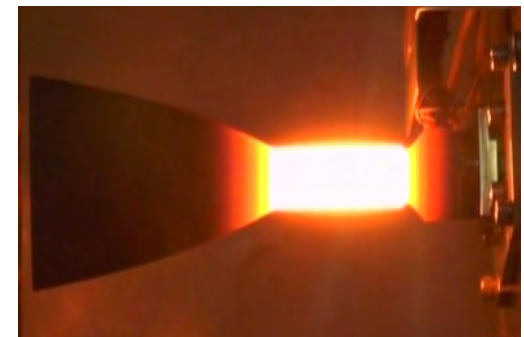
スラスタの位置を赤い丸で示した。見えてないものとして、下面奥に1つ、カプセルと反対の面（イオンエンジンの面）の上下の辺の中間に1つずつあるので、合計12個のスラスタがある。

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)

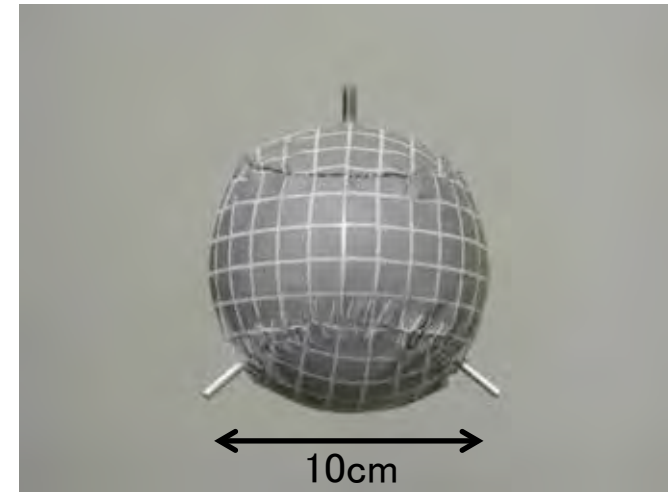
⑤その他航法用機器

- ・ 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
AOCPP: 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っ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)

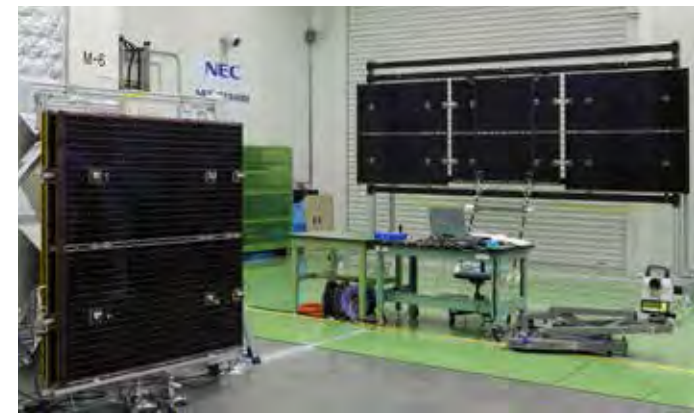
- SAP 発生電圧を降圧安定化制御してPCU経由で搭載機器へ供給

■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)

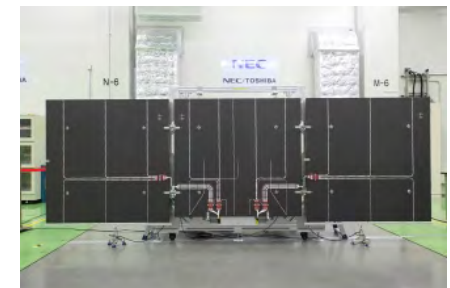
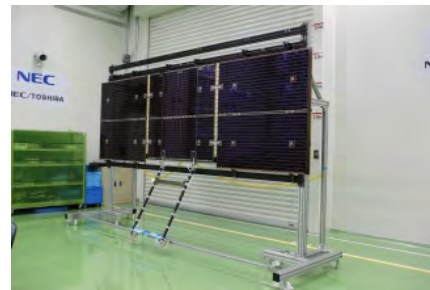
- 日陰中等必要時にPCU経由で放電
- 13.2 Ahリチウムイオン電池を11直列構成



太陽電池パドルの外観
(左: 収納時、右: 展開状態)

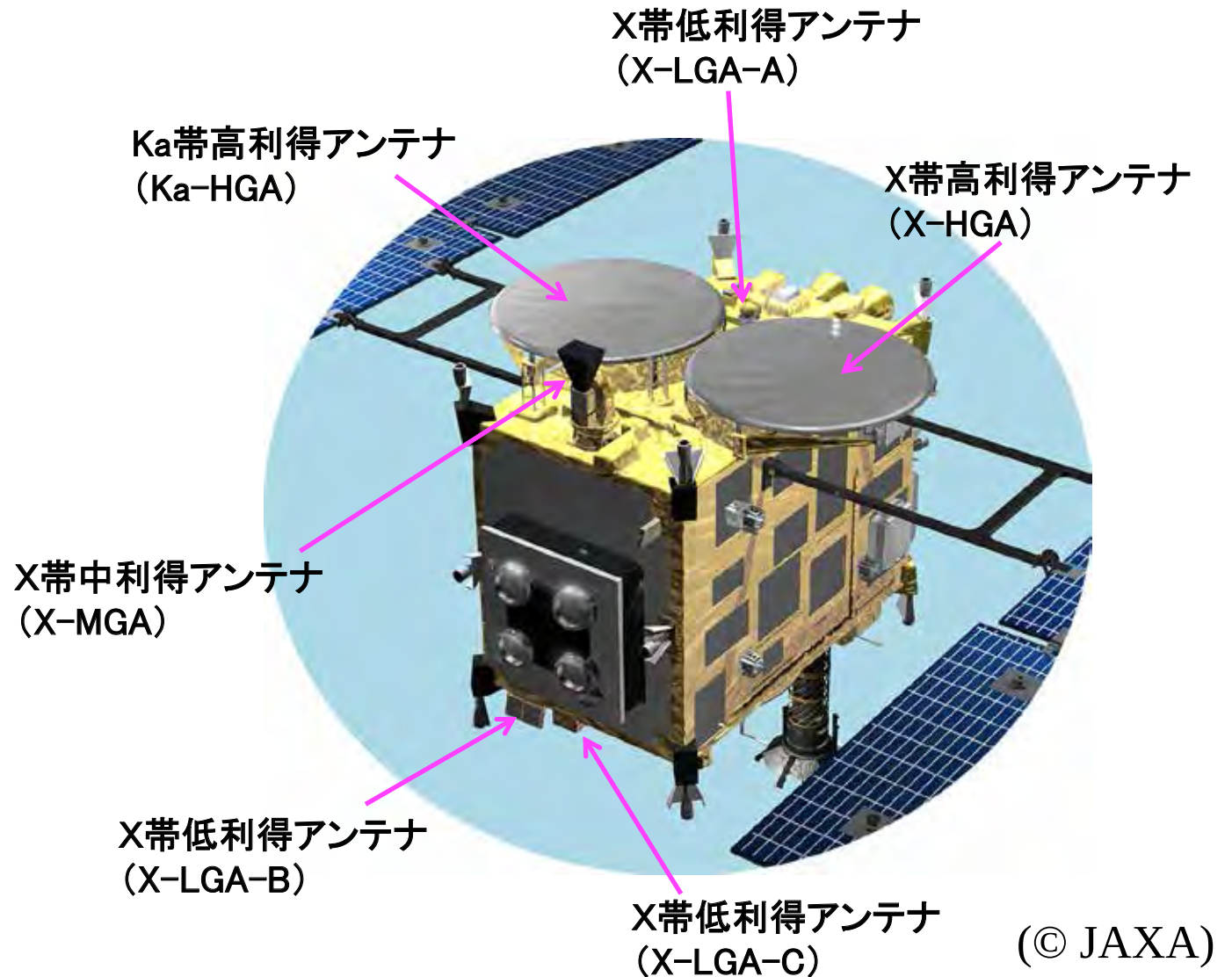
(© JAXA)

参考：太陽電池パドル伸展試験の様子



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に用いる。
- 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。

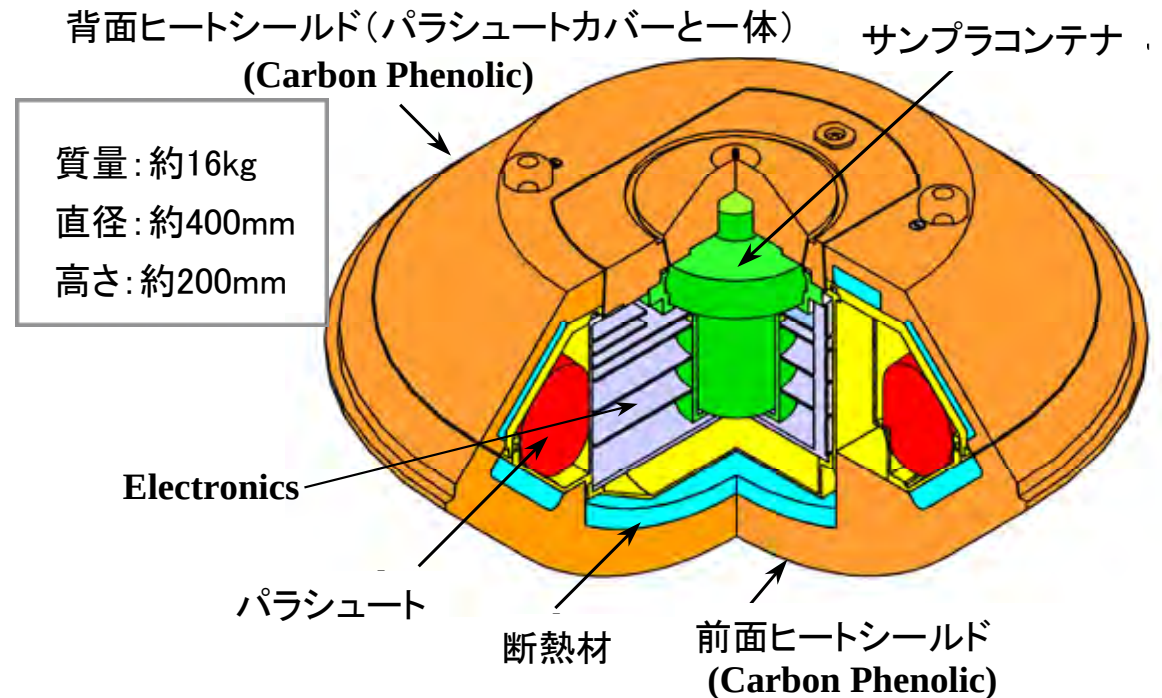


※Ka帯の受信は？

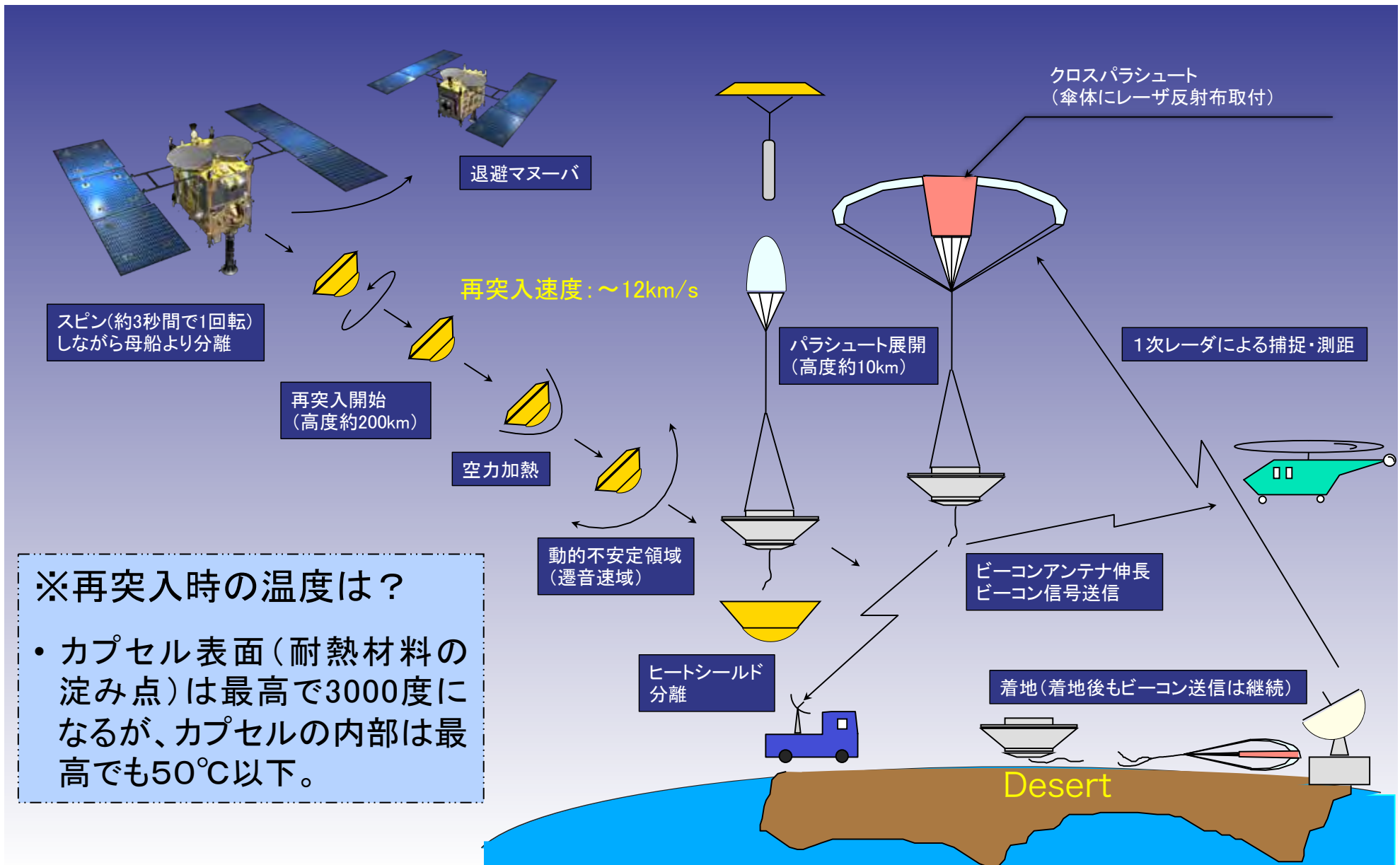
・惑星探査機からのKa帯の電波は、現在、日本にある追跡局では受けることができないので、海外の追跡局を使う。

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、 $14\text{MW}/\text{m}^2$ 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



再突入シーケンス概要

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

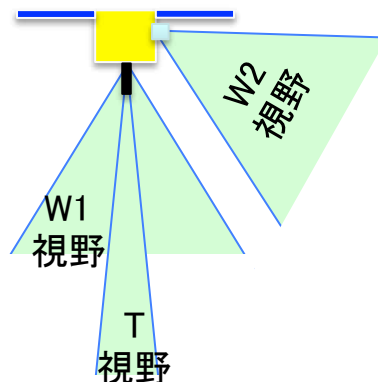
- 含水鉱物や有機物の分布、宇宙風化、巨礫

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

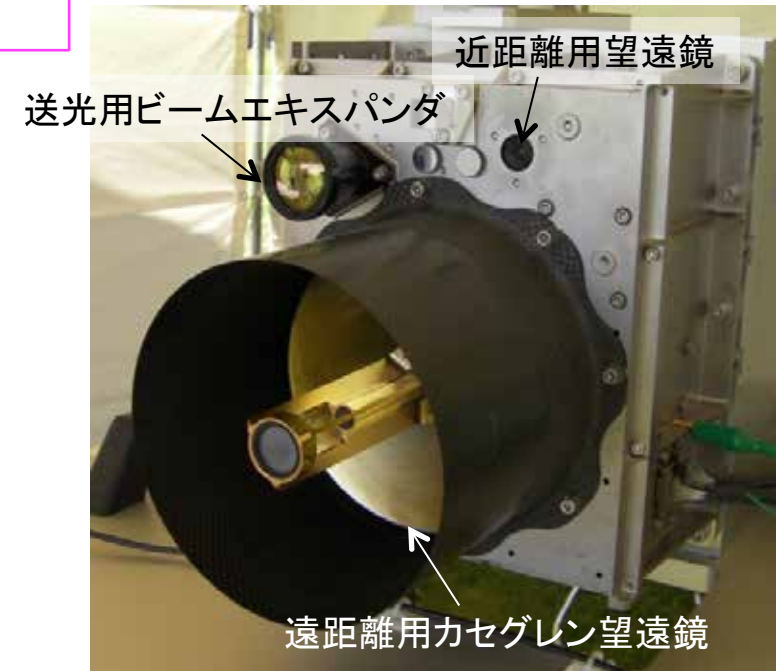


	ONC-T	ONC-W1	ONC-W2
検出器	二次元 Si-CCD (1024 x 1024 ピクセル)		
視野方向	直下 (望遠)	直下 (広角)	側方 (広角)
視野角	6.35° × 6.35°	65.24° × 65.24°	
焦点距離	100m ~ ∞	1m ~ ∞	
空間分解能	1m/pix @高度10km 1cm/pix @高度100m	10m/pix @高度10km 1mm/pix @高度1m	
観測波長	390, 480, 550, 700, 860, 950, 589.5nm, および Wide	485nm ~ 655nm	

