



# 2018年の小惑星リュウグウ到着にむけて 小惑星探査機「はやぶさ2」の近況

2017年7月12日

JAXA はやぶさ2プロジェクト



# 本日の内容



「はやぶさ2」に関連して、これまでの経緯や工学的・理学的成果、現在行っている小惑星近傍運用に関する作業などについて紹介する。



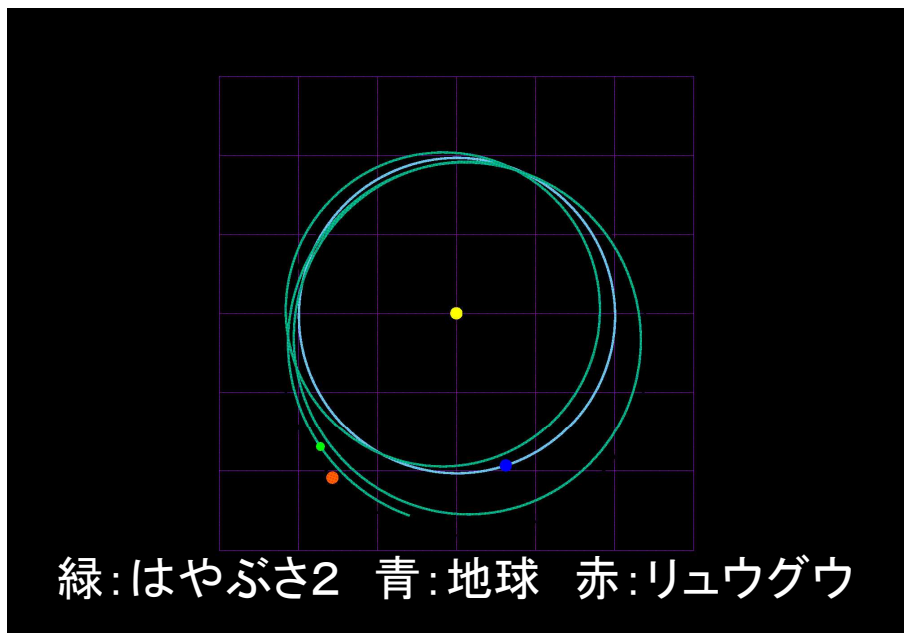
# 目次



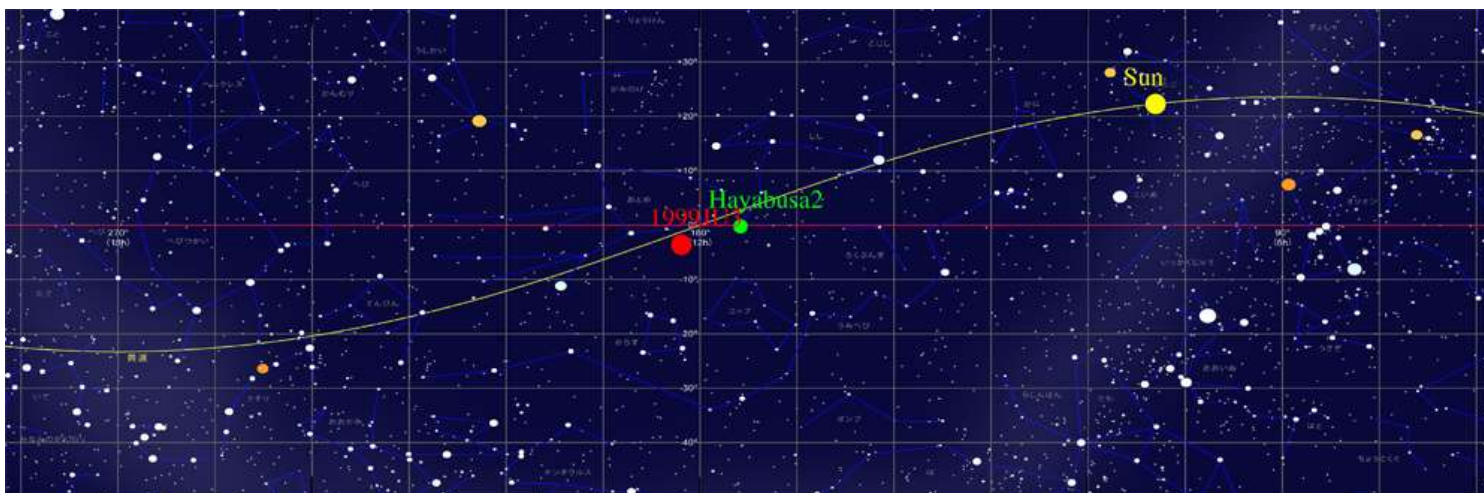
0. 現在の「はやぶさ2」・最近の撮影など
1. プロジェクトの現状と全体スケジュール
2. これまでの主要な経緯
3. イオンエンジン運用
4. これまでの主要な成果
5. 小惑星近傍運用
6. リュウグウについての最新情報
7. 広報・アウトリーチ
8. 今後の予定



# 現在(2017年7月10日)の「はやぶさ2」



- ・地球からの距離:約1億7650万km  
電波で約589秒
- ・太陽からの距離:約1億8100万km
- ・小惑星までの距離:約3140万km
  
- ・地球に対する速度:約33.4km/s
- ・太陽に対する速度:約26.4km/s
  
- ・総飛行時間:950日
- ・総飛行距離:約24億km





# L5点付近撮影の結果

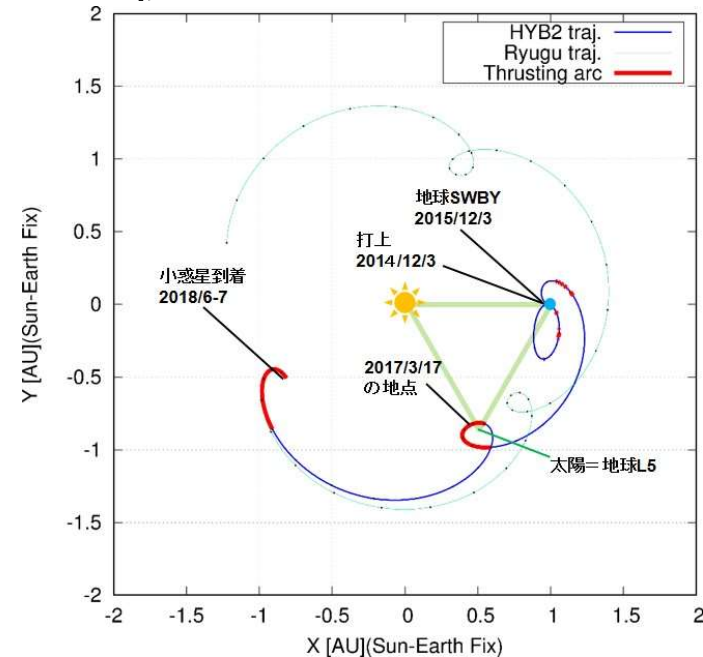
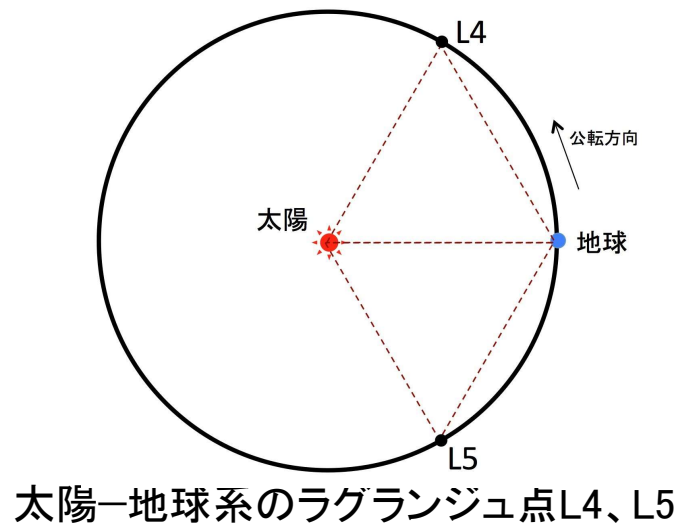


## 観測

- 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

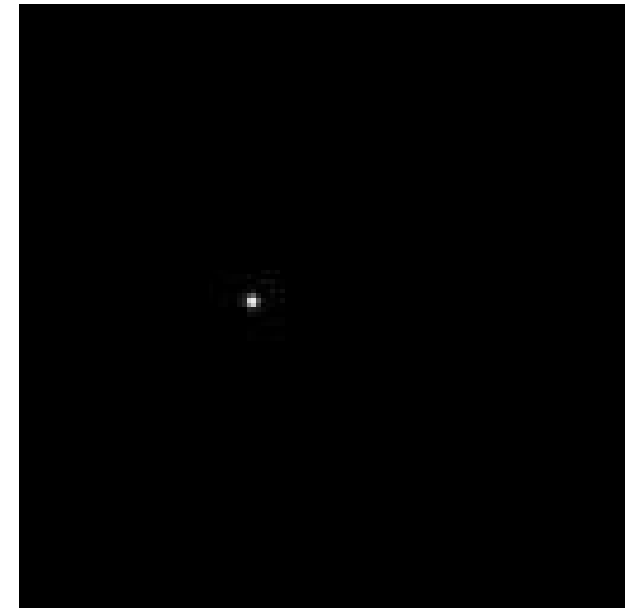




# 最近の撮影の例：木星



- 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  $6.71044 \times 10^8$  km



ONC-Tで撮影された木星

- 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。



# 「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。



## はやぶさ2 主要緒元 （イラスト 池下章裕氏）

質量	約 600kg
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)
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

