

# 小惑星探査機「はやぶさ2」の航法誘導制御における自動・自律機能

## Autonomy for Guidance, Navigation and Control of Hayabusa2

照井 冬人  
Fuyuto Terui  
宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)  
terui.fuyuto@jaxa.jp

津田 雄一  
Yuichi Tsuda  
(同上)  
tsuda.yuichi@jaxa.jp

尾川 順子  
Naoko Ogawa  
(同上)  
naoko.ogawa@isas.jaxa.jp

三柘 裕也  
Yuya Mimasu  
(同上)  
mimasu.yuya@jaxa.jp

**Keywords:** Hayabusa2, asteroid exploration, spacecraft, optical navigation, guidance, control

### 1. はじめに

2014年に打上げが予定されている、はやぶさ2<sup>1)</sup>のミッション概要を図1に示す。はやぶさが探査を行った Itokawa (S-type)とは異なるタイプの小惑星 1999JU3 (C-type)を目標し、同様にタッチダウン、サンプル回収を行う予定である。

小惑星近傍での相対位置制御、接近、タッチダウンのための航法誘導制御 (GNC: Guidance, Navigation and Control) においては、

- ・ 目標とする小惑星 1999JU3 の情報は地上からの観測によって、ある程度推定可能ではあるが、その3次元形

状、姿勢運動のスピン軸・スピン周期、表面反射率、重力に関する不確定性は高く、Itokawa の場合とは異なる戦略を強いられる可能性がある。

- ・ 新たに衝突装置と呼ばれる機器で小惑星表面にクレータを生成するという運用が追加された。
- ・ 小惑星内部の物質を採取する目的で、クレータ周辺にピンポイント・タッチダウン (高精度な着陸) するという新たな運用が追加された。

といった理由から、変更・新規の部分が少なからず存在する。

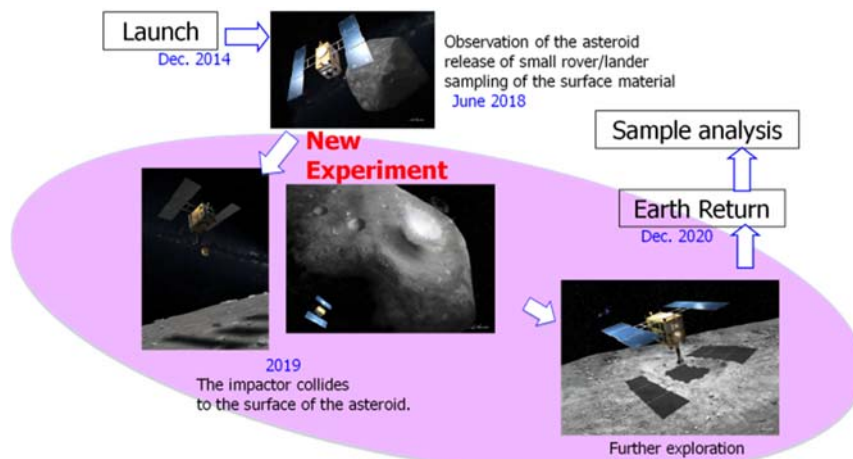


図1 はやぶさ2 ミッション概要



図2 はやぶさ2 外観

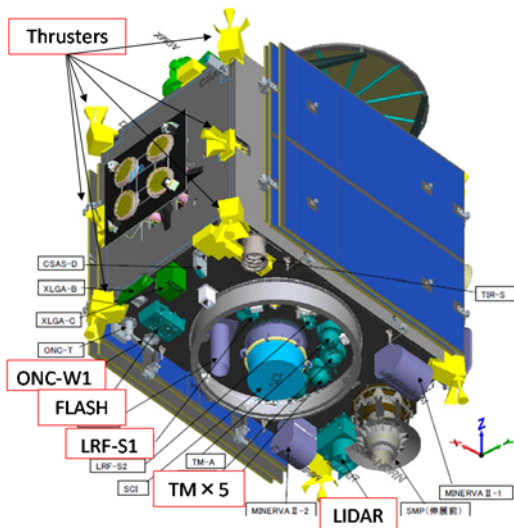


図3 センサ・アクチュエータ搭載位置

基本的に宇宙開発における自動化・自律化機能に対する考え方は保守的、すなわち、安全性最重視であり、事前の想定範囲外の機能が創発的に発揮されることを期待することは有り得ず、想定範囲内の機能を確実に遂行するための手段と見なされる。したがって、特に深宇宙探査のような不確定性の高いミッション