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



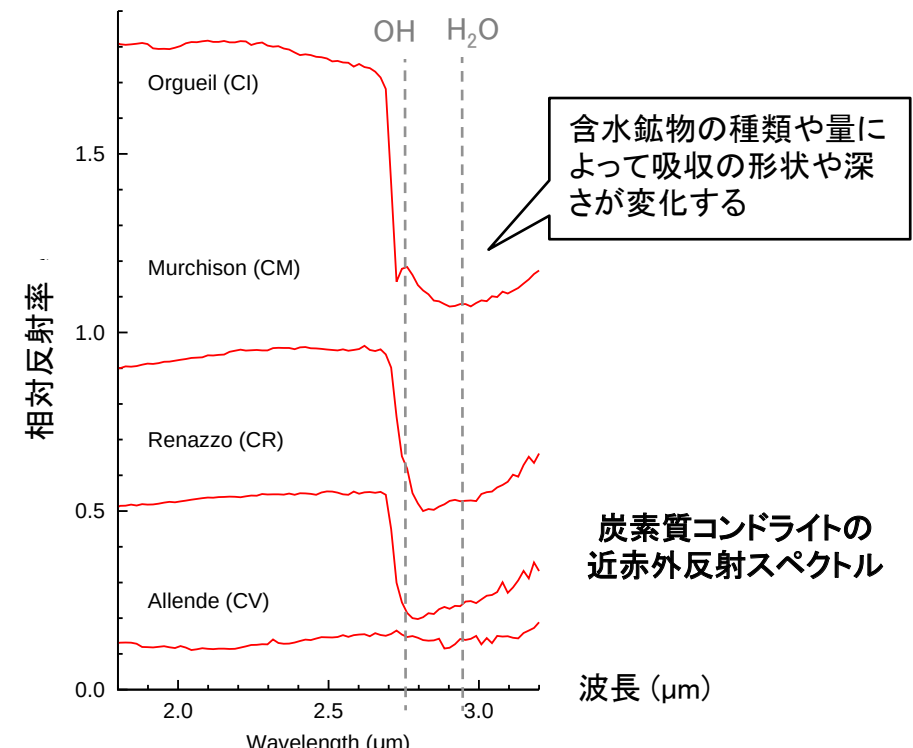
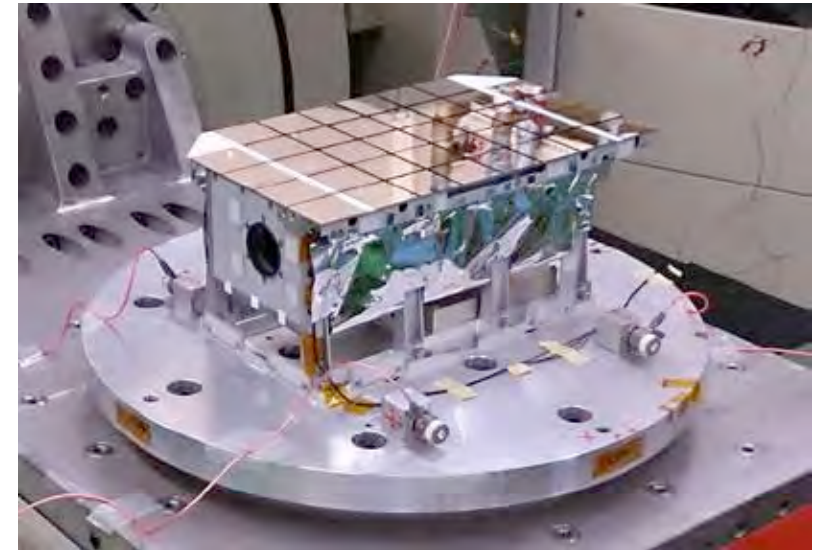
- ・小惑星の形状・質量・空隙率とその偏り
- ・小惑星表面のラフネス
- ・ダスト浮遊現象

近赤外分光計(NIRS3)

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

近赤外線領域の3 μ m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、3 μ m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 μ m
- 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2.6 μ m)



中間赤外カメラ(TIR)

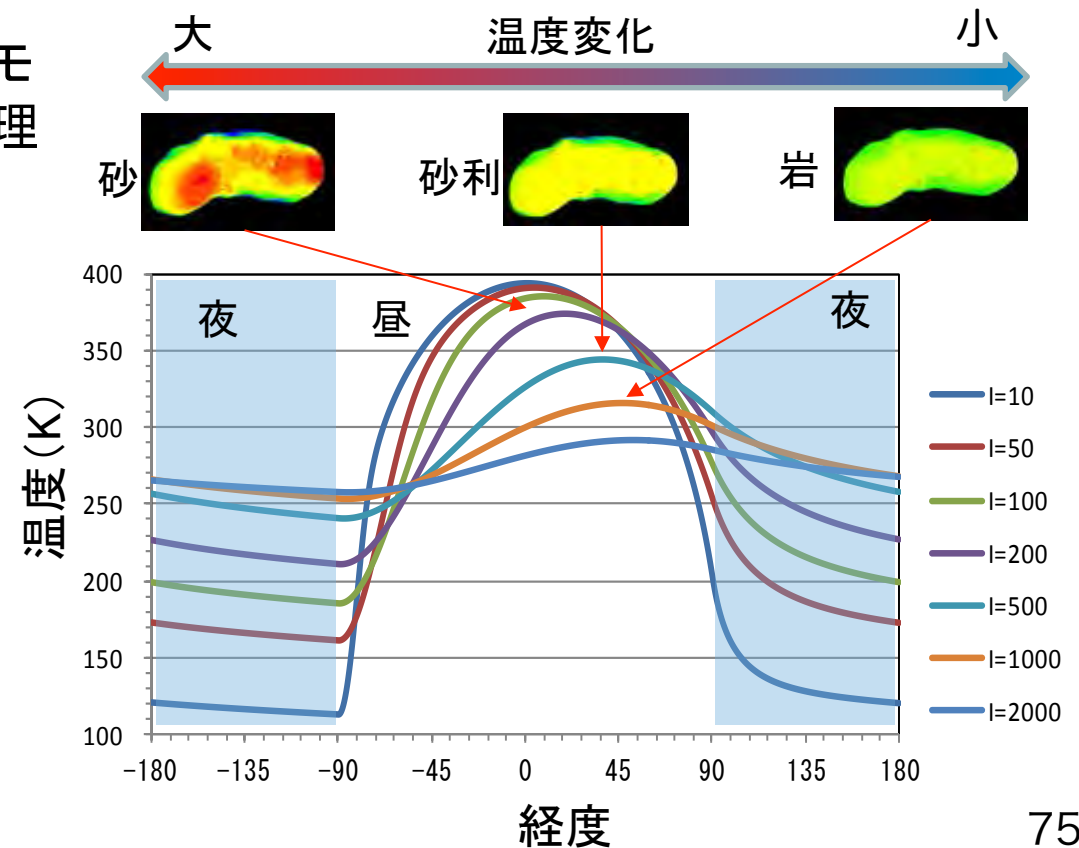
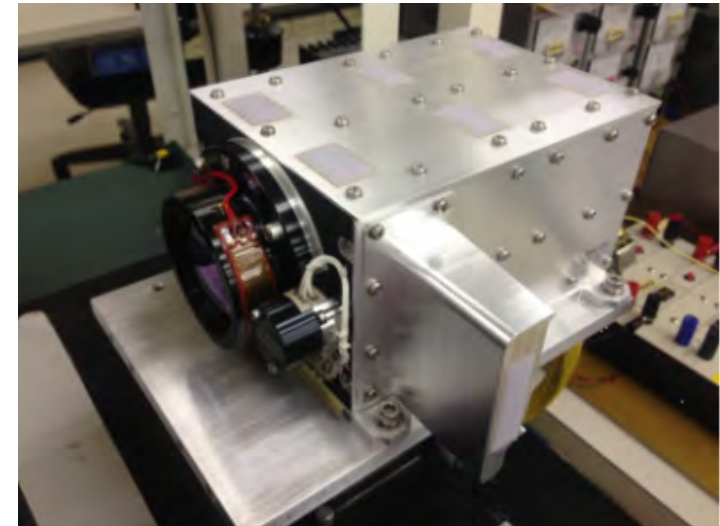
TIR=Thermal Infrared Imager

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。

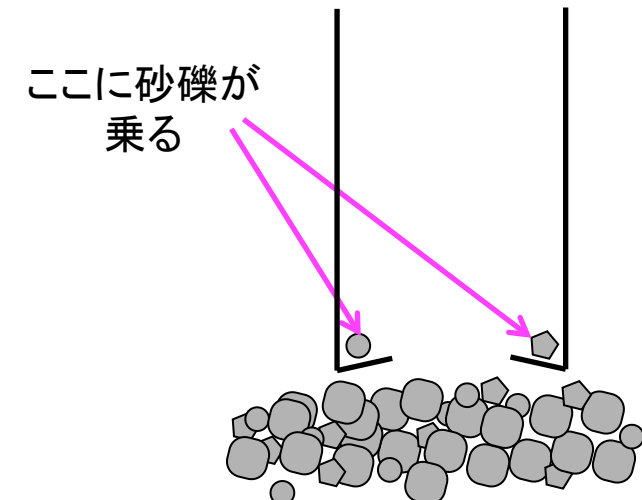
・検出器	2次元非冷却ボロメータ
・観測波長	8~12 μm
・観測温度	-40~150°C
・相対温度精度	0.3°C
・画素数	328 × 248(有効)
・視野角	16° × 12°
・解像度	20m(高度20km) 5cm(高度50m)



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:

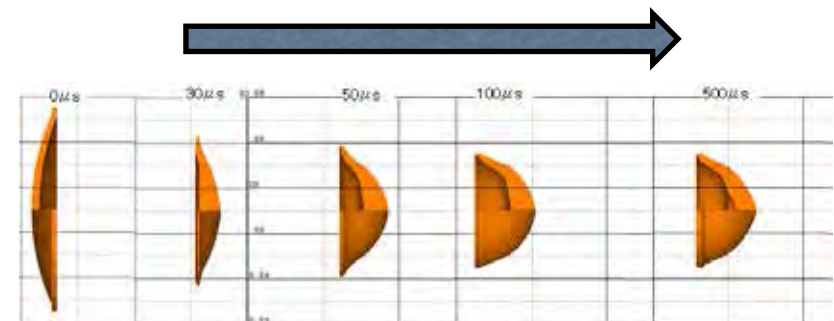
- 衝突体が衝突する前後の表面の変化から小惑星の内部構造を探索する。また、露出した地下物質のリモート観測を行い表面物性を調べる。
- 衝突体によって作られたクレーターからのサンプリングも行い、表層下の“新鮮な”物質を採取し、表面物質との違いを調べる。
- 実際の小惑星において「宇宙衝突実験」を行い、天体衝突科学に必要なデータを得る。

■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。

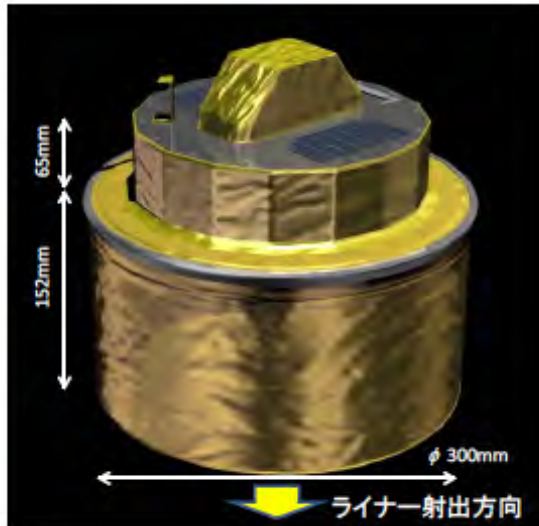
■SCIの技術

- 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

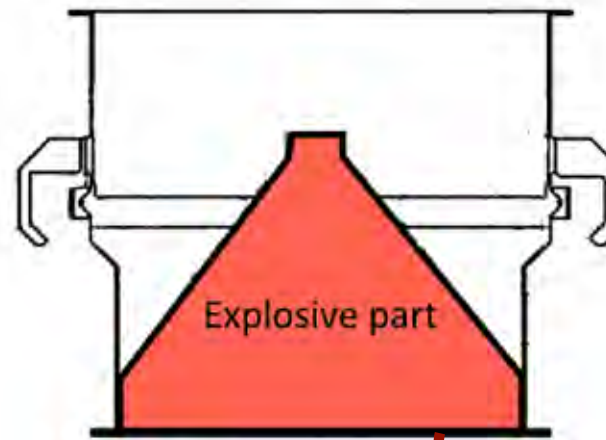


銅板(ライナ)が変形しながら飛んでいく

衝突装置：構造



外観



断面図



爆薬部

銅板

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

衝突装置：試験

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。



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。



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。



④衝突の瞬間

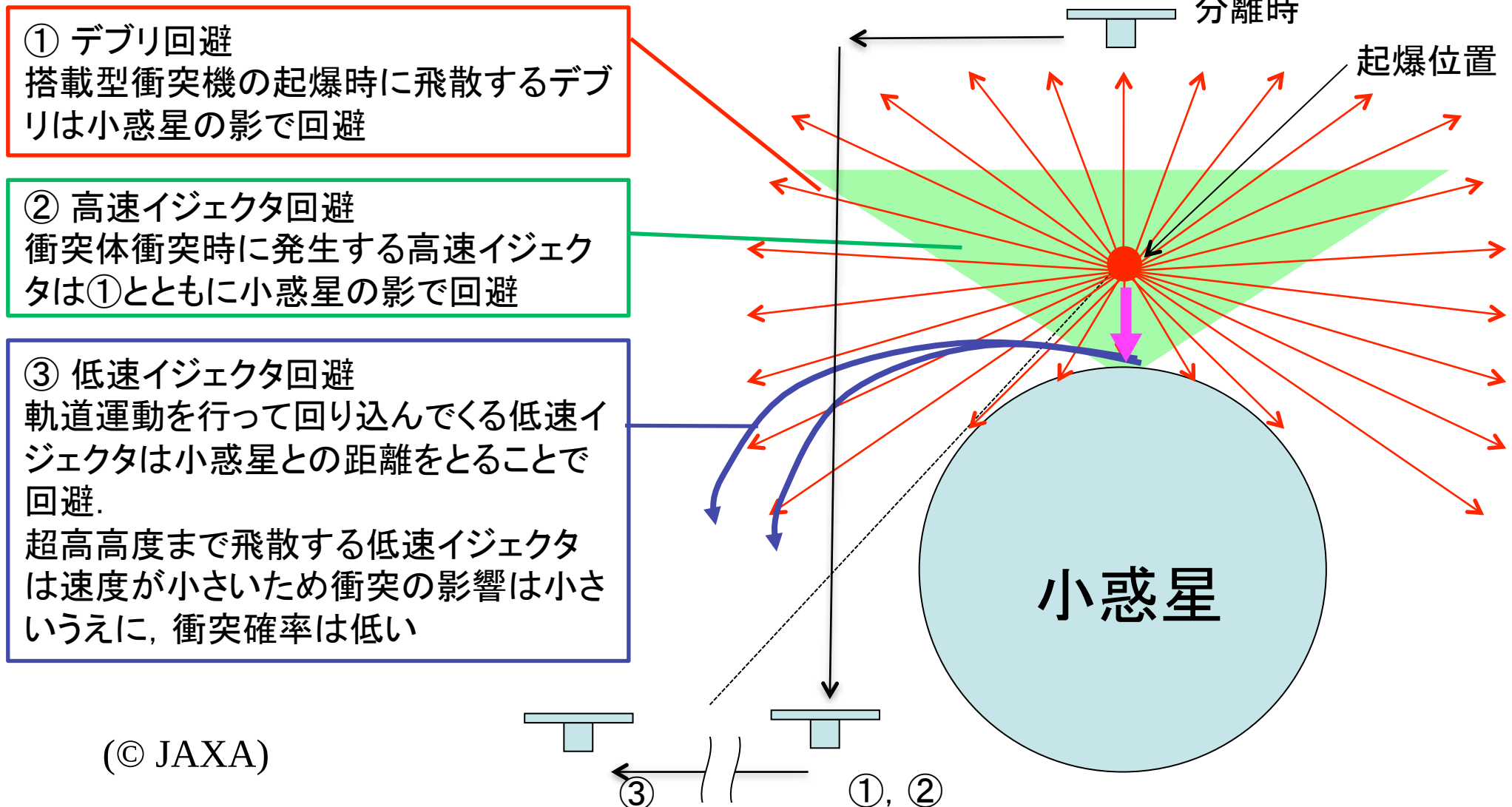
発射地点から100m先に設置された土砂ターゲット(画像3左の的の裏側)に飛翔体が衝突した瞬間の様子。



(© JAXA)

衝突装置：デブリとイジェクタの回避方法

搭載型衝突機は小惑星上空で作動(高度数10～数100m)



(© JAXA)