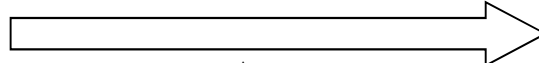
サンプリング機構、地球帰還カプセル、光学カメラ、レーザー測距計、科学観測機器(近赤外、中間赤外)、衝突装置、小型ローバ



# ミッションの流れ概要

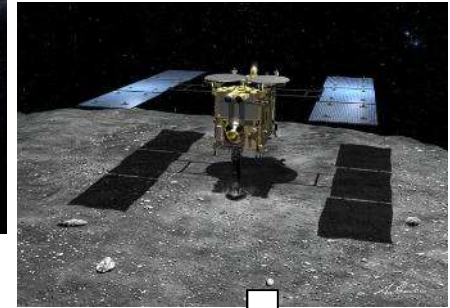


打上げ  
2014年12月3日

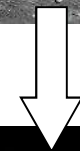


小惑星到着  
2018年6-7月

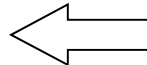
▲  
地球スイングバイ  
2015年12月3日



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。



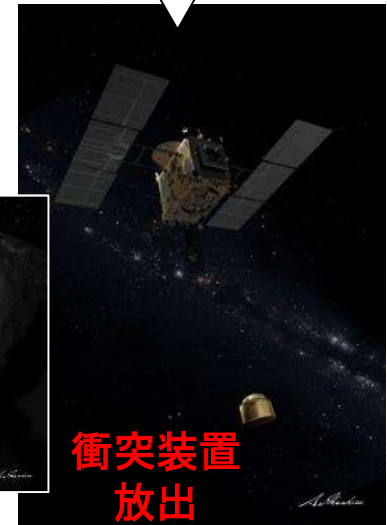
地球帰還  
2020年末ごろ



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

サンプル分析

(イラスト 池下章裕氏)

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。





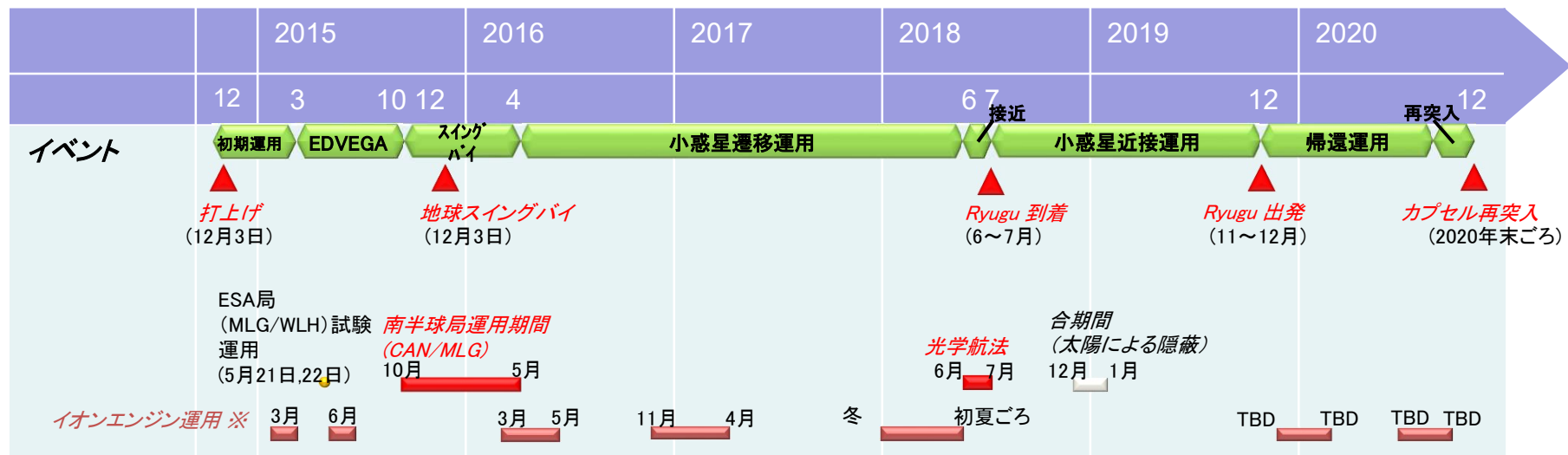
# 1. プロジェクトの現状と全体スケジュール



現状:

- 打上げから2年半余りが経過。地球スイングバイ後も、順調に航行を継続中。リュウグウ到着予定は、当初の計画通りの2018年6-7月。
- 往路イオンエンジン動力航行の計画値約7000時間のうち約3900時間を完了。
- 小惑星到着時の運用に向けて、運用訓練を実施中。

全体スケジュール:





## 2. これまでの主要な経緯



- |                      |                     |
|----------------------|---------------------|
| 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(地球・月観測)  |
| 2015年12月4日～2016年4月   | : 南半球局運用            |
| 2016年～               | : イオンエンジン運用(次ページ参照) |
|                      | : 新規技術試験            |
|                      | ・アップリンク・トランスファー     |
|                      | ・Ka帯通信              |
|                      | ・DDOR               |
|                      | ・ソーラーセイルモード         |
|                      | : 試験観測(火星、木星、恒星)    |

※詳細は参考資料に記載

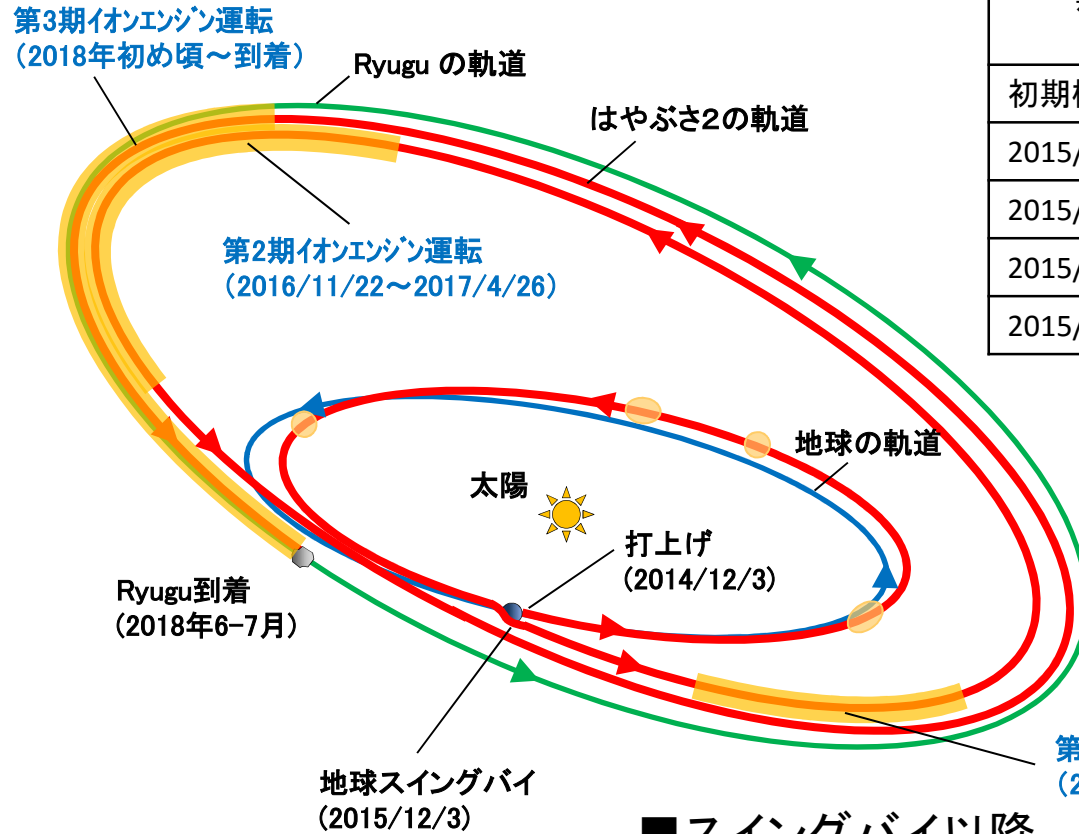


# 3.イオンエンジン運用



## ■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



## ■スイングバイ以降

(※・・・計画値)

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	2558
2018年初め頃~到着	第3期イオンエンジン運転	2→3※	400※	2700※



## 4. これまでの主要な成果



- 探査機システムの計画通りの開発・打上げ
  - タイムなスケジュールであったが、計画通り2014年秋期までに開発を完了し、当初予定通りに打上げに成功した。
- 国際的なミッション遂行体制の構築
  - 米欧豪の宇宙機関(NASA,DLR,CNES)、政府機関、他のミッション(OSIRIS-REx)、各国の科学者らと協力関係を結び、国際的な成果創出の枠組を構築した。
- サイエンス機器の着実な開発
  - *Space Science Review*誌に機器開発・試験に関する論文20編を投稿し、ほとんどが受理された。
- 地球スイングバイの成功とサイエンス機器による地球・月観測
  - 高精度誘導に成功し、地球と月の可視・中間赤外撮像と近赤外分光に成功。リュウグウの観測に必要な機上較正データを得た。
- 新規技術の導入
  - DDOR(Delta Differential One-way Range)、アップリンク・トランスファー、Ka帯通信、ソーラーセイルモードという新しい技術の実証に成功した。