ンでは、常に完全自律を目指すことは求められず、「地上でできることは地上で行う」といった地上での人間の判断を介在させたものとなる。

本稿では、はやぶさ2の小惑星近傍でのGNCにおける自動・自律機能に関して、特に、地球から離れ通信時間に約20分という大きな遅れが存在する条件下でどのような機能が求められ、用いられているか、に焦点を当て、紹介する。

## 2. 姿勢軌道制御系 (AOCS)

### 2.1. AOCS ハードウェア構成

はやぶさ2 AOCS (Attitude and Orbit Control Subsystem) のセンサ、アクチュエータ一覧を表1, 2に、外観での機器配置を図2, 3に示す。

表1 AOCS センサー一覧

略称	機能・計測値
CSAS	粗太陽センサ: 太陽方向
STT	恒星センサ: 慣性姿勢
IRU	慣性基準装置: 姿勢レート
ACM	加速度計: 並進加速度
ONC-W1	光学航法カメラ "Optical Navigation Camera" 画角 60x60[deg]
LIDAR	レーザ高度計 "LIght, raDAR": 探査機から小惑星表面までの距離を測定 (高度 30[m]~30[km])
LRF-S1	レーザレンジファインダ "Laser Range Finder": 探査機直下方向に対し 30deg 傾けた方向に 4 本レーザビームを照射し、小惑星表面とのローカルな相対傾斜及び高度を測定 (高度 5[m]~40[m])
TM	ターゲットマーカ "Target Marker": 直径 10[cm] の表面が再帰反射特性を持つシートで覆われたバウンド特性が低い球
FLASH	フラッシュランプ: タッチダウン時の ONC-W1 の画像に基づく TM の画像認識用ストロボ照明

表2 AOCS アクチュエータ一覧

略称	機能
RCS	"Reaction Control System": 12 本の化学推進スラスタで、姿勢制御、位置制御に用いる。
RW	リアクションホイール "Reaction Wheel": X-Y-Z & Z 軸に配置。姿勢制御に用いる。

はやぶさ初号機との大きな違いは、信頼性向上のため搭載計算機(AOCP)が待機冗長<sup>1</sup>構成、航法画像処理制御計算機(ONC-E)がミッション系制御計算機(DE)と機能冗長<sup>2</sup>構成になっていること、STTの台数が1から2へ、RWの台数が3から4に増加している(両者共、待機冗長)ことである。

また、予想される小惑星の表面反射率が初号機のケースと異なるため、LIDAR、LRFの計測可能領域が初号機とは異なっており、その結果として接近・降下・最終降下の各フェーズ間の切替高度が異なってくる。更には後述するピンポイント・タッチダウンのためにTMの個数を3から5に増加させている。

表3 姿勢制御系の制御モード

制御モード	概要
RCS 太陽捕捉制御	レートダンプの後、CSAS, IRU, RCSを用いて太陽方向を探索機+Z軸方向に捕捉する制御
RCS 3軸制御	STT, IRU, RCSを用いて3軸姿勢制御を行う
ホイール 3軸制御	STT, IRU, RW3台を用いて3軸姿勢制御を行う
デュアルホイール 制御	RW2台を用いて3軸制御を行う
RCS 軌道制御	STT, IRU, RCSを用いた3軸制御を行いつつ、RCSの連続噴射を行う
RW1台制御	Z軸RW1台のみをバイアス角運動量を持った状態で駆動し、IESジンバル、RCSを用いてIES運転中の姿勢を維持する
6自由度制御	RCSを用いた位置/姿勢の6自由度制御を行う
RW セーフホールド	CSAS, IRUを用いて、太陽方向を探索機+Z軸方向に保持する