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

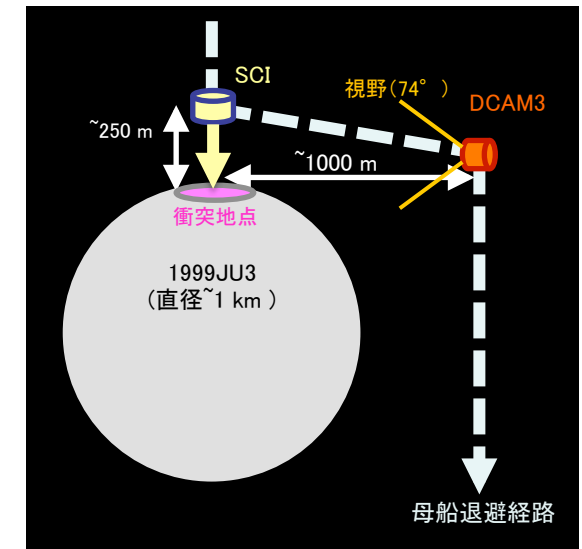
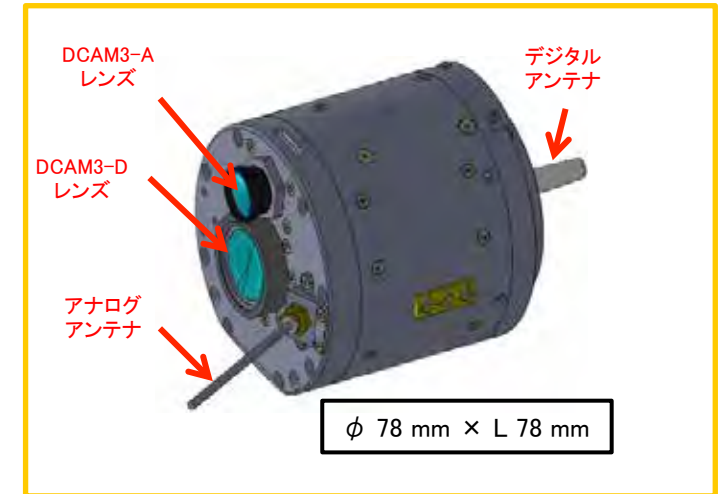
衝突装置(SCI)による衝突実験の際、母船が退避中にSCIの爆破と小惑星表面への衝突を撮影するために分離される小型カメラである。撮像した画像データはリアルタイムで母船に無線で送られる。

■ 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。

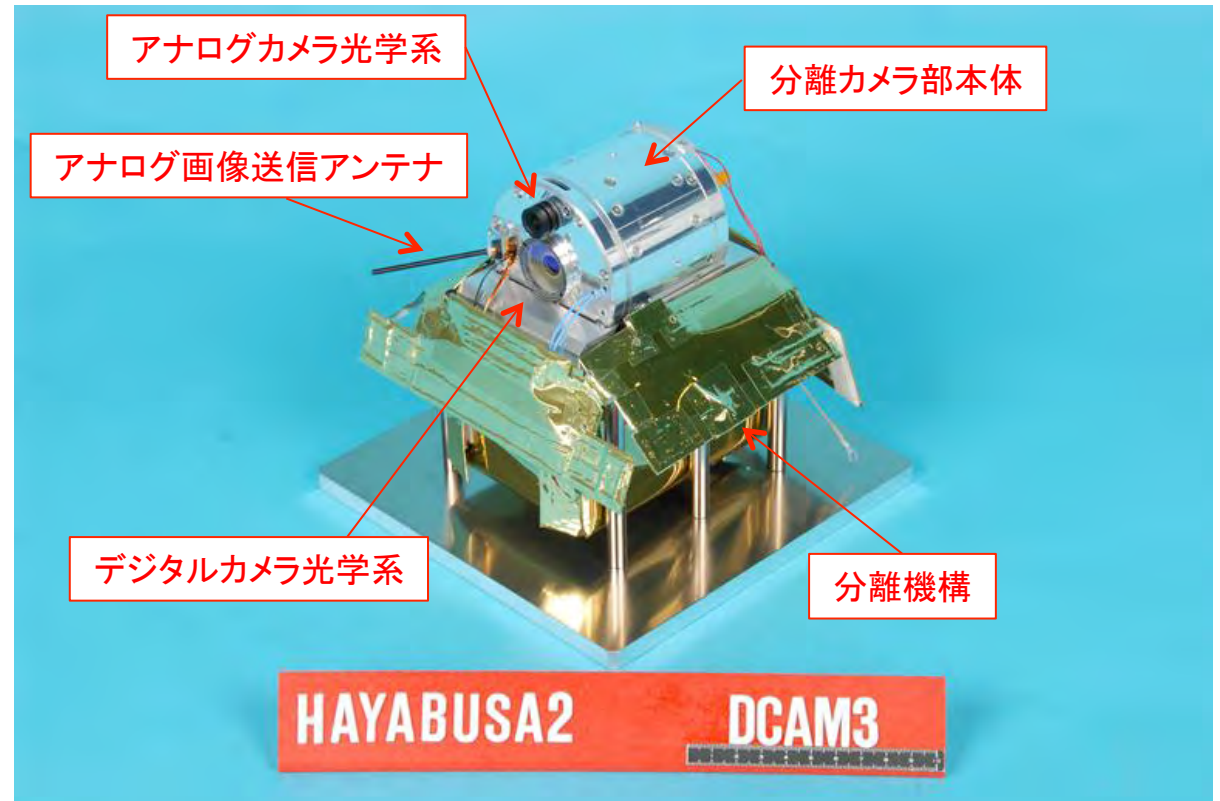


- 衝突実験の退避中に、小惑星表面をちょうど横から見るような位置で分離される。
- カメラの光軸が小惑星に向くよう分離され、姿勢を安定させるために光軸周りにスピンさせながら分離できる機構となっている。

分離カメラ(DCAM3)

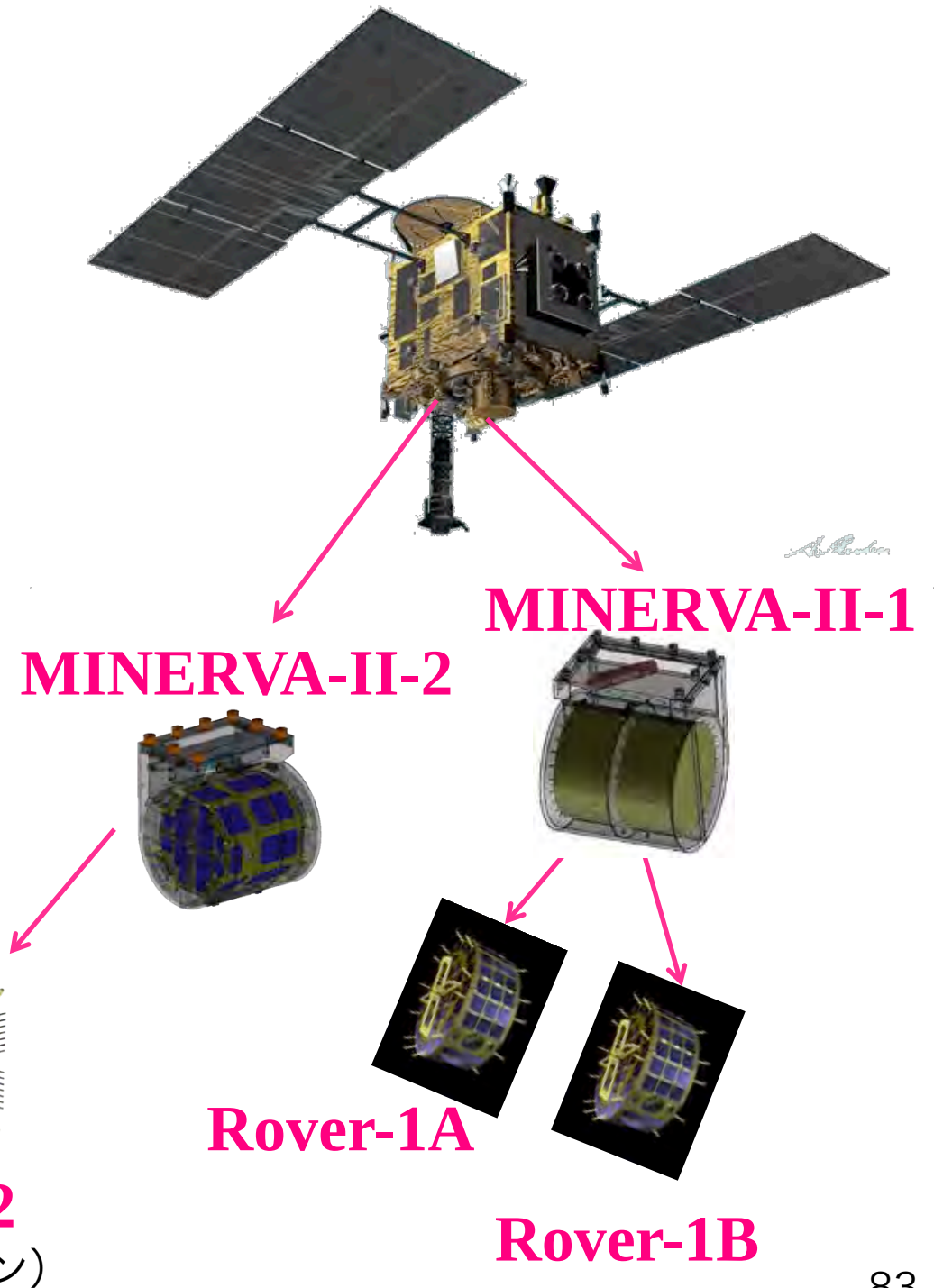
■ 仕様と運用計画の概要

- 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。



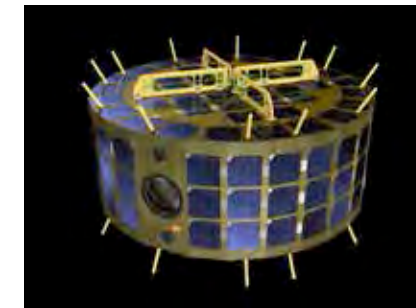
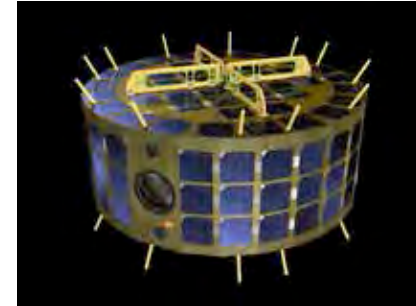
MINERVA-II

- 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。



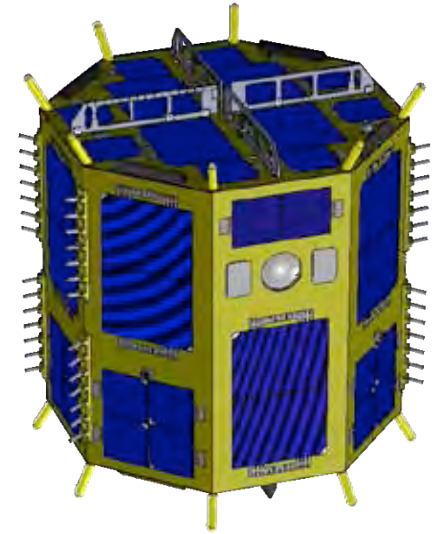
MINERVA-II-1

- 「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: $17.5 \times 17.5 \times 20.5\text{cm}$
- ローバの重量 約1kg,
サイズ: 直径15cm $\times$ 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

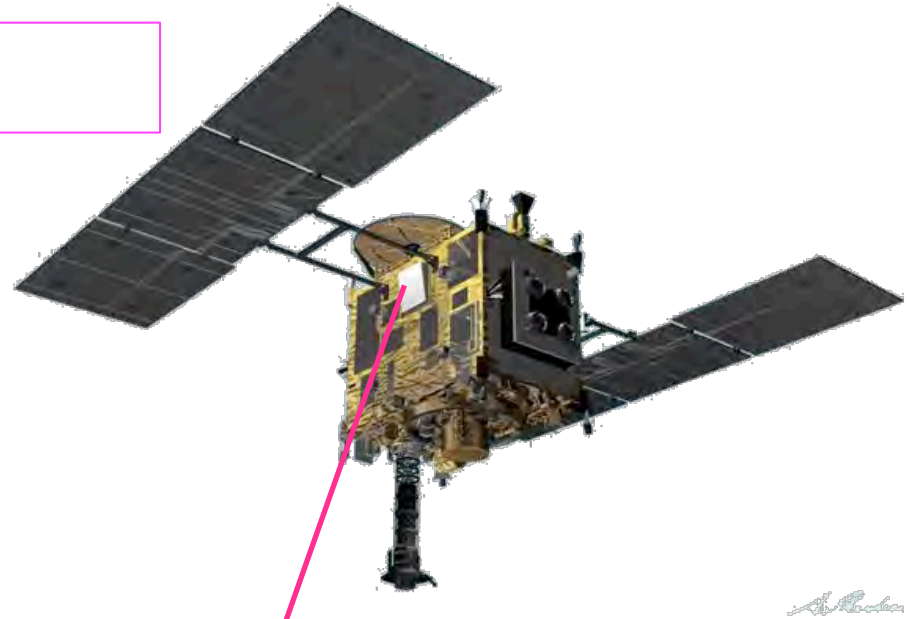
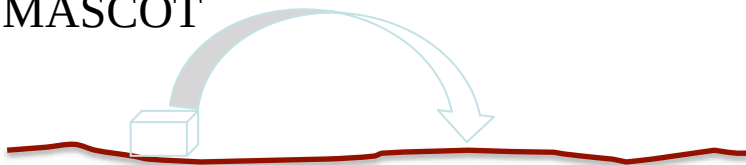
Mobile Asteroid Surface Scout

- 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

MASCOT



フライトモデル (© DLR)

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

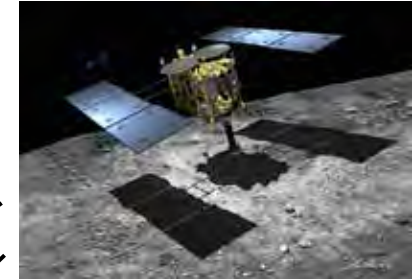
運用

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)