※詳細は参考資料に記載



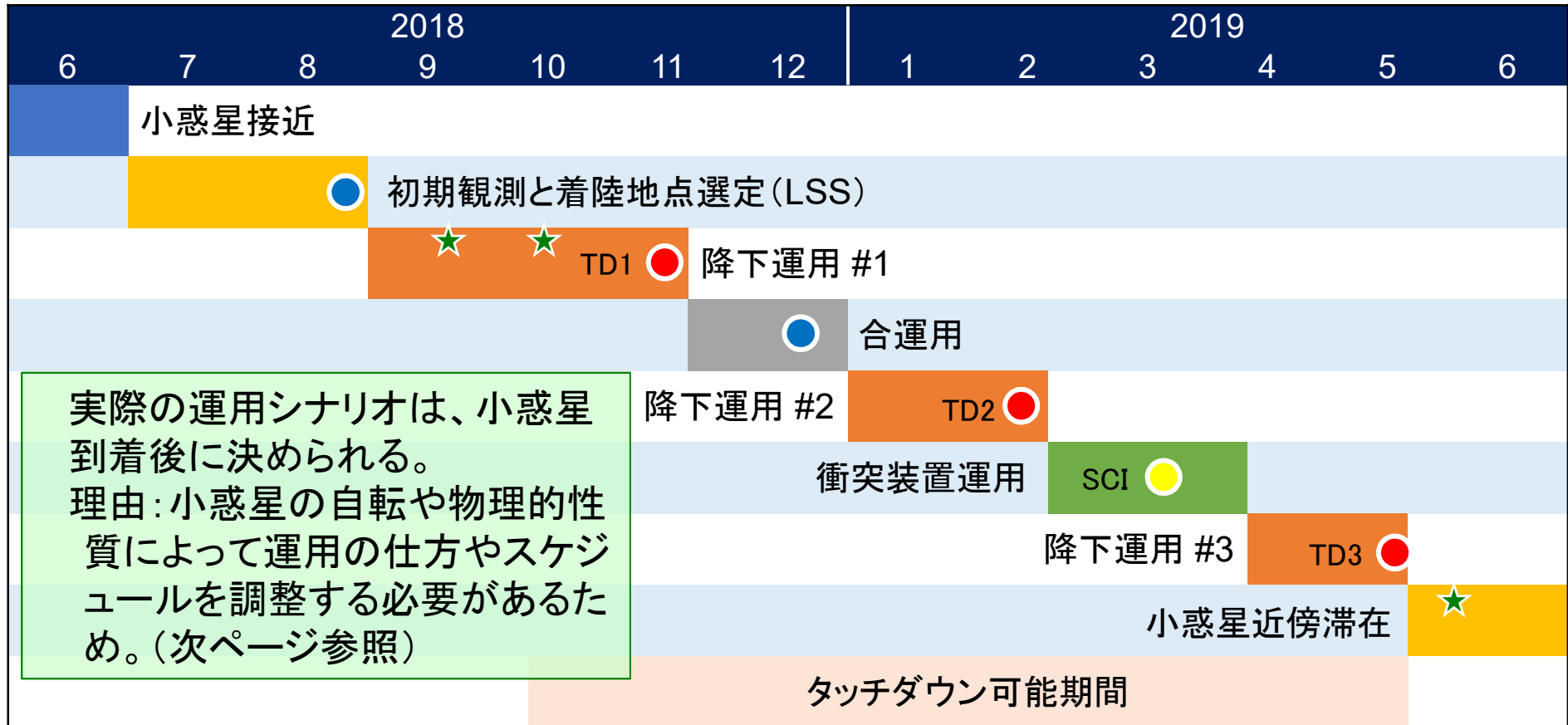
## 5. 小惑星近傍運用検討(1/9)



- 小惑星近傍運用の工学、理学、国際調整に関連していくつかのチームをつくり、詳細な検討を行っている。(体制については、参考資料に記載)
- 様々な条件を考慮しつつ、小惑星近傍での運用のシナリオを検討している。(次ページ参照)
- 小惑星近傍での運用を模擬した訓練を計画し実行している。(次次ページ参照)



# 5. 小惑星近傍運用(2/9) : シナリオ(例)



- 着陸地点選定(LSS)
- タッチダウン(TD)
- ★ 小型ローバ・着陸機の分離時期



## 5.小惑星近傍運用(3/9) : 注意点



### 小惑星近傍運用計画立案に重要となる情報

- 自転軸の向き

自転軸が黄道面に垂直でない場合、探査機から見る事ができる部分が時期によって異なる。→タッチダウンできる時期が限られる。

- 小惑星の重力

小惑星の重力が想定より強いと、小惑星に接近できる回数が減る。タッチダウンの回数が減る可能性もある。

- 形状

小惑星の形状特に表面の傾きは、タッチダウンの可否に大きく影響する。また衝突装置を動作させるときに探査機は小惑星の陰に待避するが、その待避運用も小惑星の形状に大きく影響される。

- 温度

小惑星の表面温度が高くと、探査機を低高度で運用することはリスクを伴う。つまり、表面温度によっては、タッチダウンができる期間が制約される。

- 表面の様子

タッチダウンが行える場所は、大きな岩がない平らな領域である。また可能な限り理学的に興味深い場所を選定する。

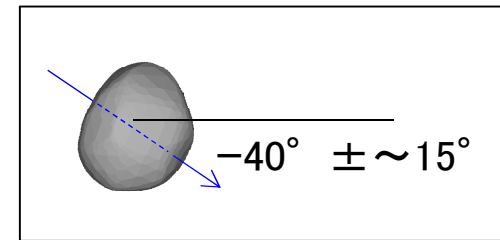
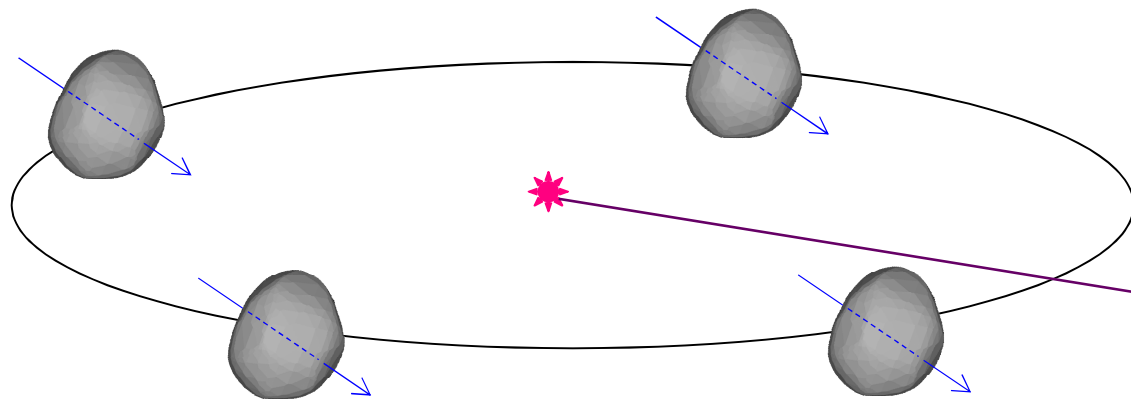


# 5.小惑星近傍運用(4/9) : 自転軸



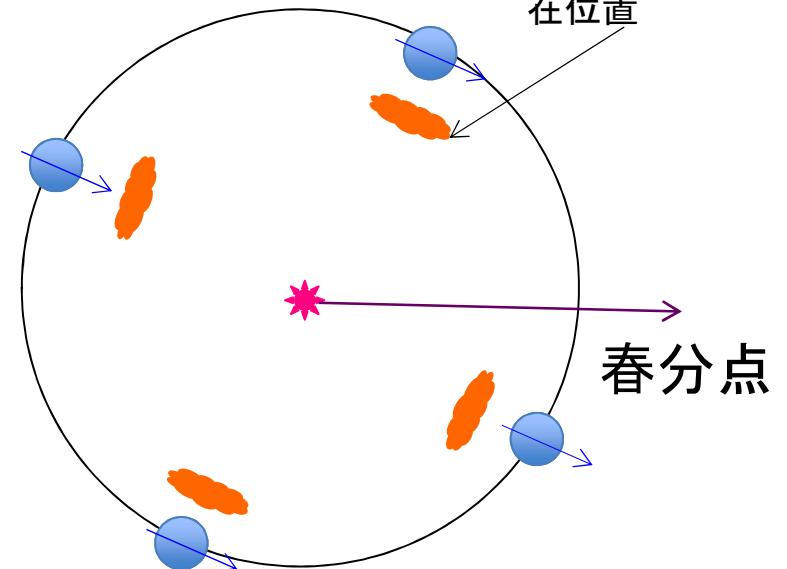
自転軸の向き: 黄経  $\lambda$ 、黄緯  $\beta$

現在の推定値:  $\lambda = 310^\circ \sim 340^\circ$ 、 $\beta = -40^\circ \pm \sim 15^\circ$

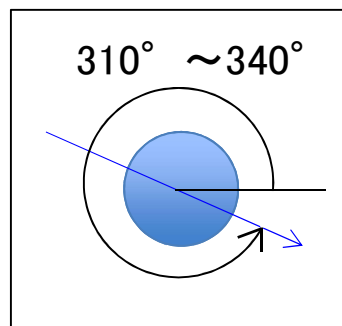
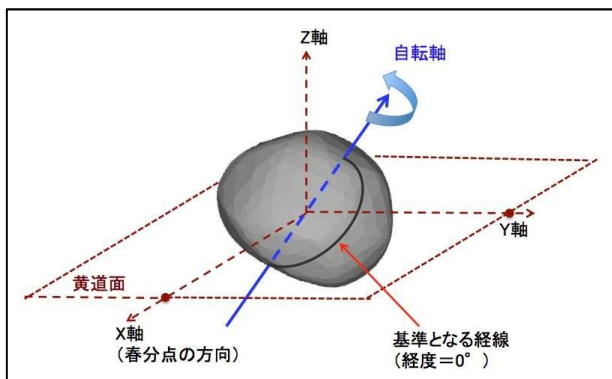