## 2.2. 制御モード

はやぶさ2における主な制御モードを表3にまとめる。これらの制御モードを組み合わせ、地球近傍フェーズ、巡航フェーズ、小惑星近傍フェーズ、異常時フ

ェーズの各フェーズにおける姿勢軌道制御運用を網羅する。

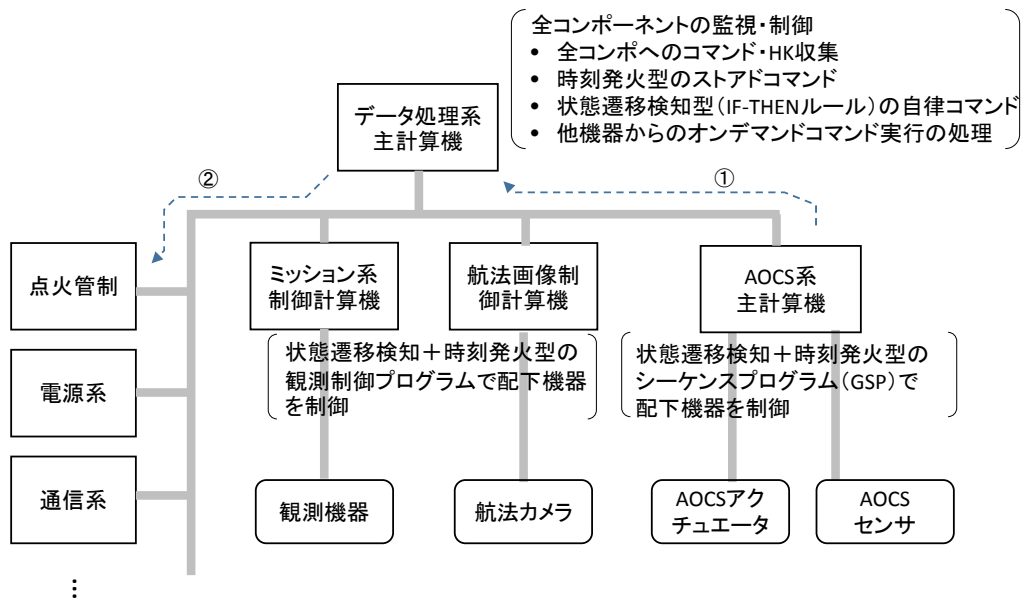
表4 小惑星近傍における運用モード

運用モード	概要
ホームポジション (HP)保持	小惑星表面から約20kmの地点で定義されるホームポジションを維持するための位置制御 $\Delta V$ を行う
グローバルマッピング	小惑星からの高度を維持しながら観測機器を用いて小惑星3次元形状を計測する
重力計測	小惑星の重力を計測するための自由落下及び自由上昇を行う
ローバ・ランダー投下	はやぶさ2搭載のローバ・ランダーを降下させるため、小惑星表面から約100m地点まで降下する
リハーサル降下	タッチダウン(TD)運用とほぼ同様の降下を行うことでTDのリハーサルを行う
GCP-NAV (タッチダウン)	タッチダウン運用において小惑星表面の特徴点を計測し航法誘導を行う(HP⇒高度数十m)
最終降下航法 (タッチダウン)	タッチダウン運用において、GCP-NAV後に自律6自由度制御で降下を行う
SCI <sup>3</sup> 投下	はやぶさ2に搭載する衝突装置(SCI)を投下するため、高度500m前後まで降下し、SCIを分離する
ピンポイント・タッチダウン	衝突装置で開けたクレータ近傍に順次複数のTMを投下しノミナルのTDよりも高精度のTDを行う
退避/待機/HP復帰	TD終了後もしくはTD中に異常が起こった場合にHPまで復帰するための上昇 $\Delta V$ を噴く

<sup>1</sup>待機冗長：冗長構成になっている2台の機器(主系、従系)の両者が常にONとなる常用冗長(並列冗長)とは異なり、AOCP従系は基本的にOFF(小惑星降下時のみON/sleep)で、主系が異常時に上位のデータ処理系DHU(後述)の指令にした

がって従系をONとする。

<sup>2</sup>機能冗長：設計は異なるが機能が類似のサブシステム・機器で機能的な冗長系を組むこと。



※ターゲットマーカ分離時の命令伝達経路例

- ①AOCS内部変数により指定高度に到達したことを検知し、データ処理系にコマンド実行要求送信
- ②データ処理系が点火管制に、ターゲットマーカ分離を指令。

図 4 はやぶさ 2 の命令伝達系統と自動化・自律化機能

### 2.3. 小惑星近傍での運用モード

はやぶさ 2 の小惑星近傍フェーズにおける主な運用モードを表 4 にまとめる。これらの運用モードを組み合わせて小惑星観測、タッチダウン(TD)、等を行う。

### 2.4. はやぶさ 2 の自動化自律化機能

はやぶさ 2 に自律性が必要な理由は主として以下の 2 点である。

- ① 地球探査機間距離が長い為、地上からの指令ベースの運用が成立しない。
- ② 小惑星タッチダウンのような小惑星相対の運用は時間を確定的に扱えず、イベント・ドリブンのシーケンス設計となる。