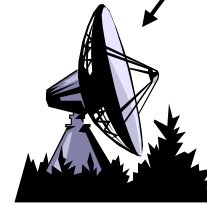
追跡局



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

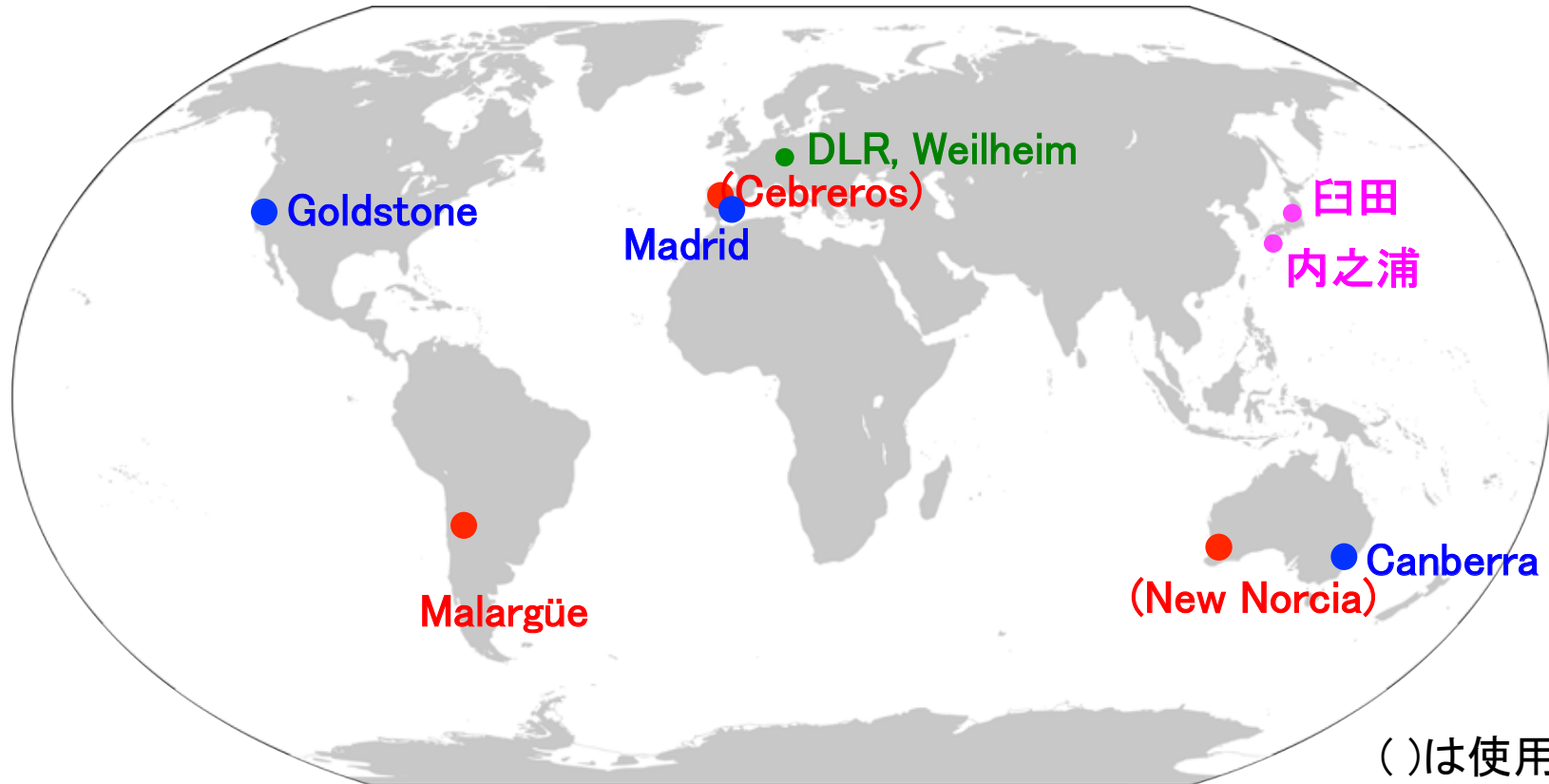
NASA追跡支援

DLR追跡支援

Ka帯

主局

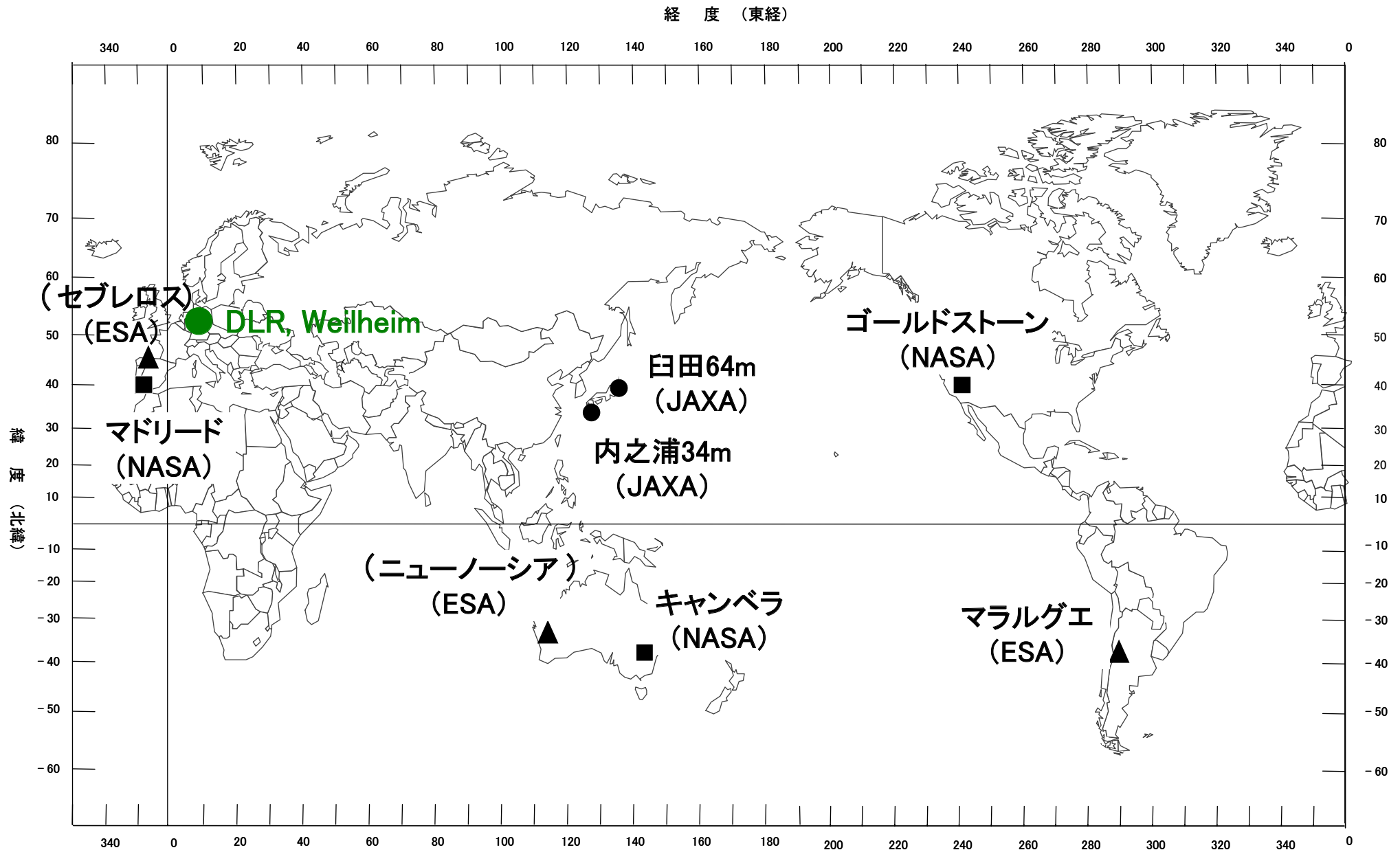
追跡局の位置



- ・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。

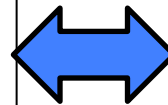
軌道計画

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:

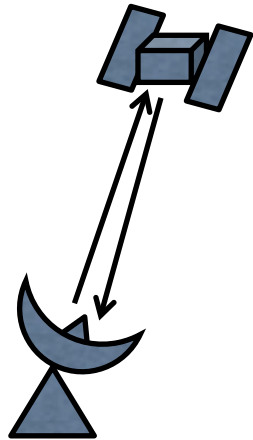
- ・実際に取得されたデータ※に基づいて、探査機の軌道(=位置・速度)を推定する。
- ・小惑星近傍での軌道については、姿勢系グループによる軌道推定をサポート。

※データについては、別ページ参照

軌道決定に使うデータ (1/2)

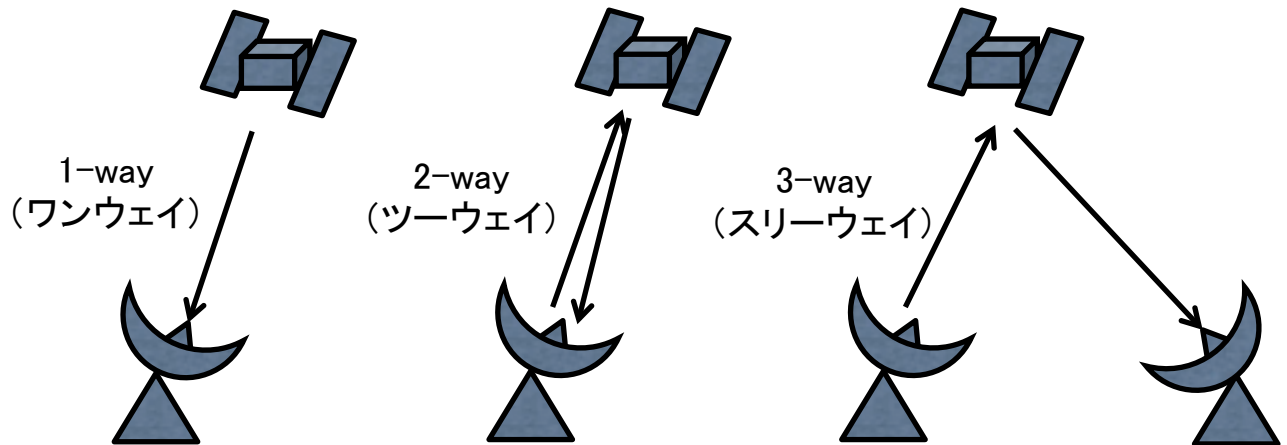
- 探査機の軌道決定には、通常はレンジとレンジレート(ドップラー)のデータを使う。

レンジ



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。

レンジレート(ドップラー)

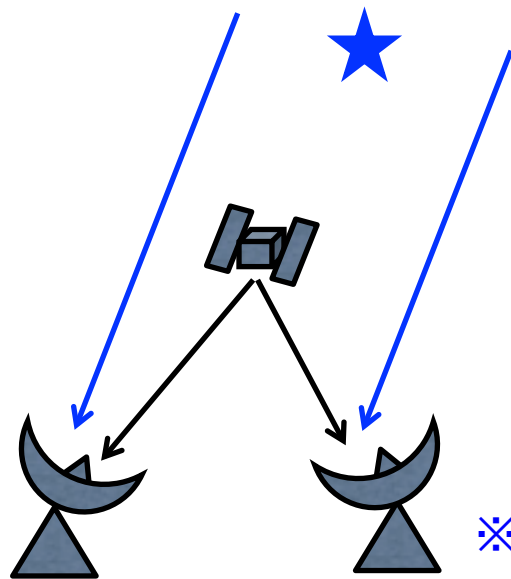


探査機も地上局も動いているため、波である電波はドップラー効果によってその周波数が変化する。つまり、送受信する電波の周波数の変化を調べると、地上局に対する探査機の視線方向の速度が分かる。これを「レンジレート」または「ドップラー」と呼ぶ。計測の仕方によって、1-way、2-way、3-way ドップラーなどと呼ぶ。

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。

軌道決定に使うデータ (2/2)

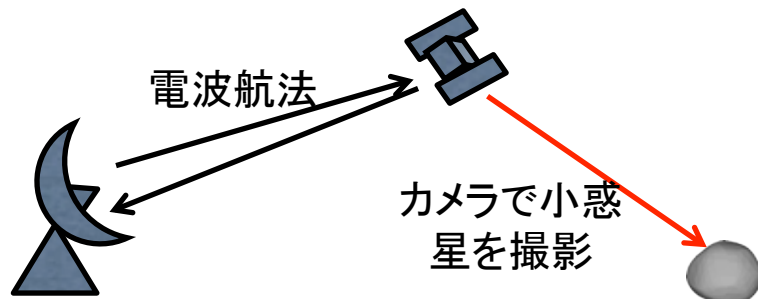
- DDOR: より高精度の軌道決定には、Delta Differential One-way Rangeというテクニックが使われる。



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

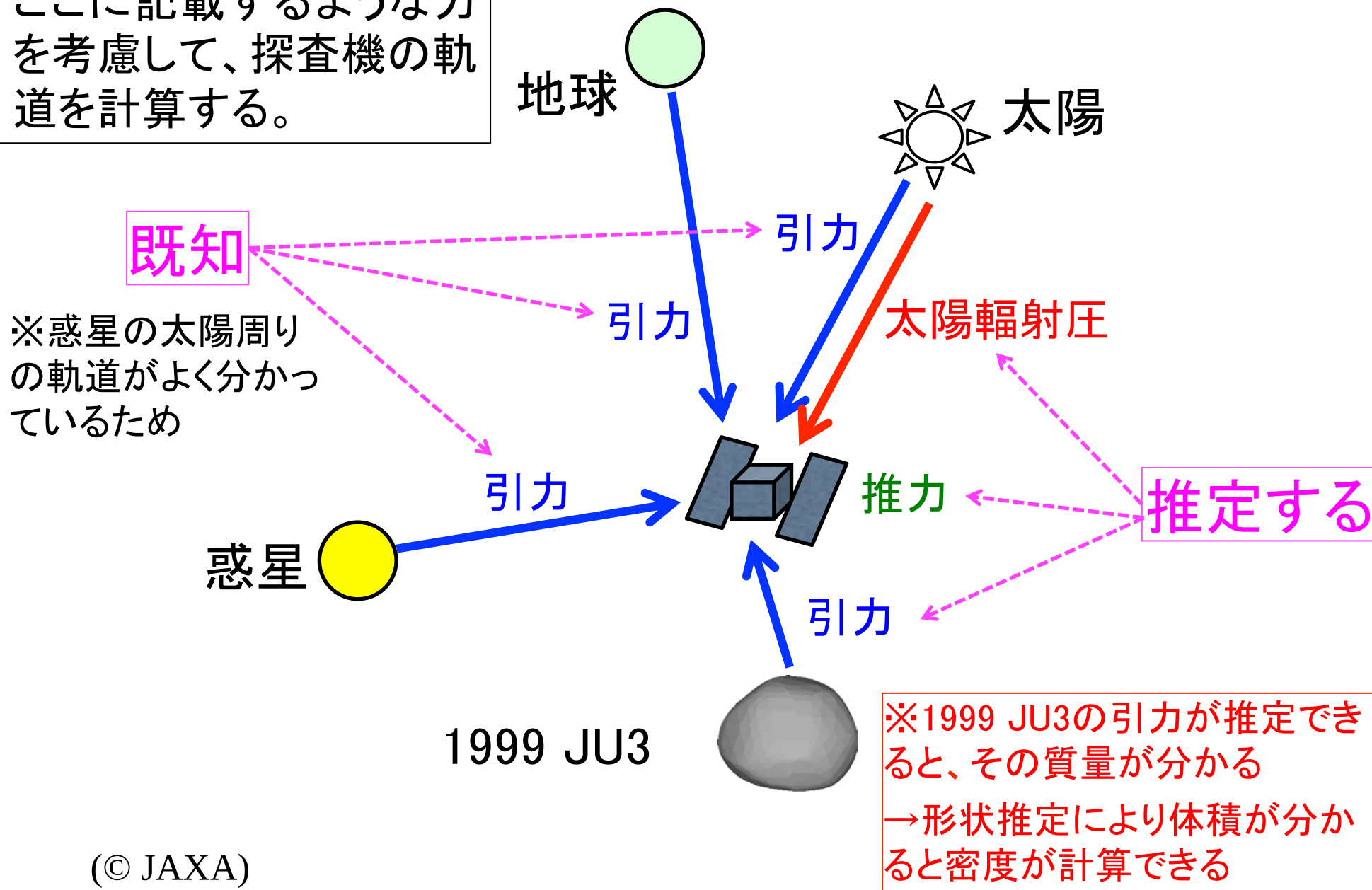
- 光学航法: 小惑星に到着する直前には、電波航法に加えて探査機のカメラのデータを利用した光学航法 (Optical Navigation) を行う。



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。小惑星の位置は正確に分かっているの、つまり小惑星から見た探査機方向が分かる。このデータと電波航法のデータを組み合わせて、正確な探査機の位置を推定する。これが光学航法である。

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。



国際協力と海外動向

はやぶさ2国際協力全体像

米国

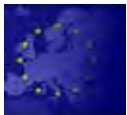


1. 米国航空宇宙局(NASA)

- JPLによる追跡・管制支援
- 小惑星地上観測支援
- OSIRIS-RExのサンプル提供 等

JAXAはミッション運用への参加機会とサンプルを提供。

欧州



1. ドイツ航空宇宙センター(DLR)

- 追跡支援
- 微小重力実験支援



2. フランス宇宙研究センター(CNES)

- MASCOT搭載科学機器の開発

JAXAは小型着陸機(MASCOT)を搭載し、小惑星表面に着陸させる。



豪州



1. 豪州産業省(DOI)

- 豪州への着陸許可の発行

2. 豪州国防省(DOD)

- 着陸場所の有償利用

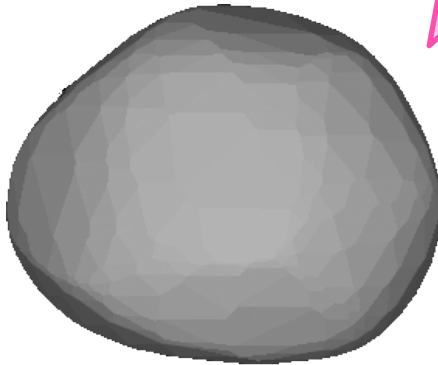
JAXAは利用代金を支弁。

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

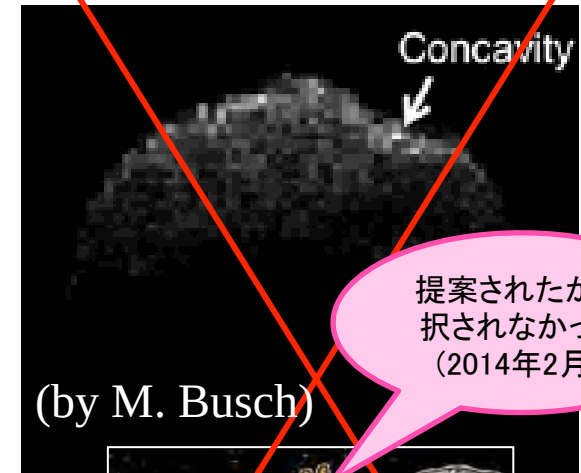
2016年
打ち上げ



(by JPL)

ヨーロッパ

2008 EV5



(by M. Busch)

提案されたが採
択されなかった
(2014年2月)