春分点

探査機の滞在位置



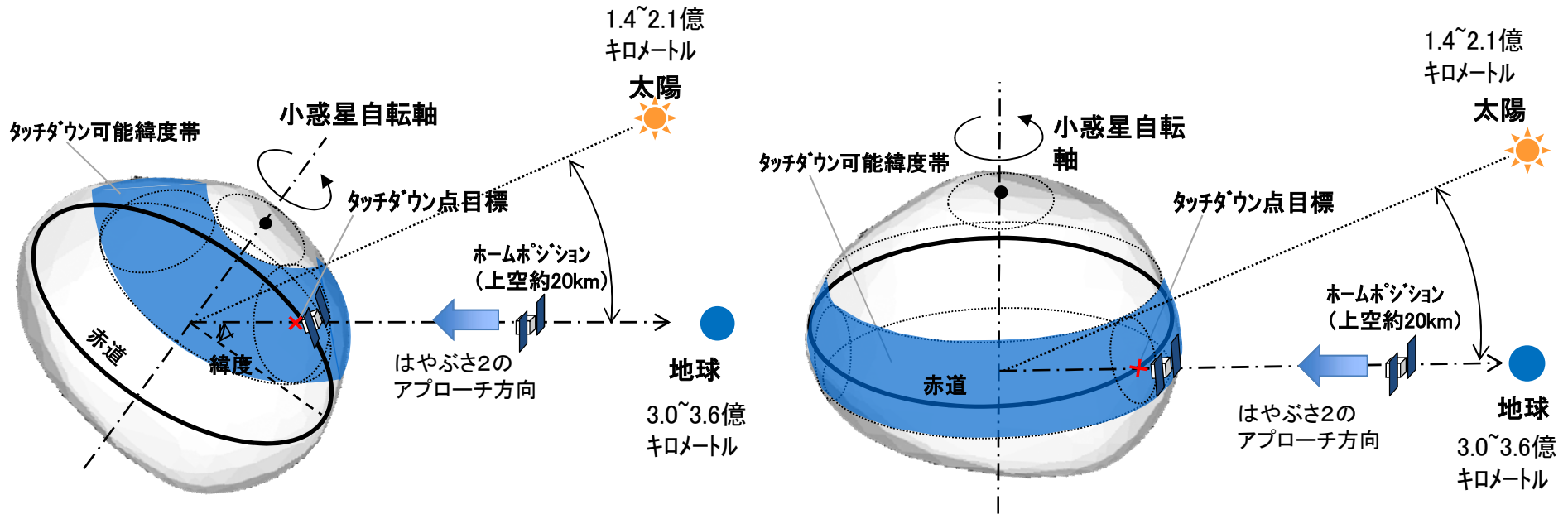
春分点







# 5. 小惑星近傍運用(5/9) : 自転軸



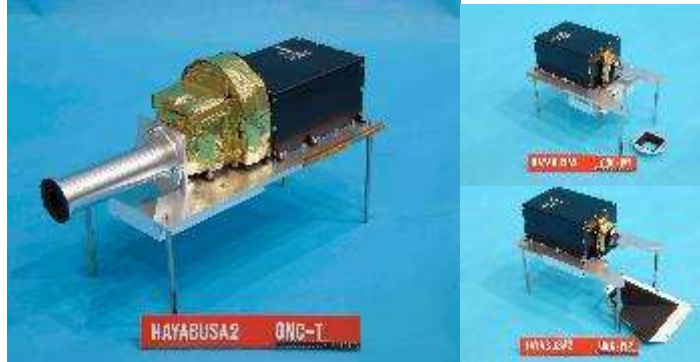
- はやぶさ2は、太陽と地球を背にして(太陽電池・ハイゲインアンテナ面を太陽・地球方向へ向けて)リュウグウへ接近、着陸する。
- 自転軸の向きによって、着陸できる時期・エリアが大きく変わる。



# 参考：近傍運用での情報収集(1/2)



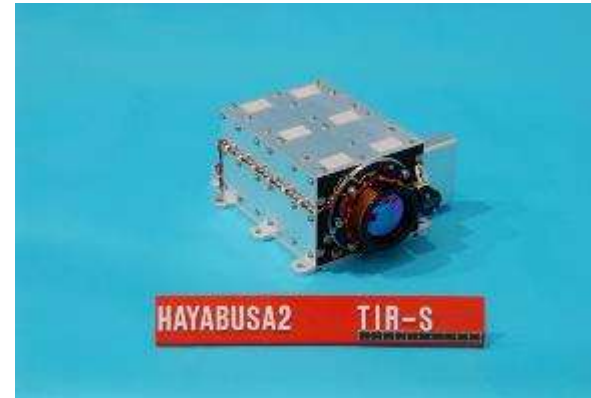
## 光学航法カメラ(ONC)



ONC-T(望遠)      ONC-W1,W2(広角)

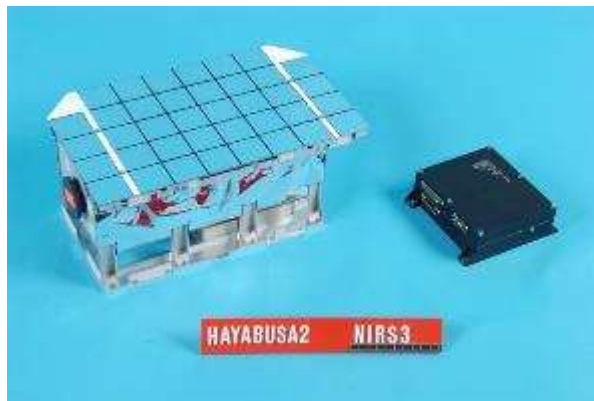
科学観測や航法のための写真を撮影する

## 中間赤外カメラ(TIR)



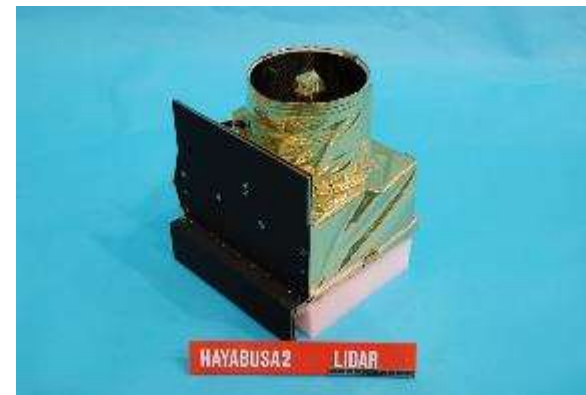
8~12 $\mu$ mでの撮像：小惑星表面温度を調べる

## 近赤外分光計(NIRS3)



3 $\mu$ 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)