①については、はやぶさ 2 の小惑星近傍運用時の地球距離は最大 3.6 億 km であり、電波の往復伝搬時間に換算するとおよそ 40 分に相当する。これは小惑星へのタッチダウンのような運用のダイナミクス時定数(秒オーダー)に比して極めて長い為、はやぶさ 2 では、機上の自律判断が必須となる。

②については、小惑星の微小重力環境では、探査機の制御誤差や小惑星表面の凹凸等の不確実性が、降下・着陸の運用シーケンスの時間をばらつかせるため、高度判定、姿勢収束判定等のイベントを探査機が自律的に検出し、シーケンスを進行させるイベント検出に基づく状態遷移が必須となる。

はやぶさ 2 のシステム構成において、タッチダウン運

用の主体は AOCS であるが、タッチダウン運用に関わるすべての機器が AOCS の配下にあるわけではない(図 4)。たとえば、後述するターゲットマーカ分離、プロジェクト発射等を担う点火管制系は DHU (データ処理系主計算機) の配下であるし、航法用画像の撮像は ONC-E (航法画像処理制御計算機)、観測用画像撮像、タッチダウンシーケンスに連動した観測機器の制御は DE (ミッション系制御計算機) が担う。

AOCS の主計算機 (AOCP) と上述の DHU, ONC-E, DE には、それぞれ時間およびイベント検出に基づいてコマンド群をトリガーするプログラマブルなコマンドシーケンスプログラム (GSP : Guidance Sequence Program) が搭載されている。

これら複数のシーケンサが協調的に正しく動作することは、地上でのシミュレーションにより検証する。そのために、探査機を状態遷移マシンとしてモデル化した探査機シミュレータを用意し検証に供している。

## 3. 航法誘導制御 (GNC) <sup>2,3)</sup>

### 3.1. TD シナリオ

本節では小惑星近傍で行われるミッション項目のうち代表的なタッチダウン(TD)運用における航法誘導制御系の機能について解説する..

図 5 に TD シーケンスの概念図を示す。図中、「接近フェーズ」においては小惑星-地球を結ぶ直線に対し直

行する方向（横方向）の位置制御は基本的には地上からの指令をベースに行われる。これは、はやぶさ初号機において実績がある GCP-NAV (GCP NAVIGATION) と呼ばれる手法であり、次節で詳述する。

探査機表面近傍、例えば図中、高度約 40m 以下の「最終降下フェーズ」においては上記の通信の伝搬遅延時間の影響が無視できず、地上からのコマンドベースの誘導法では小惑星表面への墜落の可能性すらある。そのため、はやぶさ 2 の TD においては、初号機同様、数十 m の低高度まで到達した段階で自律での 6 自由度制御に切替え、タッチダウン後の上昇まで搭載計算機によって自動・自律で行うことを予定している。