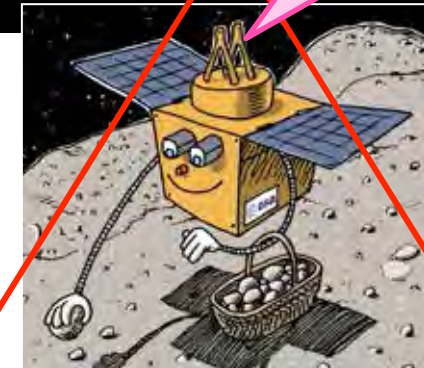


はやぶさ2

協力



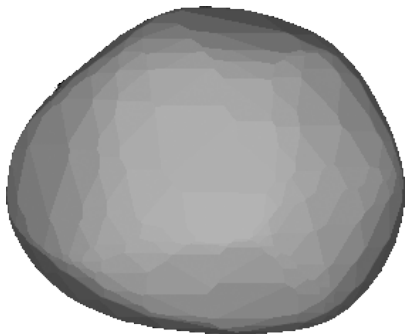
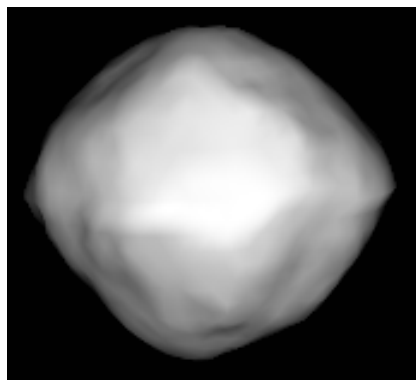
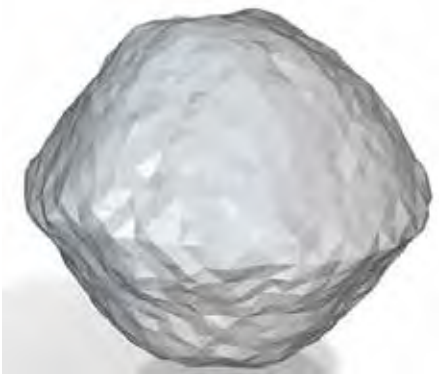
オシリス-レックス



マルコポーロ-R

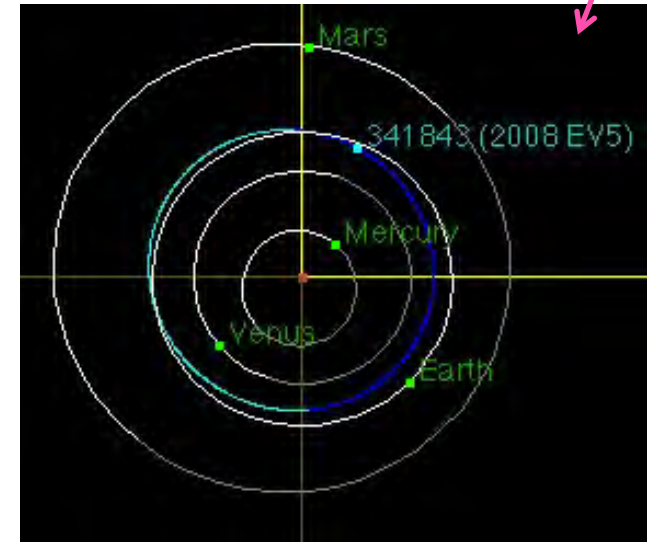
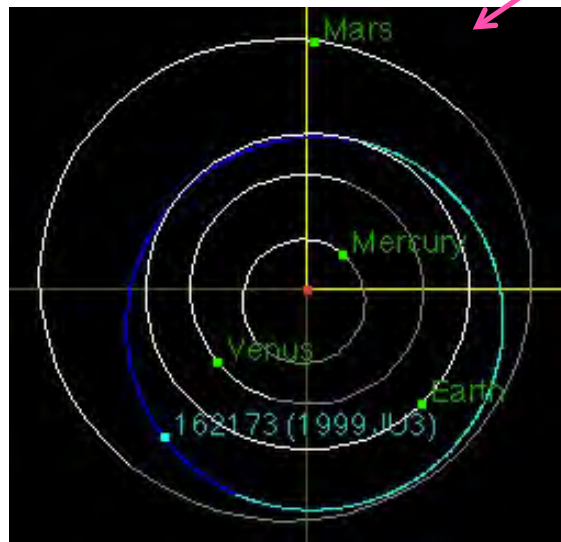
太陽系の起源

探査する小惑星の比較

	(162173) 1999 JU3	(101955) Bennu 1999 RQ36	(341843) 2008 EV5
タイプ	C	B	C
大きさ	870 m	500 m	400 m
形状	ほぼ球形  (by T. Mueller / 会津大)	spinning top  (by D. Lauretta)	oblate spheroid  (by M. Busch)
自転周期	7.6 h	4.3 h	3.7 h
自転軸	?	obliquity : 180°	RA/Dec : 77.6/-82.3
アルベド	0.07	0.03 – 0.06	0.12
備考		レゴリス 多	

探査する小惑星の軌道の比較

軌道	(162173) 1999 JU3	(101955) Bennu 1999 RQ36	(341843) 2008 EV5
軌道長半径 a (AU)	1.190	1.126	0.958
軌道離心率 e	0.190	0.204	0.084
軌道傾斜角 i (度)	5.884	6.035	7.437
近日点距離 q (AU)	0.963	0.897	0.878
遠日点距離 Q (AU)	1.416	1.355	1.038
公転周期 T (年)	1.30	1.19	0.94



※軌道図
はJPLの
Webで作
成

その他の情報

ミリオンキャンペーン2

星の王子さまに会いに行きませんかミリオンキャンペーン2

- ① ターゲットマーカに搭載する名前を募集
- ② 再突入カプセルに搭載する名前・メッセージ・イラスト等を募集

募集期間:2013年4月10日～2013年8月9日

登録件数

	登録 総件数	内訳		
		名前	イラスト 寄せ書き	海外登録 (米国惑星協会)
ターゲットマーカ	183,174	123,661	—	59,513
再突入カプセル	226,800	115,417	54,862	56,521
合計	409,974	239,078	54,862	116,034

惑星検疫 (Planetary Protection)

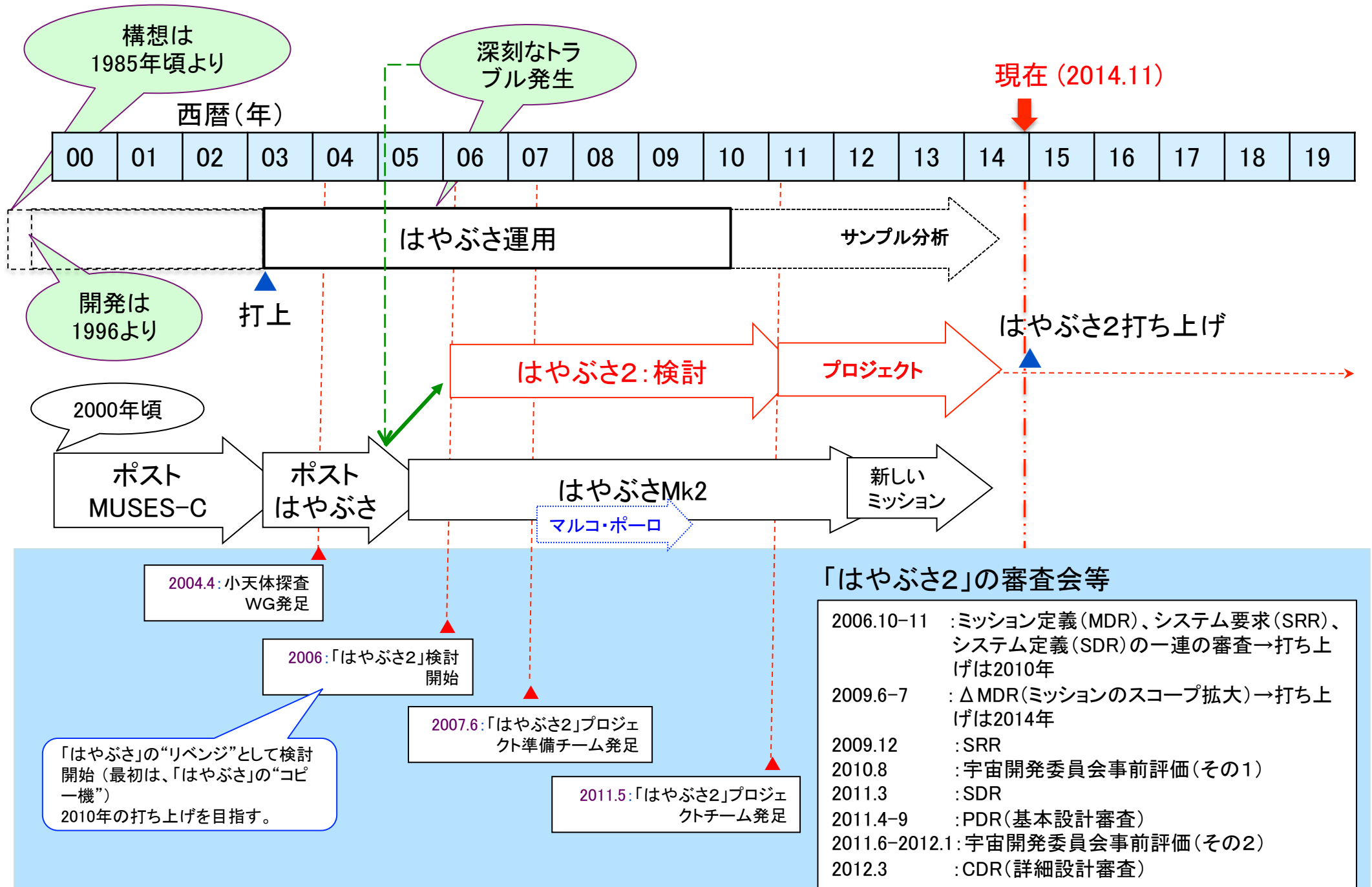
惑星検疫とは？

- ① 地球外生物で地球を汚染しない
→ 地球外生物が含まれる可能性のある物質を地球に持ち込む場合の規定
- ② 地球外生物がいる可能性のある天体を地球の生物で汚染しない
→ 対象天体に探査機を送る場合の規定

「はやぶさ2」の場合

- ① 1999 JU3に関しては、その表面物質に生物が含まれる可能性が無いことは、2012年のCOSPAR (Committee on Space Research) にて確認。サンプルを地球に持ち込むときに特別な処置は必要ないことに。
- ② 1999 JU3には生命がいる可能性が無いので、その表面に着陸する探査機については、特別な処置は必要ない。ただし、「はやぶさ2」の軌道が火星軌道の外側まで達するので、探査機が制御不能になったときに火星に衝突しないことを証明する必要あり。本年(2014年)のCOSPARにて火星衝突確率の解析の報告をし、了承された。

小惑星探査計画の経緯



始原天体探査の構想

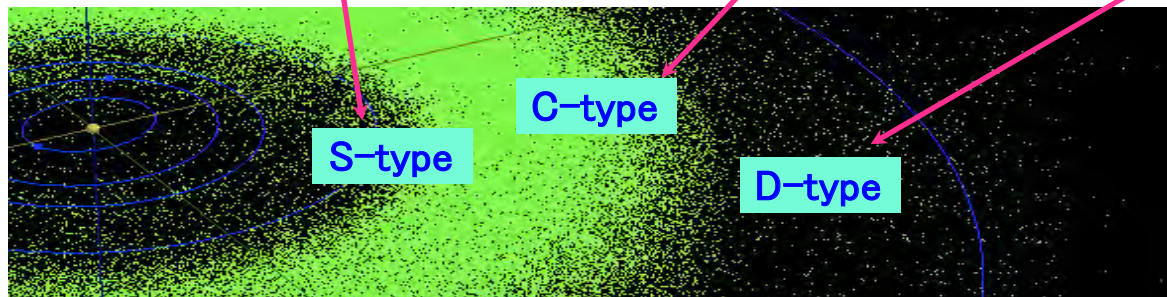
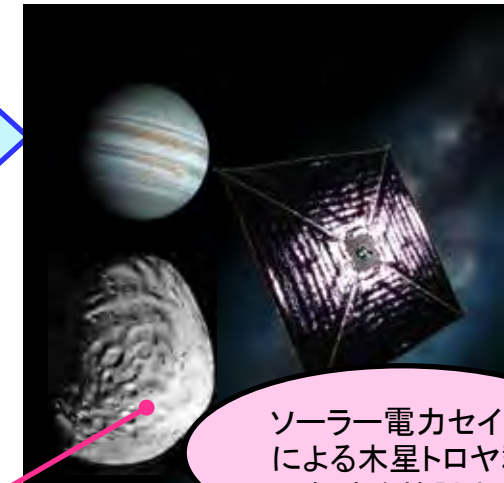
はやぶさ



はやぶさ2



次のミッション



小惑星帯

より始原的な天体へ

より高度な技術へ

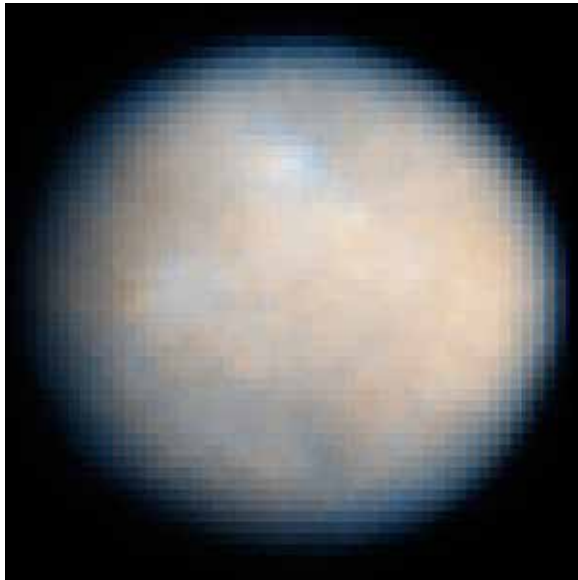
より遠くへ

注: はやぶさ2が探査する1999 JU3はC型小惑星であるが、例外的に地球と火星の軌道付近に存在している。

参 考 情 報

「はやぶさ2」に直接関係ない情報

ハッブル宇宙望遠鏡で見た小惑星



(1) Ceres ケレス

直径952km



(2) Pallas パラス

直径520km



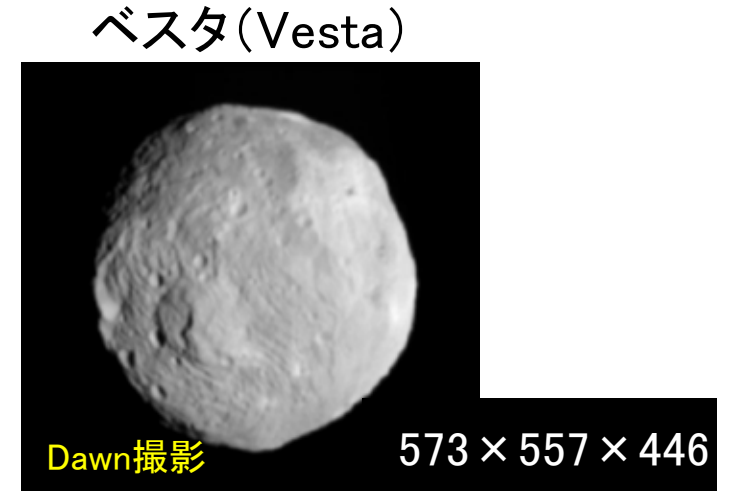
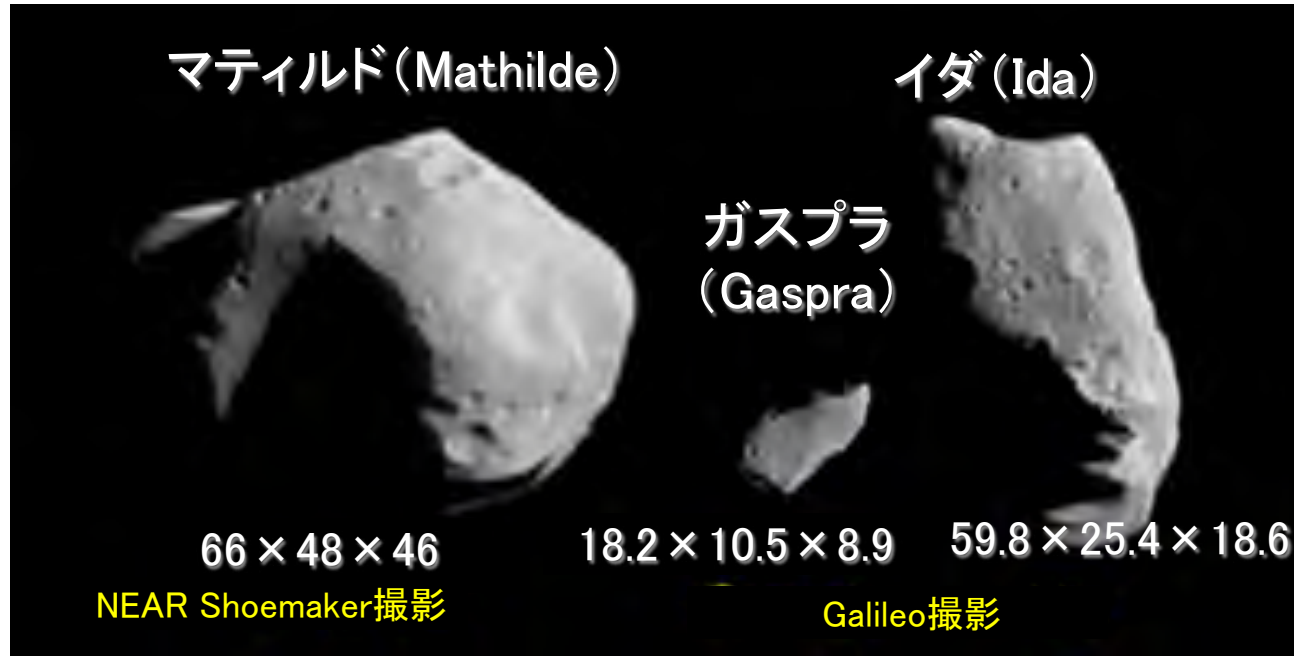
(4) Vesta ベスタ