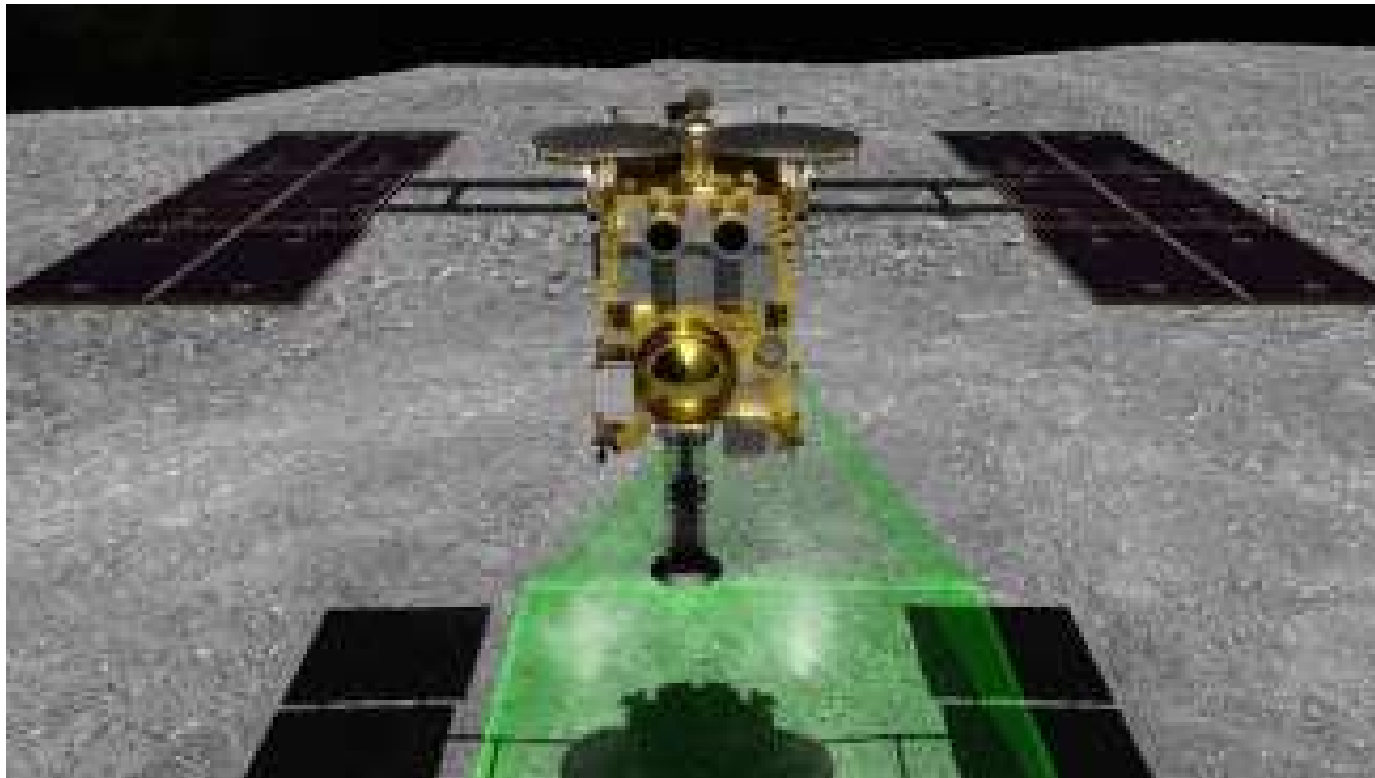
30m~25kmの範囲で、小惑星と探査機との距離を測定する



# 参考：近傍運用での情報収集(2/2)



動画：「はやぶさ2」リモートセンシング機器





## 5. 小惑星近傍運用(6/9): 訓練



2017年度は以下の訓練を行っている。

### ■ LSS (Landing Site Selection) 訓練

着陸地点を選定するためのプロセス、各システムのインターフェース、ツール、所要時間を確認する。

### ■ RIO (Real-time Integrated Operation) 訓練

降下運用などの小惑星近傍での探査機の動き模擬してリアルタイムで確認する。

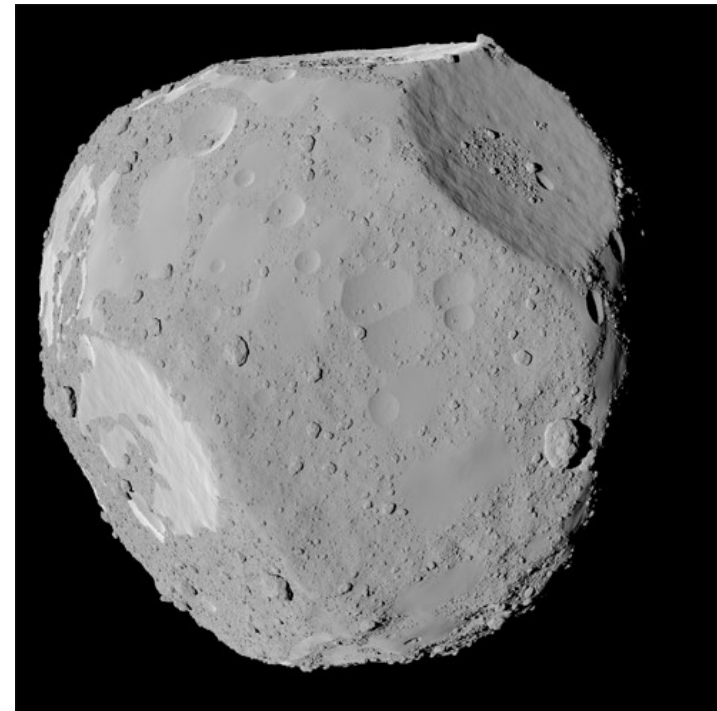
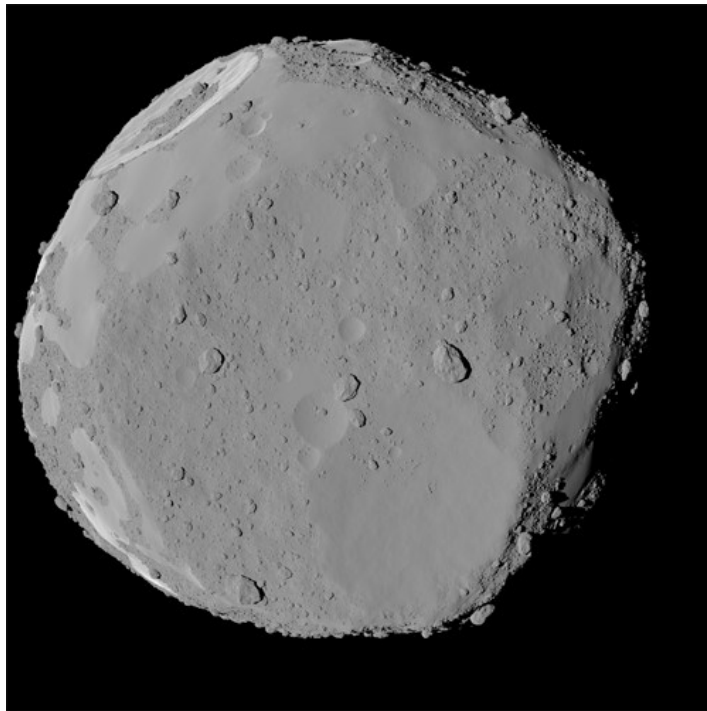


## 5. 小惑星近傍運用(7/9): 訓練



LSS訓練用に試作したリュウグウのモデル

- ・実際の訓練ではここで示したモデルとは別のものを使っている。  
(訓練中なので現時点では非公開)



想定した小惑星形状モデル(3億ポリゴン)の一例



# 5. 小惑星近傍運用(8/9): 訓練

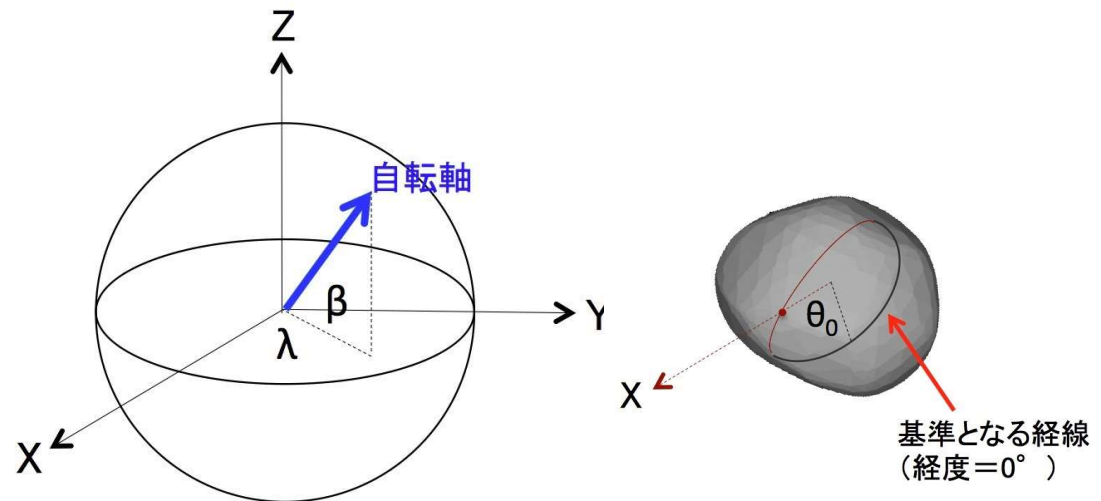
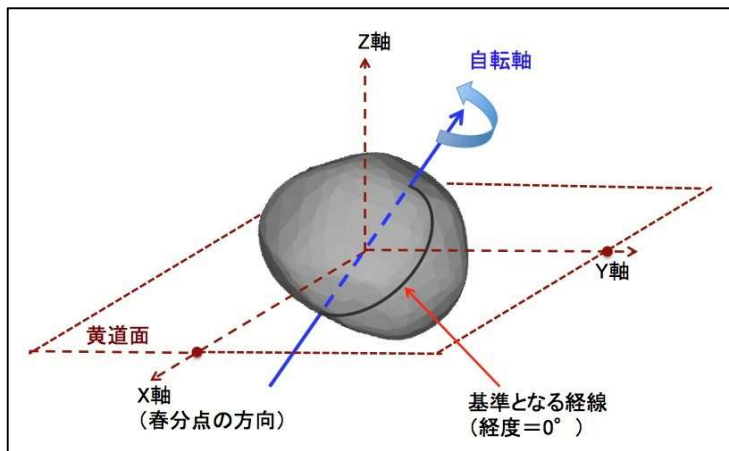


LSS訓練用にツイッターでパラメータを募集:

募集したパラメータ

- ・ 自転軸の向き ( $\lambda, \beta$ )  $\lambda: 280^\circ \sim 359.99^\circ$   $\beta: -80^\circ \sim 0^\circ$
- ・ 初期位相  $\theta_0$  :  $0^\circ \sim 359.99^\circ$

応募されたものから値を選び、訓練を行っている。(訓練中なので、選ばれた値は非公開)





## 5. 小惑星近傍運用(9/9): 国際協力



### ■ HJST (Hayabusa2 Joint Science Team) 会議

「はやぶさ2」サイエンスチームに所属する日本、欧州、米国、豪州などの科学者が議論を行う会合。2012年11月の第1回から現在まで8回開催された。

主な議論:

- ・ミッション、各機器、サイエンスWG等の現状報告
- ・近接運用
- ・サンプル分析、キュレーション
- ・サイエンスポリシー
- ・リュウグウ観測、サイエンスの研究



第7回HJST会議参加者の集合写真

### ■ OSIRIS-RExとの協力

米国の小惑星サンプルリターンミッションであるOSIRIS-Rexが2016年9月8日に打ち上げられた。相互に研究者がメンバーに加わり、協力してサイエンスを進めて行く。

### ■ 関連する会議

- ・IRSG (International Regolith Science Group) Workshop  
レゴリスをテーマにして、小惑星の表面に関する議論を行う。
- ・Multi-scale Asteroid Science group meeting  
小惑星の科学的研究について、様々な観点(スケール)からの議論を行う。