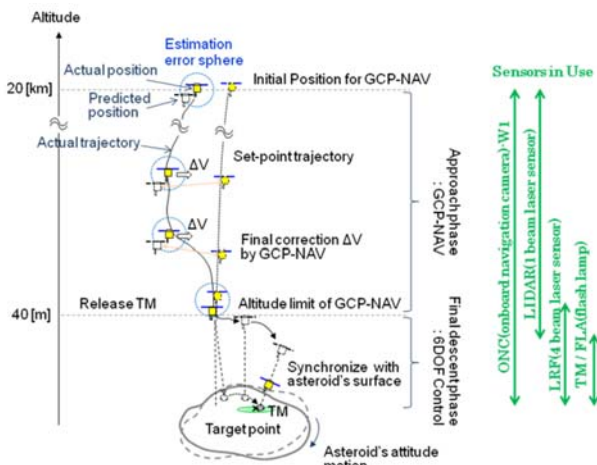


図 5 TD シーケンス概念図

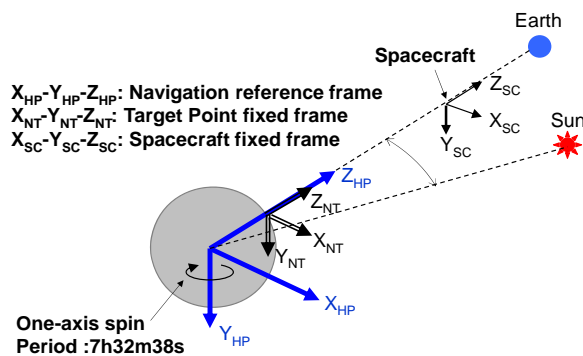


図 6 小惑星近傍運用で用いられる座標系

### 3.2. 座標系

宇宙機の航法誘導制御においては、通常、目的に応じて様々な座標系を使い分ける。本稿で使用される座標系の定義を図 6 に示す。HP 系は、小惑星中心を原点とし、地球方向を Z 軸とした短期間ではほぼ慣性系に固定された座標系、NT 系は、TM を中心とし、Z 軸方向を小惑星表面のローカルな地形に垂直な方向を Z 軸方向とした小惑星固定の座標系、SC 系は探査機固定の機体座標系である。尚、HP 系、NT 系の X 軸は X-Z 平面が太

陽方向に含まれるように定義される。(図では典型的な例として各座標系が同じ方向を向いているが、実際は相対的に異なる)

### 3.3. 接近フェーズ：GCP-NAV (地上オペレータが介在した画像航法)

GCP-NAV は以下のステップで行われる。

- 1) ノミナル軌道の生成
- 2) 探査機位置・速度推定
- 3) 探査機位置・速度予測
- 4) 制御量計算

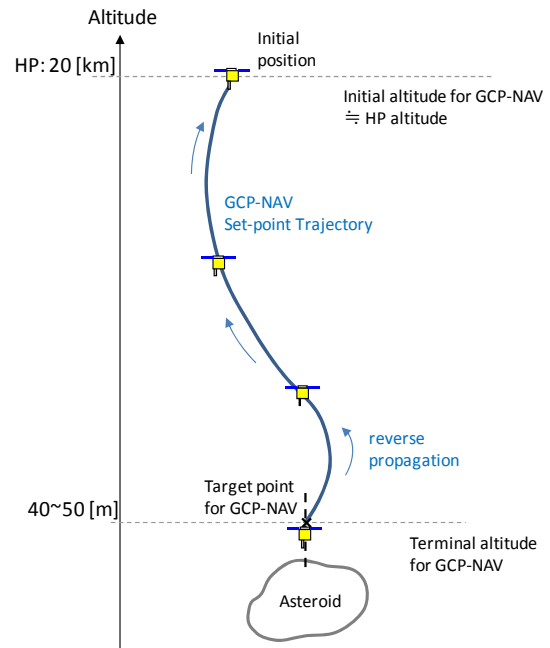


図 7 ノミナル軌道の生成

図 7 に示すように GCP-NAV の終端時刻での位置、速度を初期条件として探査機の運動を逆伝搬させることによってノミナル（基準）軌道を計算し、この軌道に沿って降下するためのフィードフォワード  $\Delta V$  の時系列データを事前に求め、探査機の搭載計算機のメモリに格納して噴射する。このノミナル軌道からの探査機位置のずれに対し、高度方向は LIDAR の距離計測値を搭載航法系 (Kalman フィルタ) が処理した推定値とノミナル軌道との差分を搭載計算機がフィードバックすることで自律制御する。

横方向位置は、図 8 に示すように探査機からダウンリンクされてきた ONC-W1 画像中の小惑星表面の岩やクレータといった視覚的に目立つ特徴点 (GCP: Ground Control Point) を、事前に構築した小惑星の三次元形状モデル (S/W モデル) 上に GCP を配置したものを 2 次元射影して得られる“GCP マップ”と重ね合わせ、地上オペレータによる画像マッチングを行った結果として推定する。