直径516km

※(3) Juno ジュノー: 直径240km

(写真: Hubble Space Telescope)

探査機が見た小惑星

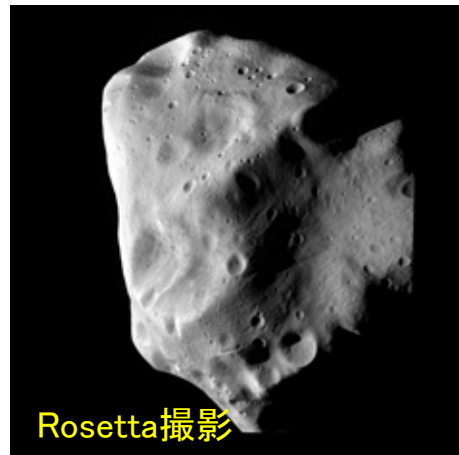


シュテインス (Steins)



6.67 × 5.81 × 4.47

ルテティア (Lutetia)



121 × 101 × 75

トータティス (Tutatis)



1.70 × 2.03 × 4.26

イトカワ (Itokawa)



0.535 × 0.294 × 0.209

大きさは直径(端から端まで)で、単位はkm。値はトータティス以外は理科年表(平成26年版)による。トータティスの値はJPLのWebより。

探査機が見た彗星

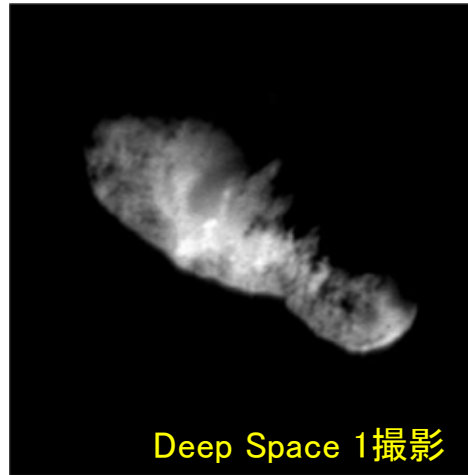
Halley彗星



Giotto撮影

$14.4 \times 7.4 \times 7.4$ km

Borrelly彗星



Deep Space 1撮影

4.0×1.58 km

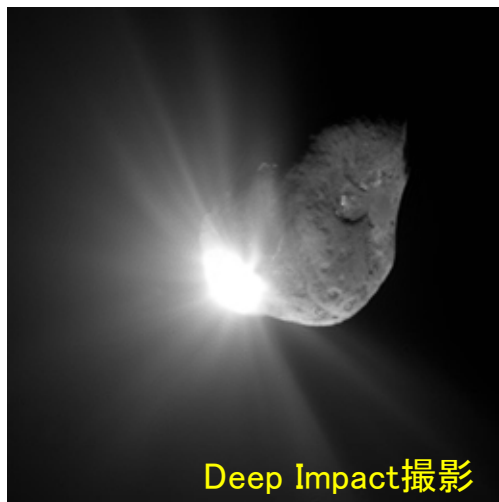
Wild 2 彗星



Stardust撮影

$5.4 \times 3.8 \times 3.0$ km

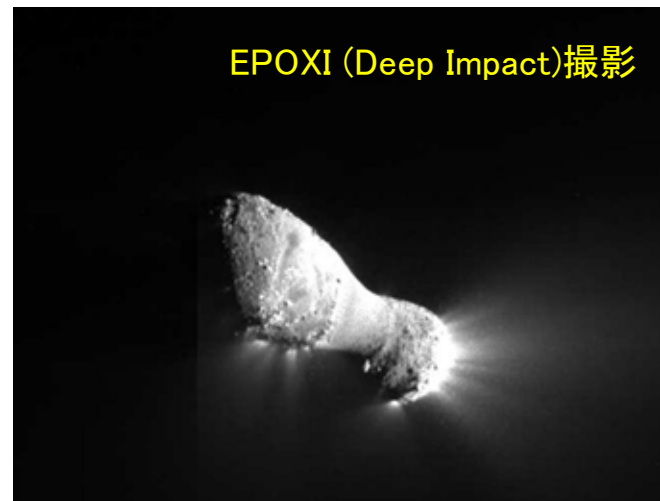
Tempel 1彗星



Deep Impact撮影

7.6×4.9 km

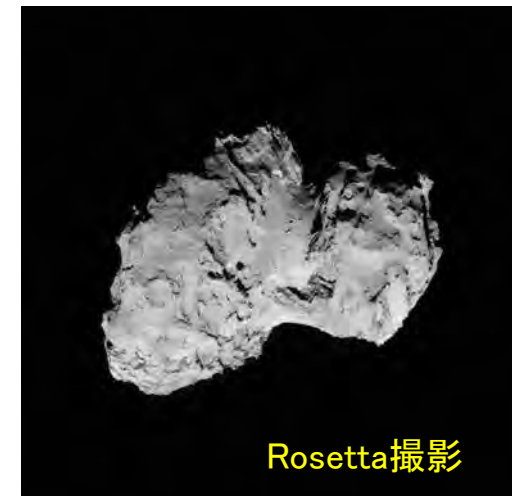
Hartley 2彗星



EPOXI (Deep Impact)撮影

1 km程度

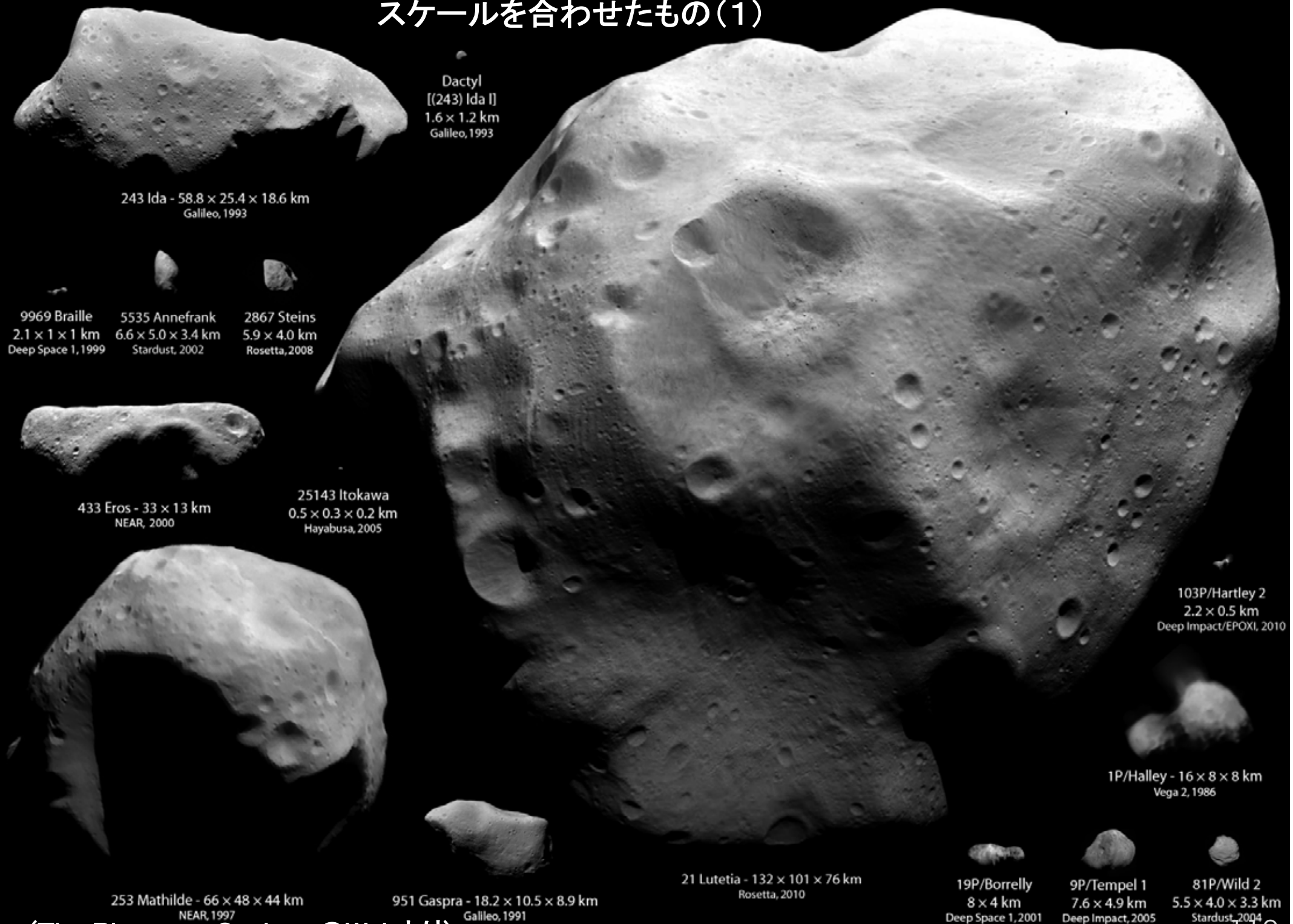
Churyumov-Gerasimenko彗星



Rosetta撮影

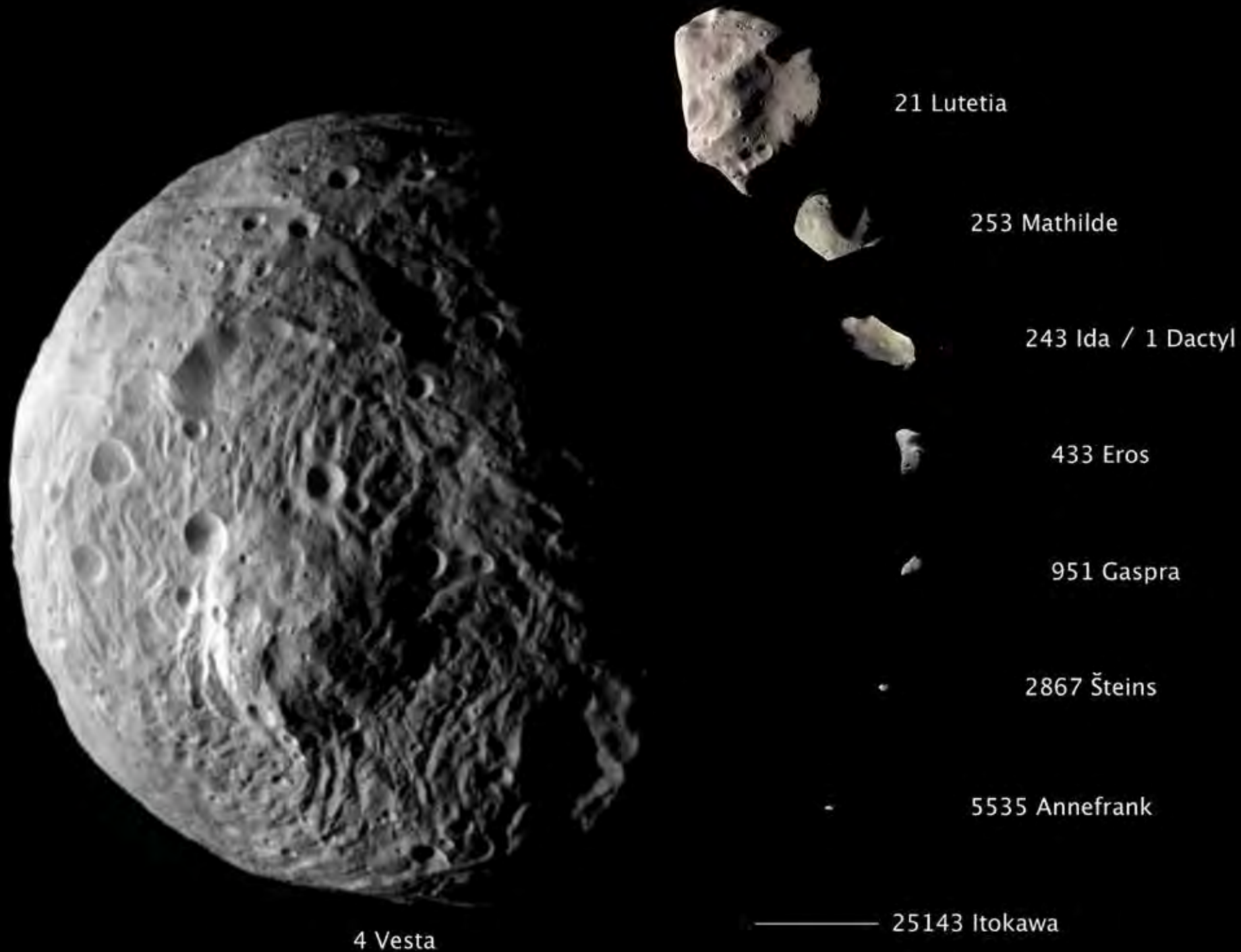
3.5×4 km

スケールを合わせたもの(1)



(The Planetary Society のWebより)

スケールを合わせたもの(2)



小惑星イトカワ

はやぶさ探査機

東側

頭

背中

西側

~1 m

-16 ISAS/JAXA

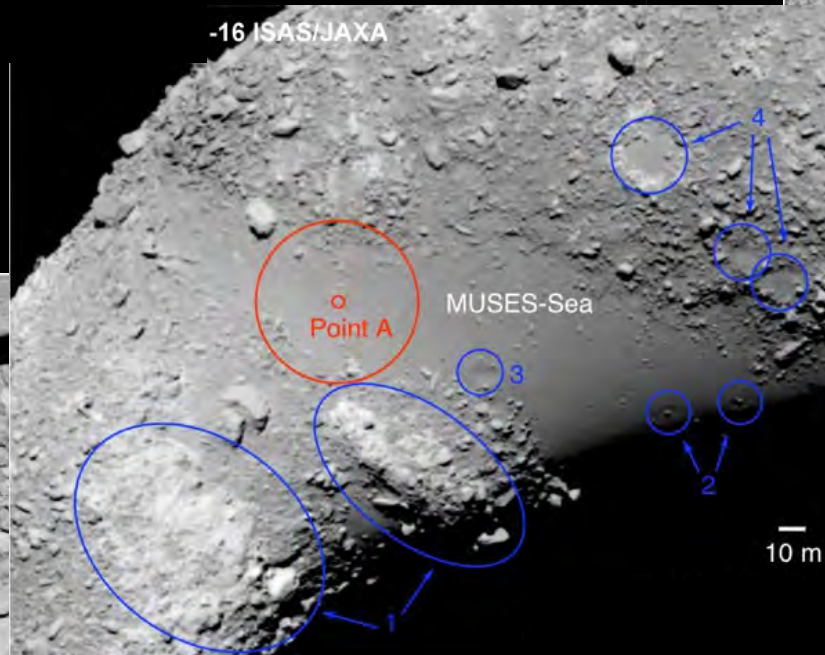
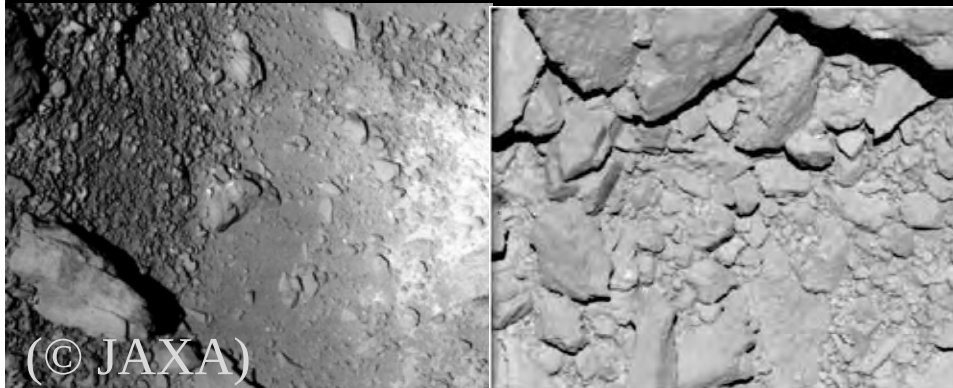
Point A