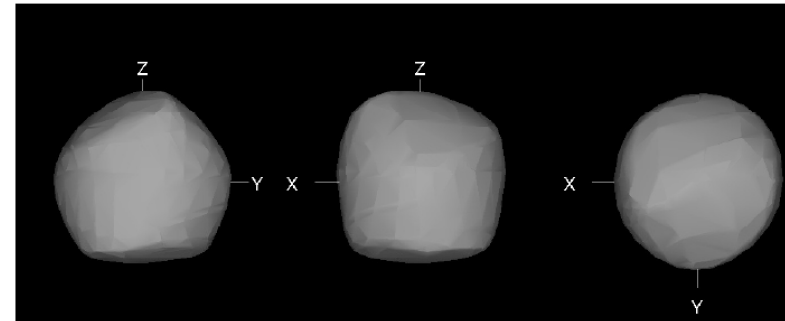


# 6. リュウグウについての最新情報



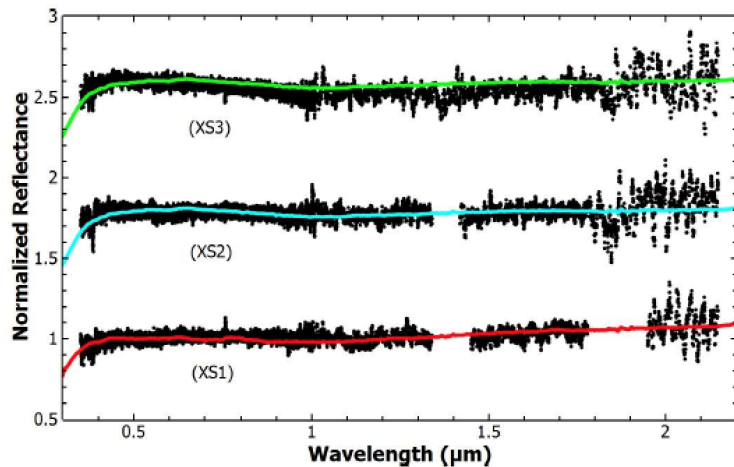
■ Müller et al. A&A 599, A103, 2017

- ・大きさ (effective diameter) : 850~880m
- ・アルベド : 0.044~0.050
- ・自転軸 (黄経、黄緯) :  $\lambda = 310^\circ \sim 340^\circ$   
 $\beta = -40^\circ \pm \sim 15^\circ$



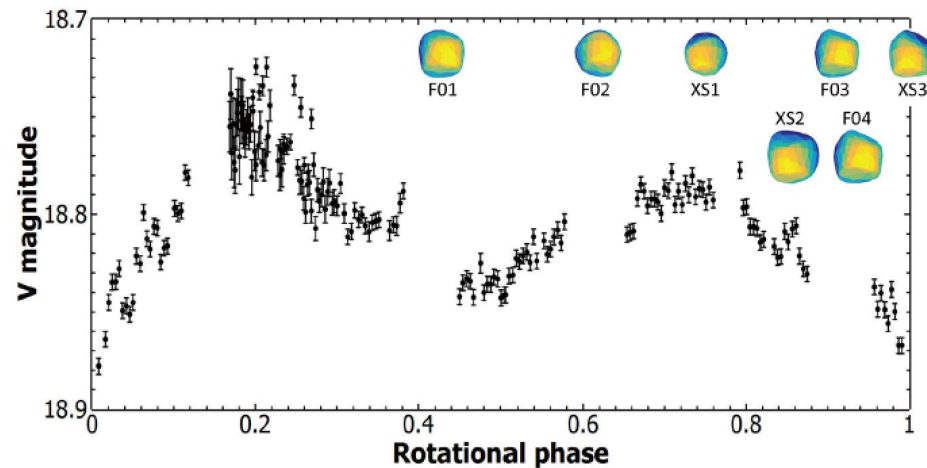
形状の推定

■ Pema et al. A&A 599, L1, 2017



スペクトル

2016年7・8月の観測



ライトカーブ (変光曲線)





## 7. 広報・アウトリーチ



### これまで行った主なアウトリーチ活動

- 2013年4月～8月 : 星の王子さまミリオンキャンペーン2
- 2014年8月～2015年12月 : はやぶさ2応援キャンペーン
- 2015年7月～8月 : 小惑星命名キャンペーン
- 2015年12月3日 : スイングバイ観測キャンペーン
- 2016年7月～8月 : リュウグウ観測キャンペーン
- 2017年2月 : リュウグウ自転パラメータ募集
- 2016年2月～2018年4月(予定) : トークライブ

### 今後の予定

- 多くの人々が利用できる情報を公開し、参加型のアウトリーチを行っていきたい。
- キャンペーン的なものとしては、小惑星到着前に「リュウグウ予測コンテスト」のようなものを企画する方向で検討中。
- リアルタイムQ&Aなども企画したい。



## 8. 今後の予定



- 2017年度内を目処に、小惑星到着時の運用訓練を終了
- 2018年初め頃より第3期イオンエンジン運転を開始
- 2018年5月頃より光学航法によりリュウグウ接近

### 記者説明会の予定

- 2017年末頃 : 到着に向けた準備状況
- 2018年春頃 : イオンエンジンの運転状況と到着予想
- 2018年5月以降 : 状況に応じて随時報告



# 参考資料

- ・経緯
- ・新規技術
- ・体制
- ・受賞



# 経緯：打上げから巡航フェーズへ



## クリティカル運用（2014年12月5日まで）

- 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

- ロケット：H-IIAロケット26号機（202型）
- 打上げ予定日時：2014年11月30日（日）13時24分48秒 ← 天候判断により延期
- 打上げ日時：2014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

## 初期機能確認（2015年3月2日まで）

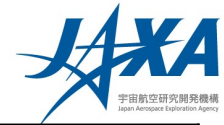
- イオンエンジン、通信、電源、姿勢制御、観測装置などの確認
- 精密軌道決定

## 巡航フェーズ

- 地球スイングバイに向けた軌道制御



# 経緯：初期機能確認



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 *12/28、1/1,2は運用休み	
2015	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



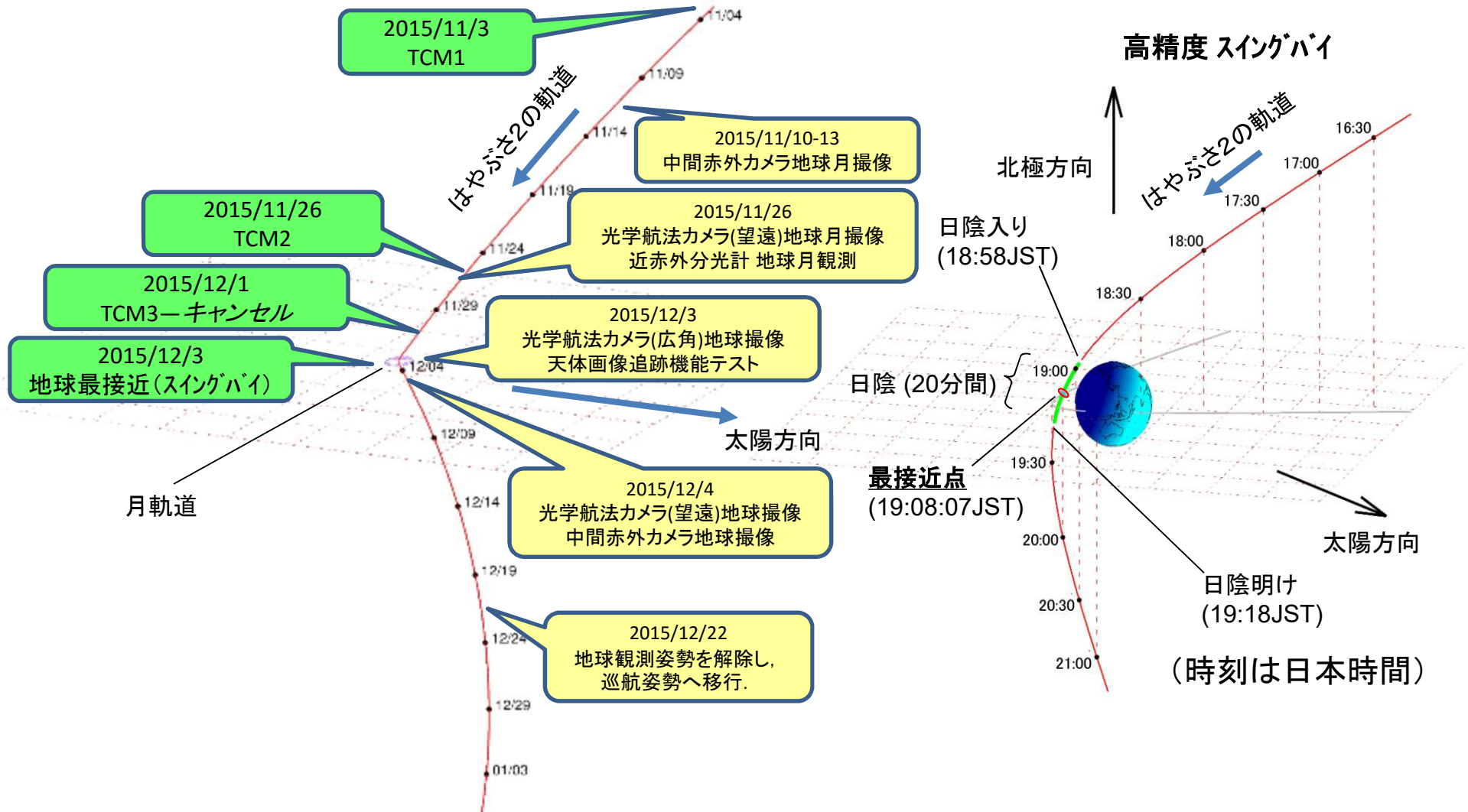
## 経緯: 2015年3月以降スイングバイまで



- |                |   |
|----------------|---|
| 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<br>(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  |



# 経緯：スイングバイ前後



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



# 経緯：地球スイングバイ以降（その1）



- ・～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 イオンエンジン運転終了 (追加噴射含む)
- ・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)





# 経緯：地球スイングバイ以降（その2）



- ・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
- ・2017/4/18         ONCによるL5点付近の撮像
- ・2017/4/22         第2期イオンエンジン運転終了
- ・2017/5/18-28      ONCによる木星・恒星観測

：



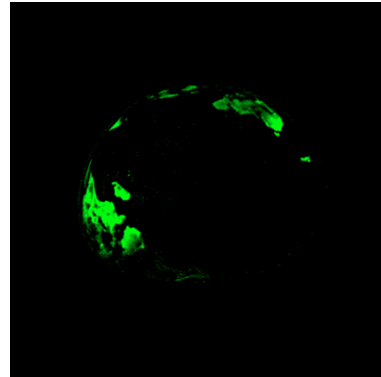
# スイングバイのときの理学的成果



## ONC-T



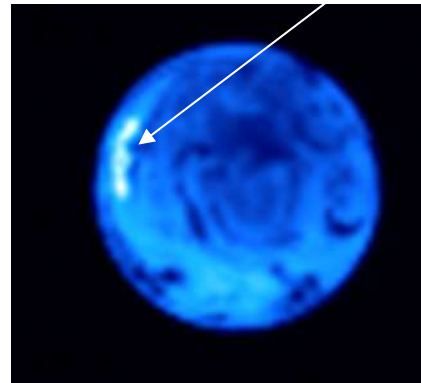
地球のカラー画像



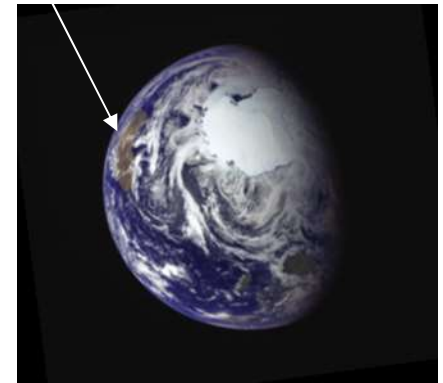
植物の反射光の強度分布の画像

## TIR

豪州 (海洋より高温)

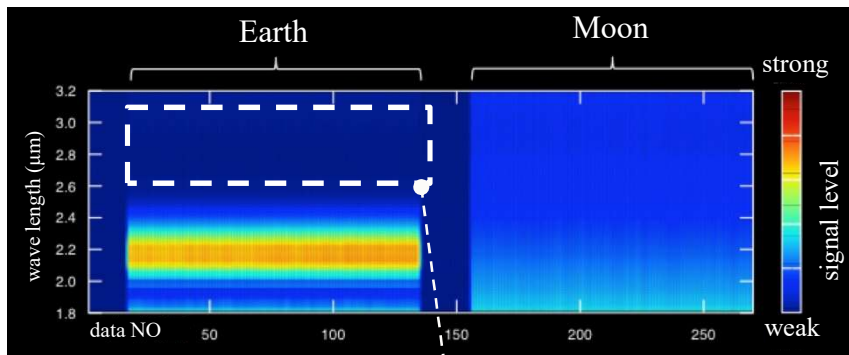


TIR熱画像



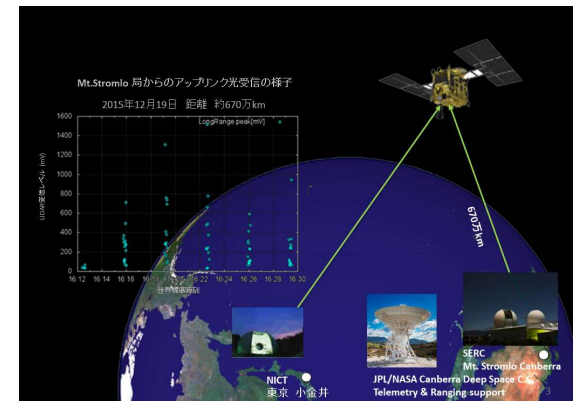
ONC-T多色画像

## 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



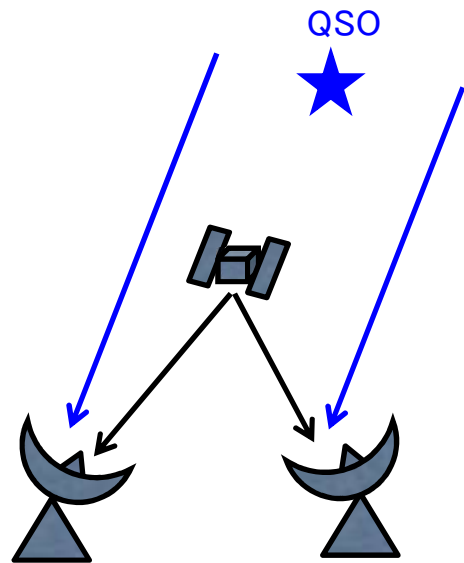
# 新規技術: DDOR



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！**

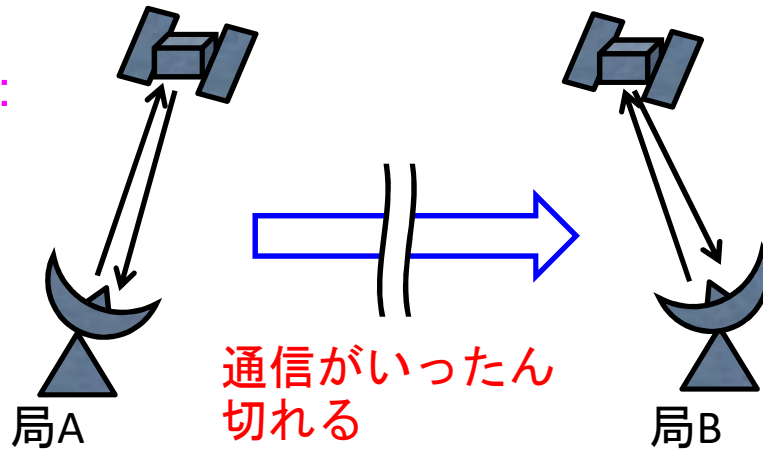


# 新規技術：アップリンク・トランスファー



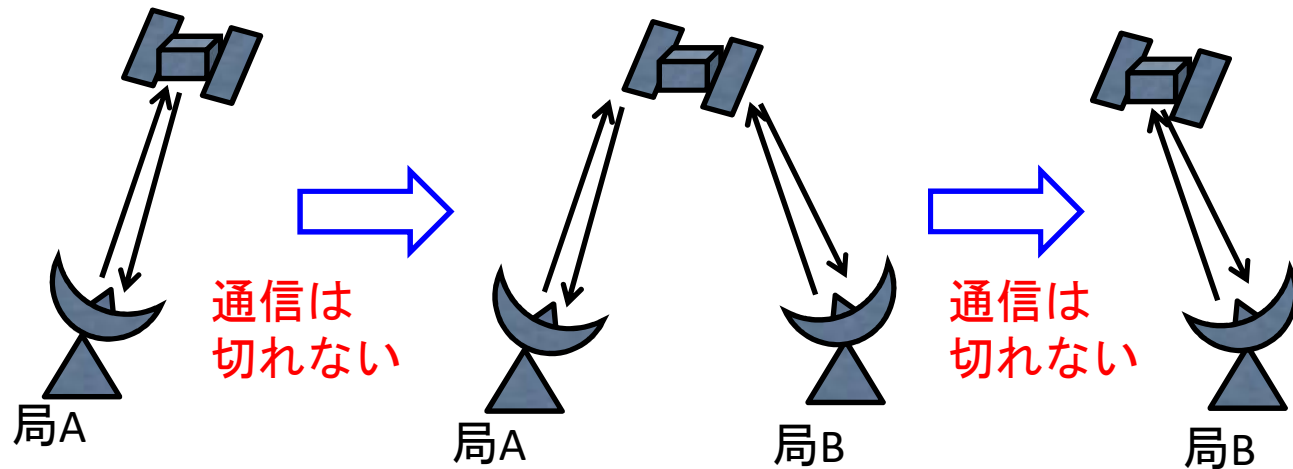
Uplink Transfer技術試験：2016年6月22、23日 ← DSN局間  
 2016年11月2、4日 ← 臼田-DSN間