MUSES-Sea

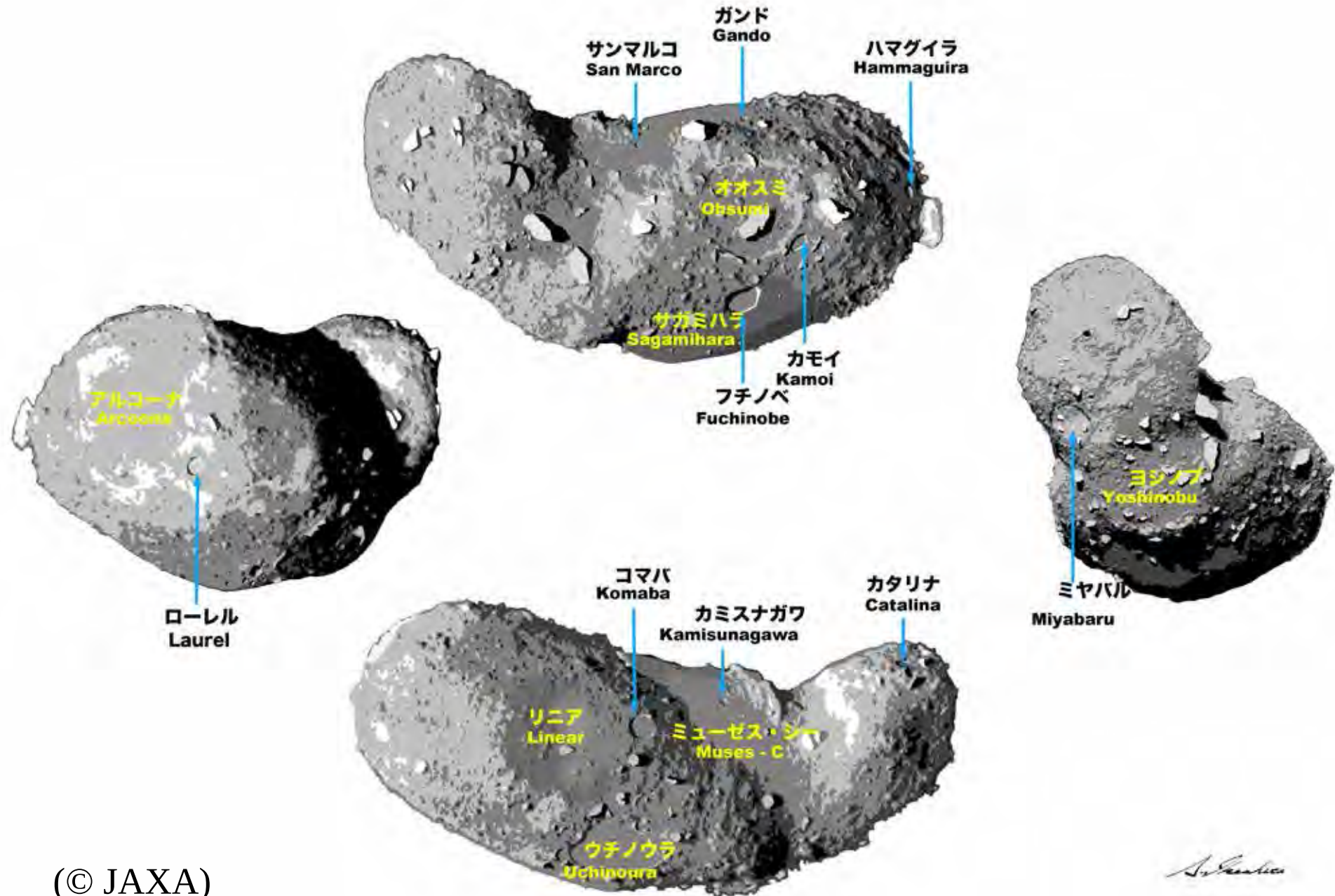
10 m

(© JAXA)

112
(© ISAS/JAXA)



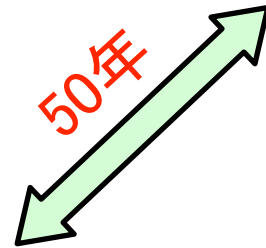
イトカワ表面に付けられた名前



(© JAXA)

小惑星イトカワの名前の由来

日本で初めてロケットを作った糸川
英夫博士の名前より



ペンシルロケット

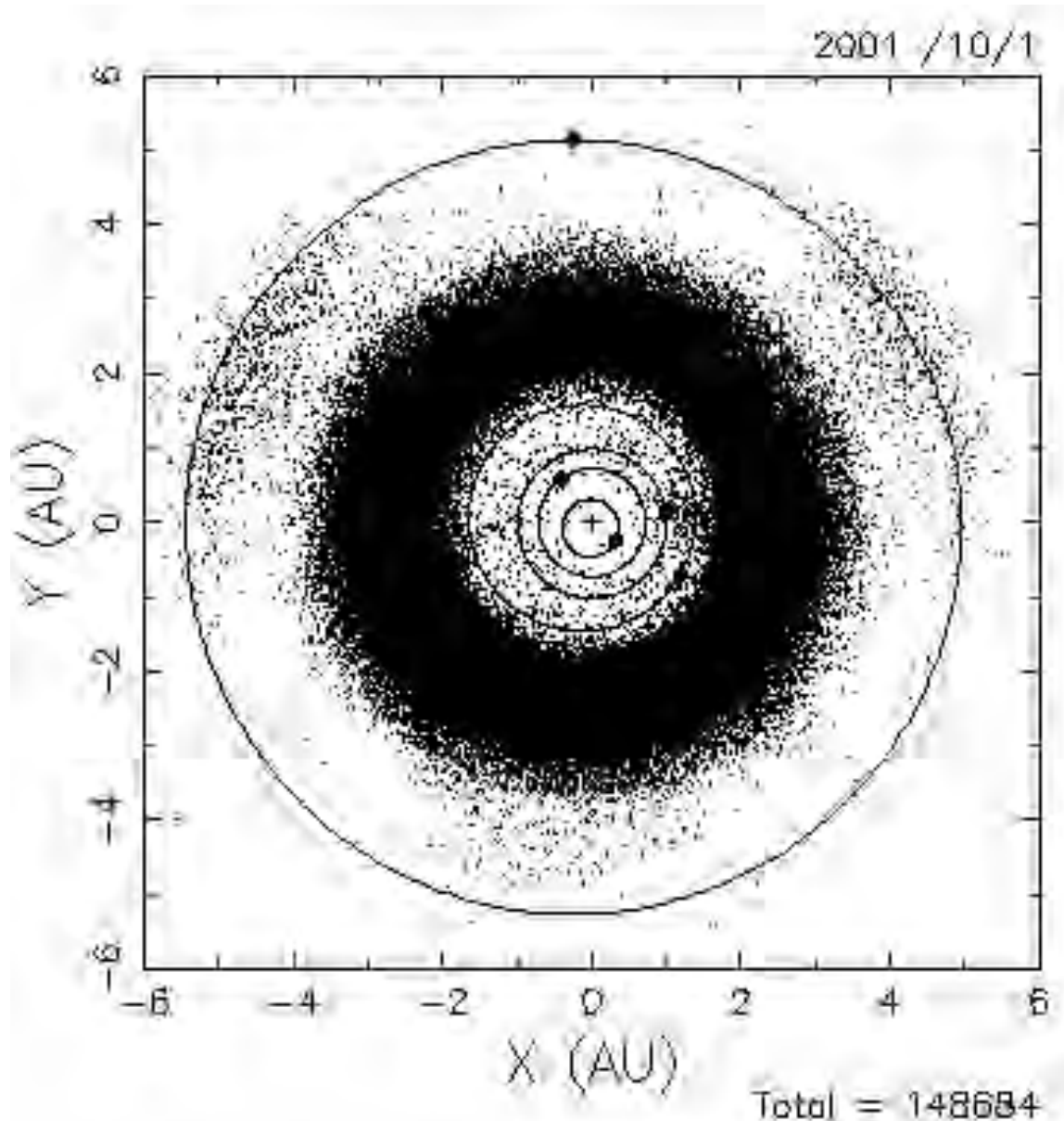
- ・1954年製作
- ・1955年試射
- ・直径1.8cm
長23cm
重さ200g



ペンシル・ロケットの発射実験

- 1998年9月26日：
米国のLINEARプロジェクトによっ
て発見(1998 SF36)
- 2001年6月：
確定番号25143
- 2003年8月：
イトカワと命名 ←打ち上げ後
- 2005年9月12日：
「はやぶさ」イトカワ到着

小惑星の分布と数



2014年10月の時点で、発見
され軌道が求められている
小惑星:

約66万個

確定番号付き:

約41万個

地球軌道に接近するもの:

約11,500個

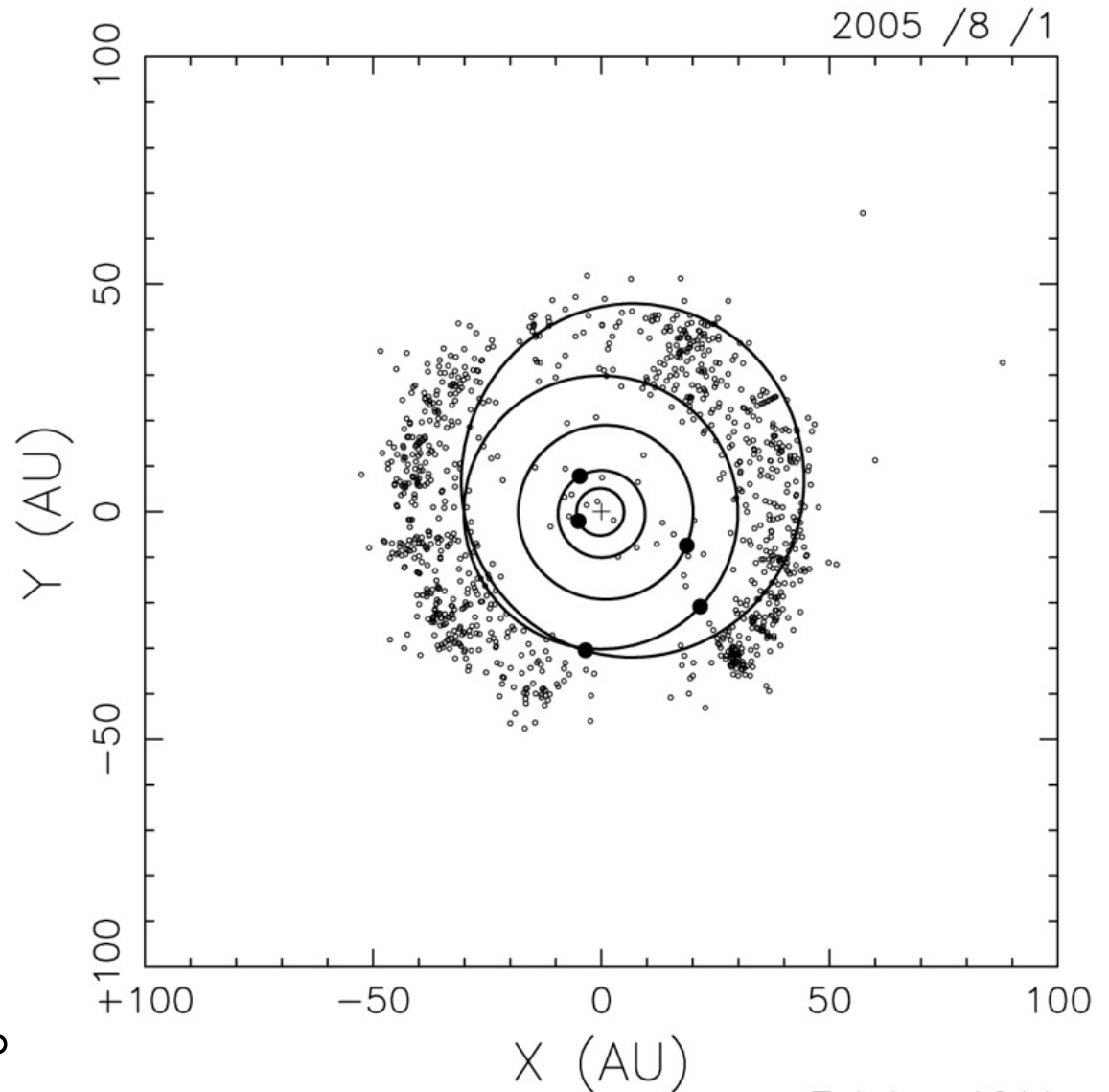
図は、148684個をプロット

太陽系外縁天体

「エッジワース・カイパーベルト天体」とも呼ばれている。

最初の天は、1992年に
発見(1992 QB1)

2014年10月の時点では、
約1700個発見されている。



図は、1011個をプロット

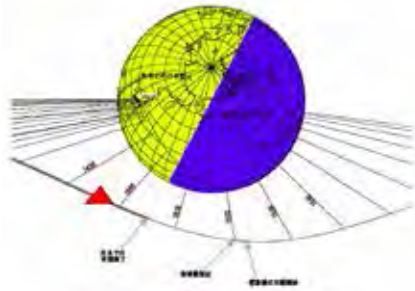
「はやぶさ」における技術への挑戦 (© JAXA)

2003.05.09

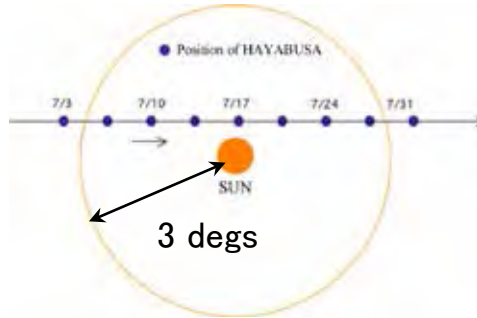


打ち上げ

2004.05.19



地球スイングバイ



合

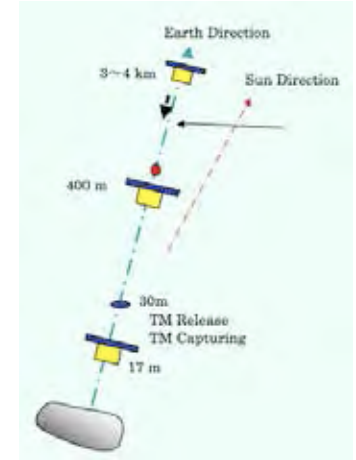


光学航法

小惑星到着 2005.09.12



イトカワ
接近運用



タッチダウン

新しい技術



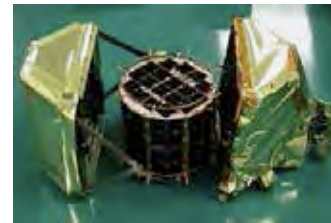
イオンエンジン



ターゲットマーカ



サンプラー

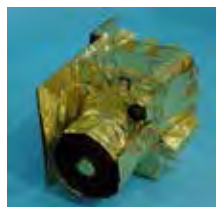


ミネルバ

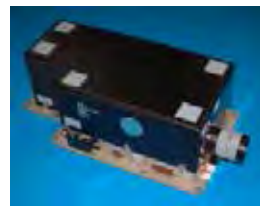
観測装置



AMICA



LIDAR



NIRS



XRS

想定外の
トラブル

再突入カプセル



2010.06.13

117

世界の太陽系小天体探査

	1980	1990	2000	2010
フライバイ	1986<ハレー彗星> ベガ1号・2号、さきがけ、すいせい、ジオット、ICE 1985<ジャコビニ・ツィナー彗星>ICE	1991<ガスプラ>ガリレオ 1992<グリグ・シェレルプ彗星>ジオット 1993<イダ>ガリレオ 1996<マチルダ> ニア・シューメイカー 1999<ブレリュ> ディープ・スペース1	2001<ボレリー彗星> ディープ・スペース1 2002<アンネフランク> スター・ダスト 2008<シュテインス> 2010<ルテティア> ロゼッタ 2004<ビルト2彗星> スター・ダスト 2005<テンペル1彗星> ディープ・インパクト	2015<冥王星> ニューホライズンズ 2011<テンペル1> NEXT 2010<ハートレイ2> >EPOXI
衝突				2019<1999 JU3> はやぶさ2
ランデブー・着陸			2000<エロス> ニア・シューメイカー	2014<チュルモフ・ゲラシメンコ> ロゼッタ 2011<ベスタ> 2015<セレス> ドーン
サンプルリターン			2005<イトカワ>はやぶさ (2010年帰還) 2004<ビルト2彗星> スター・ダスト(2006年帰還)	2018<1999 JU3> はやぶさ2

※年は天体に到着した(する)年を示す
※この他、火星衛星のフライバイ等あり

- ・はやぶさ2以外は、実施された(現在進行中を含む)探査のみを記載。
- ・青字は未到着

FAQ

Frequently Asked Question

FAQリスト

FAQ-01:「はやぶさ2」の総飛行距離はどのくらいになりますか？

FAQ-02: 行き(地球から小惑星まで)は3年半もかかるのに帰り(小惑星から地球まで)は1年しかかからないのはどうしてですか？

FAQ-03:「はやぶさ2」では、アンテナが2つの平面アンテナになっているのはなぜですか？

FAQ-04:「はやぶさ2」のイオンエンジンは、「はやぶさ」のときのものからどのような改良をしたのですか？

FAQ-05:「はやぶさ2」が探査する小惑星1999 JU3にはどのような有機物があると想定されていますか？ また、その有機物を調べると何が分かりますか？

FAQ-06: 小惑星1999 JU3には名前は付かないのですか？

FAQ-07:「はやぶさ2」の打ち上げ時刻はどうして2014年11月30日13時24分48秒と細かく決められているのですか？

FAQ-08:「はやぶさ2」の最高速度はどのくらいになりますか？

FAQ-09:「はやぶさ2」は打ち上げ後、地球を約1周した後でロケットから分離されるのはなぜですか？

FAQ-10: C型小惑星は、S型やM型など他の型の小惑星とは何が異なるのですか？ また OSIRIS-RExが探査をするB型小惑星とはどのように異なるのですか？