これまでのやり方：



試験成功  
日本初！

Uplink Transfer：





# 新規技術: Ka帯通信



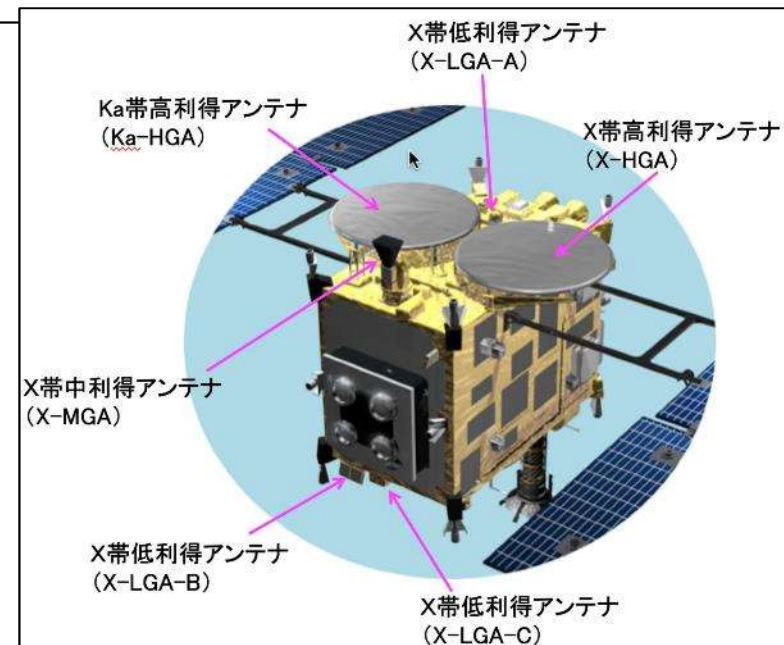
Ka帯技術試験: 2016年6月29日~7月8日

- 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に使う。

Ka帯は深宇宙探査機ではほとんど使われていない





# 新規技術：ソーラーセイルモード

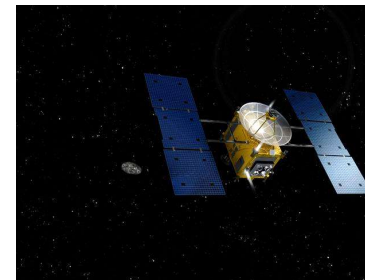
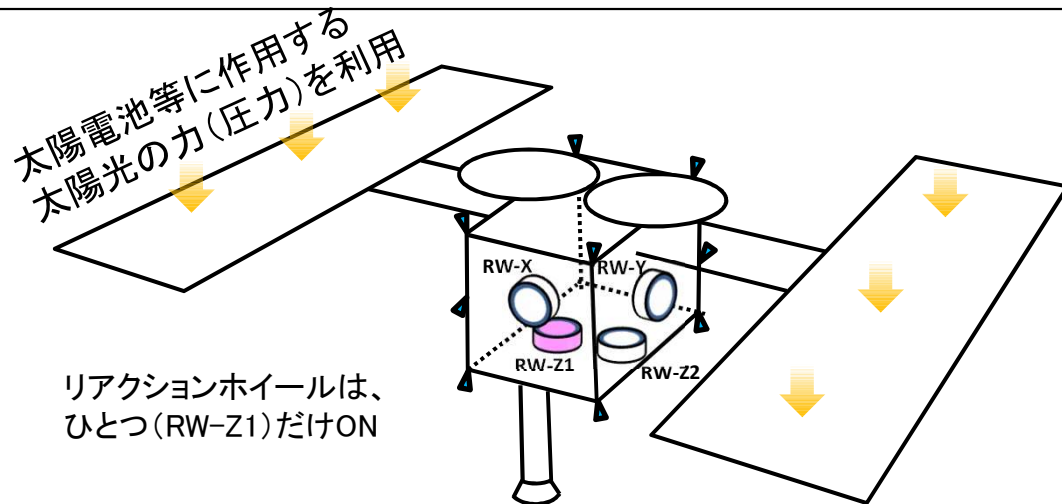


## 太陽の光の力を利用した姿勢制御

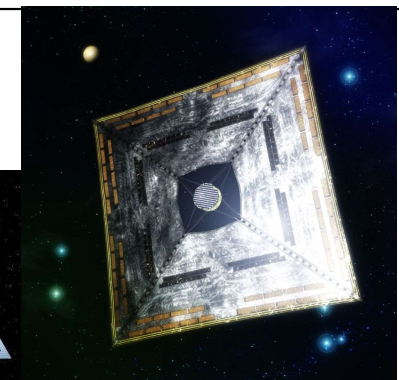
燃料が不要でリアクションホイールを一つしか必要としない新技術。

- 「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



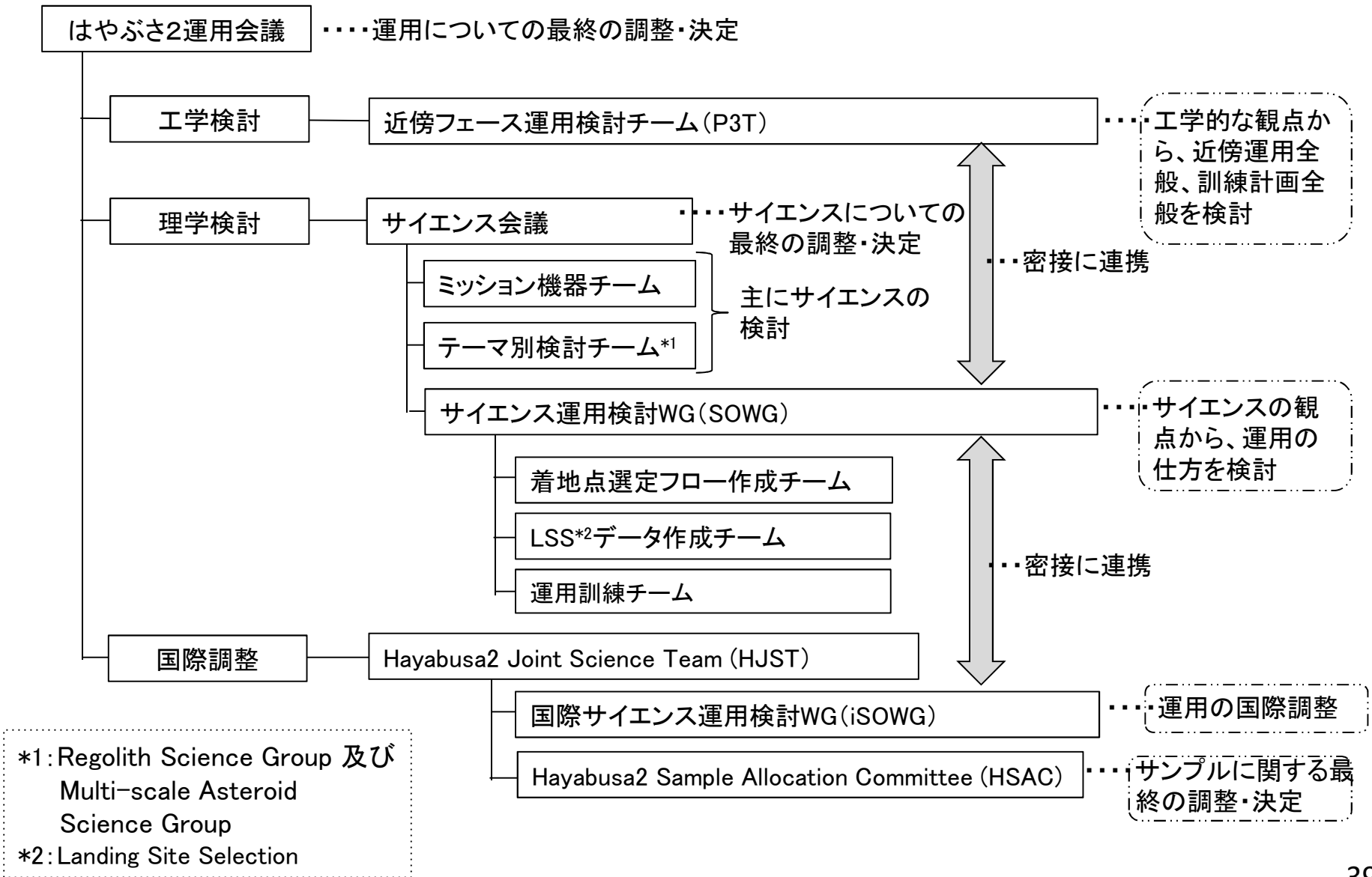
はやぶさ  
(2003~2010)



イカロス  
(2010~)



# 小惑星近傍運用検討の体制





# 工学研究に関する受賞



## はやぶさ2単独の研究題材での受賞

1	Stabilization Strategy of Delta-V Assisted Periodic Orbits around Asteroids Based on an Augmented Monodromy Matrix	30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)	2015-s-07-d	2015.7	General Chairperson Award	菊地翔太
2	Nonholonomic Behaviour of Biased-Momentum Asymmetric Spacecraft in Sun-Tracking Motion Using Solar Radiation Pressure	30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)	2015-s-06-d	2015.7	JSASS President Award	赤塚康佑
3	小惑星探査機「はやぶさ2」の太陽追尾運動を用いた姿勢制御	第59回宇宙科学技術連合講演会	P30	2015.10	最優秀賞	赤塚康佑
4	Mars Impact Probability Analysis for the Hayabusa-2 NEO Sample Return Mission	41st COSPAR	Ref.5.01	2016.4.28	Outstanding Paper Award for Young Scientists	中条俊大
5	Simultaneous Estimation of Shape and Motion of an Asteroid for Automatic Navigation	IEEE Robotics and Automation Society		2015.5.27	RAS Japan Chapter Young Award	武石直也

## はやぶさ2が含まれる研究題材での受賞

6	宇宙科学研究の推進を実現した通信用アンテナの研究開発に貢献	一般財団法人電波技術協会		2016.11.9	第30回電波技術協会賞	鎌田幸男
7	金星探査機「あかつき」及び小惑星探査機「はやぶさ2」搭載 超遠距離通信用ハニカム構造ラジアルラインスロットアンテナの開発	JAXA宇宙科学研究所		2015	第2回宇宙科学研究所賞	安藤真 廣川二郎