FAQ-01

「はやぶさ2」の総飛行距離はどのくらいになりますか？

2014年末に打ち上げられてから2020年末に地球に戻ってくるまでの飛行距離を太陽を原点に置いた座標系で求めてみると、約52億4千万kmになります。

ただし、この距離にはあまり意味はありません。なぜならば、地上で自動車で何千kmも走ったということとは異なるからです。惑星探査機の場合、打ち上げられて太陽の周りを回る軌道に乗った場合、その後はエンジンを吹かしたりしなくてもそのまま太陽の周りを回り続けます。つまり、時間が経てば自動的に飛行距離は大きくなるわけです。ですから飛行距離が大きくてもあまり自慢にはなりません。むしろ6年間飛行をして戻ってくる、ということの方が意味があります。（ちなみに、同じこの6年間に地球は約56億4千万km動いていますから、地球の方がより長い距離を“飛行”していることになります。）

なお、距離の場合には座標系にも注意が必要です。上記の距離は太陽が動いていないと見なしている空間における距離ですが、太陽は銀河系中心の周りを秒速220kmほどで動いていますし、その銀河系自体も宇宙空間の中を動いているわけです。どの座標系で見るかによっても、探査機の飛行距離は大きく異なります。

FAQ-02

行き(地球から小惑星まで)は3年半もかかるのに帰り(小惑星から地球まで)は1年しかかからないのはどうしてですか？

「はやぶさ2」は2014年末に打ち上げられた後、地球の軌道とほぼ同じような軌道を通って太陽の周りを一周して、約1年後に地球に戻ってきてスイングバイをします。つまり、実質的に「はやぶさ2」が地球から離れるのは2015年末になりますから、小惑星に到着するのにかかる時間は2年半となります。ちなみに、スイングバイをするまでの最初の1年間は、イオンエンジンの試運転をしたり搭載機器のチェックをしたりする期間ですので、非常に重要な期間です。

では、行きが2年半で帰りが1年なのはなぜでしょうか？ これは、行きは、最終的には探査機のスピードを小惑星のスピードと等しくする必要がありますが、帰りは探査機のスピードを地球のスピードと等しくする必要はないことによります。帰りは、カプセルは秒速約12kmで地球大気に突入しますが、地球大気がこのスピードを減速してくれるわけです。さらに、探査機の軌道制御をイオンエンジンで行っていることも理由になります。つまり、イオンエンジンでは一気に軌道制御はできませんから、少しずつ軌道を制御していきます。そのために、行きでは時間がかかることになります。

なお、行き帰りの時間は地球と小惑星の位置関係によって大きく変わります。今回は、帰り(小惑星から地球)についてはタイミングがよかったためあまり時間が必要なかったということも理由です。

FAQ-03

「はやぶさ2」では、アンテナが2つの平面アンテナになっているのはなぜですか？

まず、2つの丸い平面アンテナは、ハイゲイン（高利得）アンテナといいます。これは、大量のデータを送るときに使われるもので、「はやぶさ2」の場合にはハイゲインアンテナ以外に、ミドルゲイン（中利得）アンテナとローゲイン（低利得）アンテナがあります。

さて、ハイゲインアンテナが2つある理由ですが、「はやぶさ2」では2種類の電波で通信を行うためです。2種類とはX帯（Xバンド）とKa帯（Kaバンド）と呼ばれる周波数の異なる電波です。周波数はX帯が約8GHzでKa帯が約32GHzになります。Ka帯の方が約4倍速い（同じ時間ならば約4倍多い）データの通信ができるので、「はやぶさ2」が小惑星に到着して科学観測を沢山行ったときに、そのデータを地球に送るためにKa帯のアンテナを使う予定です。

次にアンテナが平面になっている理由ですが、これは技術の進歩によりパラボラ型でない平面のアンテナでも同等な性能が出せるようになったためです。平面アンテナにすると同じ性能のパラボラアンテナに比べて重さを約四分の一に減らすことができます。少しでも軽くしたい探査機にとっては、非常に好ましいことになります。日本の月惑星探査では、2010年に打ち上げられた金星探査機「あかつき」から平面のハイゲインアンテナを使っています。

FAQ-04

「はやぶさ2」のイオンエンジンは、「はやぶさ」のときのものからどのような改良をしたのですか？

「はやぶさ」のイオンエンジンから改良した点は、耐久性を向上させたことと推力を増強させたことです。

まず、耐久性向上についてご説明します。イオンエンジンは、イオンビームを噴射して推力を発生する「イオン源」と、電子を放出してイオンビームを電氣的に中性化する「中和器」から成り立っています。「はやぶさ」では、1台のイオン源が打ち上げ直後からプラズマ発生(キセノンのイオン化)が不安定であったため、6年間使用せずに待機させていましたが、6年後には全くプラズマ点火できない状態であることが確認されました。また、1万～1万5千時間の運転時間経過後に、3台の中和器の電子放出性能が低下しました。「はやぶさ2」では、これら「イオン源」と「中和器」両方の改良を行いました。

イオン源の点火性向上について:「はやぶさ」で不調だった1台については、打ち上げ直前にこの1台だけ部品交換が必要な状況となり、その際のマイクロ波回路の個別調整や特性確認が不十分なものになってしまったために、プラズマ点火能力が不足していたと考えています。プラズマ点火はキセノンガスの流量が大きい場合ほど困難であるのがマイクロ波放電方式のイオン源に共通の特徴です。「はやぶさ2」では、プラズマ発生に利用する電波(マイクロ波)のアンテナを国産化するとともに、寸法の最適化を行い、実際に使用する1.5倍以上の大流量であっても確実にプラズマ点火できるように改良されています。

FAQ-04(続き)

中和器の耐久性向上について:「はやぶさ2」では、中和器に使用している永久磁石の個数を増やすなどして磁場の強さを2割増しにしました。また、電子発生に必要な電波(マイクロ波)が効率よく供給されるよう、マイクロ波回路の寸法調整を入念に行いました。これらの結果、従来より低い電圧でも電子を放出することができるようになりました。そのため中和器内部の金属壁がイオンの衝突で侵食される速度が小さくなり、中和器の耐久性が向上しました。2014年10月現在、改良型中和器の耐久試験を継続中ですが、累積作動時間1万9千時間でも性能低下は全く見られていません。

次に、推力の増強についてご説明します。イオンエンジンはキセノンガスの流量を増やすほどイオンビームの電流が大きくなり、それに比例して推力も大きくできます。ところが、「はやぶさ」のイオンエンジンは、ある一定以上のキセノンガスを供給すると8mN(ミリニュートン)の推力をピークに、流量増加とともに推力が減少してしまう特性がありました。これは、プラズマ(=イオンと電子)発生に用いる電波(マイクロ波)の通り道のイオン源内の空間が濃いプラズマにふさがれて、それより下流のイオンビーム引き出し部に供給されにくくなるためと考えました。そこで、上流部分のプラズマが濃くなりやすくするように、キセノンガスの噴射口を従来からある上流の1個だけでなく下流側に8個を追加し、さらに上流と下流の流量配分を最適化しました。その結果、ある一定の流量で推力がピークをもつ特性は依然としてあるものの、そのような流量と最大推力を従来に比べ2割増加させ10mN(ミリニュートン)の推力発生が可能になりました。中和器の耐久性向上のための改良の結果、この大推力運転に中和器も対応可能となっています。

FAQ-05

「はやぶさ2」が探査する小惑星1999 JU3にはどのような有機物があるかと想定されていますか？ また、その有機物を調べると何が分かりますか？

1999 JU3に似ていると考えられています炭素質コンドライトというグループの隕石の研究を参考にしてみますと、1999 JU3の表面の物質には見た目は黒い炭(すみ)やススのような有機物が全体の1%ぐらい含まれていると考えられます。これに比べればわずかな量と想定されていますが、アミノ酸、カルボン酸、核酸塩基、アルコール、など私達がよく知っている生体関連分子も検出されることが期待されています(注:生体関連有機分子が存在するからといって宇宙に生命がいる証拠になるわけではありません。ススのような有機物も、アミノ酸も、約45億年前に、生命が誕生する前の宇宙空間で作られた、生命の原材料物質の一つ、ということ是可以できるでしょう。)

また、“日焼けした”小惑星には有機物が存在するののかも、今回、初めて知ることができます。もともとあった有機物が日焼けすることで減るかもしれないし、新しく有機物を作られるかもしれないのです。これについては隕石では研究できなかった領域です。(注:“日焼け”とは小惑星表面の物質が太陽からの光や放射線、あるいは物質の衝突などで、変質する現象のことで、専門用語では「宇宙風化」と呼ばれます。)

(次ページに続く)

FAQ-05(続き)

このような有機物を調べることで、いろいろなことを知ることができます。例えば、含まれる有機物の種類、濃度、構造から、1999 JU3の天体がどれぐらい多くの水にさらされ、どれぐらいの温度を経験したかが分かります(専門的な言葉でいうと、母天体上の水質変成や衝撃変成の程度を評価することができます)。

また、小惑星表面の物質と、衝突装置で作ったクレーター内部の物質に含まれる有機物の種類、濃度、構造を比べることで、小惑星表面がどれぐらい日焼けしたかが分かります。それぞれの有機物の炭素・水素・窒素の同位体比から、小惑星の有機物はどこで最初に作られたのか(星間分子雲か、原始惑星系円盤か、小惑星上か)も分かるでしょう。そして、約45億年前に誕生した地球にもたらされた生命の原材料物質(有機物)が何であったのかが解明できることを期待しています。

FAQ-06

小惑星1999 JU3には名前は付かないのですか？

小惑星は、発見されたときにはまだ軌道が不確定（軌道の誤差が大きい）なのですが、何度も観測が行われると、軌道が正確になります。ある基準まで軌道が正確に推定できると「確定番号」と呼ばれる通し番号が付けられるのですが、確定番号が付くとその小惑星に名前を付けることができますようになります。

では、誰が名付け親になるのでしょうか？ 小惑星の名前を付けることができるのは、その小惑星を発見して最初に軌道を推定した人です。1999 JU3の場合には、アメリカのMIT（マサチューセッツ工科大学）のLINEAR（リニア）というプロジェクトが発見しましたから、リニアプロジェクトが名前を付けることができますことになります。「はやぶさ2」プロジェクトでは、リニアプロジェクトと交渉をして、1999 JU3の名前は「はやぶさ2」プロジェクトから提案させてもらえることになりました。提案を受けたリニアプロジェクトは、その名前を国際天文学連合に提案します。そして、国際天文学連合で認められると正式に名前が付くことになります。

1999 JU3の名前については、どのような名前にするのかはまだ決まっていません。また、名前を決める方法も決まっていません。「はやぶさ2」の打ち上げが成功したら、是非、1999 JU3の名前を決めたいと思います。

参考:「1999 JU3」というような表記は、小惑星の仮符号と呼ばれています。また、「はやぶさ」が探査した小惑星イトカワを発見したのもリニアプロジェクトでした。

FAQ-07

「はやぶさ2」の打ち上げ時刻はどうして2014年11月30日13時24分48秒と細かく決められているのですか？

惑星探査機の場合、目的地の天体に到着するためには、ちょうどよいタイミングの打ち上げ時刻があります。その時刻から1秒でもずれてしまうと打ち上げることはしません。仮に1秒でもずれて打ち上げると、打ち上げた後の軌道修正に燃料が必要になってしまいます。燃料は非常に貴重ですから、予定された時刻ぴったりに打ち上げることにしています。

ちなみに、「はやぶさ2」では打ち上がったあと約1年後に地球に戻ってきてスイングバイをしてから小惑星1999 JU3に向かうことになりますが、この一連の軌道運動にとって2014年11月30日13時24分48秒に打ち上げるのが最もよいことになります。

なお、打ち上げる日付が異なると、打ち上げ時刻も微妙に異なります。

FAQ-08

「はやぶさ2」の最高速度はどのくらいになりますか？

「はやぶさ2」の速度が最も速くなるのは、2017年3月頃で、そのときの速度は秒速33.3kmとなります。これは時速に直すと時速約12万kmという速度です。たとえば新幹線の速度がおおよそ時速300km(秒速0.083km=秒速83m)ですから、「はやぶさ2」がいかに速いかがわかります。

ただし、惑星探査機の速度を考えるときには注意が必要です。まず、上記の速度というのは太陽に対する速度です。惑星探査機は、地球の引力を振り切った後は太陽の周りを回っていますから、太陽に対する速度を考えるのが自然です。一方、地球も太陽の周りを回っていてその速度は、秒速約29.8km(時速10万7千km)です。ということは、地球の引力を振り切って太陽系空間に出た探査機は、最初から地球の公転速度である約29.8km/sという速度を持っていることとなります。「はやぶさ2」も、速度が0km/sから33.3km/sに加速したのではなくて、地球の公転速度から加速したということになります。

また、探査機の場合、加速をすると速くなるという当たり前のことが必ずしも成り立たないことにも注意が必要です。もちろん、探査機が飛行中にある場所で加速すれば、その瞬間の探査機の速度は速くなります。ところが、その後しばらくすると、探査機を加速しなかったときよりも速度が遅くなってしまうのです。これは、加速したことによってより大きな(より遠方まで伸びた)軌道に軌道が変わってしまうためです。加速したときのエネルギーは速度を速めるということよりも、より太陽から遠いところに行くために使われるのです。

FAQ-08(続き)

参考までに、「はやぶさ2」の速度に関するいくつかの情報を示します。

- | | |
|---------------------|----------------------|
| ・6年間の最高速度 | 秒速33.3km(太陽に対する速度) |
| ・6年間の最低速度 | 秒速23.1km(太陽に対する速度) |
| ・小惑星ランデブー時の速度 | 秒速33.1km(太陽に対する速度) |
| ・地球の引力を振り切ったときの速度 | 秒速 4.6km(地球に対する速度)※1 |
| ・イオンエンジンが6年間で加速する総量 | 秒速 2km (=新幹線の24倍)※2 |
| ・地球スイングバイでの速度変化 | 秒速 1.6kmの加速 |

ここで地球の引力を振り切ったときの速度(※1)とは、地球の引力の影響が小さくなる月よりも遠いところでの地球に対する探査機の速度のことです。また、イオンエンジンによる加速の総量が2km/sであるということ(※2)は、いろいろな方向に加速した量を合計した量が2km/sになるということなので、探査機のスピードが結果的に2km/s増えるというわけではありません。

FAQ-09

「はやぶさ2」は打ち上げ後、地球を約1周した後でロケットから分離されるのはなぜですか？

「はやぶさ2」では、打ち上げ後、第一段エンジンの燃焼が終了した後、第二段エンジンの燃焼が始まります（打ち上げから6分50秒後）。第二段エンジンの燃焼開始から約5分30秒後（打ち上げから11分18秒後）には、いったん、エンジンの燃焼を止めて、そのまま約1時間30分飛行します。そして、打ち上げから1時間39分23秒後に再度燃焼を始めて、約4分後に第二段エンジンの燃焼が終了します（打ち上げから1時間43分24秒後）。そして約4分後（打ち上げから1時間47分15秒後）に「はやぶさ2」が分離されることになります。

この間、「はやぶさ2」は第二段ロケットに付いたまま地球を約1周するのですが、この理由は地上局との通信が関係しています。第二段エンジンで一気に加速して探査機を分離するような打ち上げも可能なのですが、そうすると、探査機がロケットから分離したあと地上局と通信ができるまで少し待たなければなりません。ロケットから分離した後はなるべくすぐに通信を確立して探査機の運用をしたいので、このような打ち上げはあまり好ましくありません。それで、ロケットから探査機が分離された後すぐに通信ができるように、1周待ってから再加速して探査機を分離するようにしたのです。

FAQ-10

C型小惑星は、S型やM型など他の型の小惑星とは何が異なるのですか？
またOSIRIS-RExが探査をするB型小惑星とはどのように異なるのですか？

CやS型は地球のようにコアマントル分離するような溶融を経験していない天体です。一方、M型は鉄隕石のような金属質だとすると、一度溶融を経験して金属物質を選択的に集めて形成された天体だと考えられます。ただし、C型もS型も、全く熱変成を受けていないかというそうではなく、放射線壊変物質の熱や形成後の衝突による熱等により熱変成を受けている場合もあると考えられます。

SとCの違いは材料物質の違いによります。大きな違いは、Sには水や有機物がほとんど含まれないのに対して、Cにはこれらが含まれていることです。これは、これらの天体が形成されたときの太陽からの距離に依存すると考えられ、太陽に近い方、つまりスノーライン（凍結線）の内側で形成されたのがS型で、その外側で形成されたのがC型であると考えられています。S、Cともに、その後は強い分化過程はを受けていないと考えられています。（スノーラインについて：中心星（太陽）からある程度離れると水、アンモニア、メタンなどが凍結するが、凍結し始めるところをスノーライン と呼ぶ。）

（次ページに続く）

FAQ-10(続き)

CとBの違いですが、Bは広義にはCの一部です(サブクラスの位置づけ)。スペクトル的には可視部でC型よりB型の方がやや右下がり(波長が長いほど反射率が低い)で近赤外域もその傾向は続いています。CとBの物質的な違いについてはまだはっきりとしたことは分かっていません。Bの方が宇宙風化しているとか、熱変成を受けているとかいうことはありますが、物理的に何がどうなってそうになっているかよくわかっていません。

C型とB型という「似て非なる」小惑星のサンプルを二つのミッションが採取してくることで、小惑星で起こる水や有機物の進化について、何が一般的で何が天体ごとの違いを生み出すのかなどについてより深く理解できると期待されます。