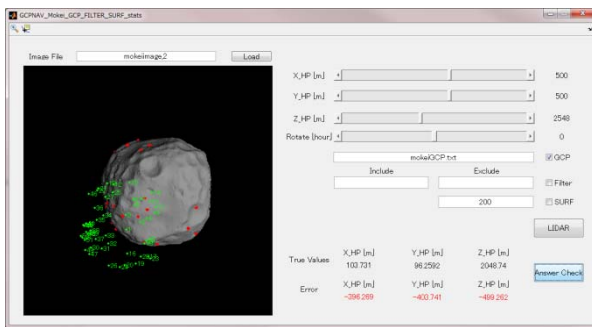
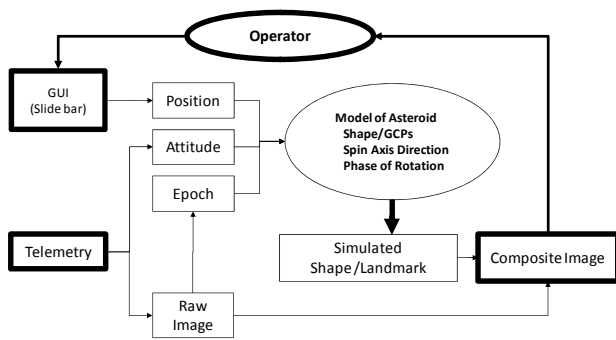


図 8 GCP-NAV のフロー (上) と GCP-NAV ツール (プロトタイプ) のスクリーンショット (下)

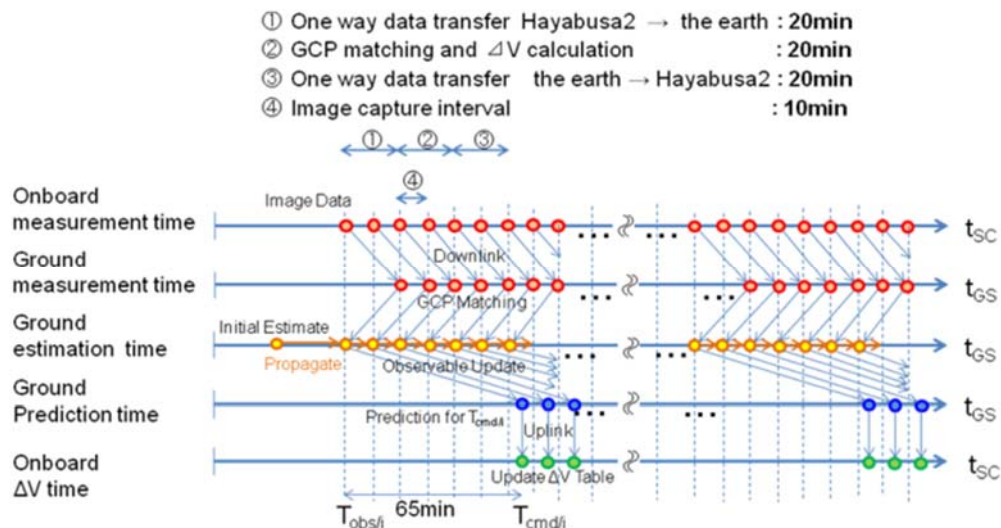


図 9 GCP-NAV での計測、データ伝送、推定、予測、コマンド送信タイムチャート

### 3.4. 最終降下フェーズ

#### (TM 画像を用いた自律画像航法&自律 6 自由度制御)

接近フェーズの終端で高度が低下するに従って、地上からの指令に基づく誘導では対応しきれず、探査機の自律機能が不可欠となる。このフェーズでは、搭載計算機の内部変数の値、例えば、小惑星との相対位

さらには、画像とコマンドの伝送時間、オペレータの作業時間の総和分の時間を考慮し、探査機での撮像瞬間から地上から送信するコマンドが探査機に到達するまでの伝搬遅延時間分の予測を行う。

位置・速度予測値とノミナル軌道との差分をフィードバックして地上で制御量の計算を行い、必要  $\Delta V$  量を噴射時間指定値と共に探査機にアップロードする。

上記、撮像、位置・速度推定、位置・速度予測、 $\Delta V$  実施のタイミングのタイムチャートを図 9 に示す。

上述のように画像マッチングを、約 20 分の画像伝送時間分の遅れという代償を払ってまで地上オペレータが行うのは、照明条件、視線、画像内サイズが時々刻々変化する自然地形としての GCP の画像に対する信頼性の高い自動での認識は容易ではないという理由からである。

置・姿勢推定値、で誘導制御アルゴリズムの条件分岐を行うシーケンサである前述の GSP を多用する。図 10 に示す最終降下フェーズでは、表 3 で示される制御機能のうち位置・姿勢の各自由度に対して独立に、不感帯を設けた切替制御則を適用する 6 自由度制御機能が用いられる。<sup>4)</sup>

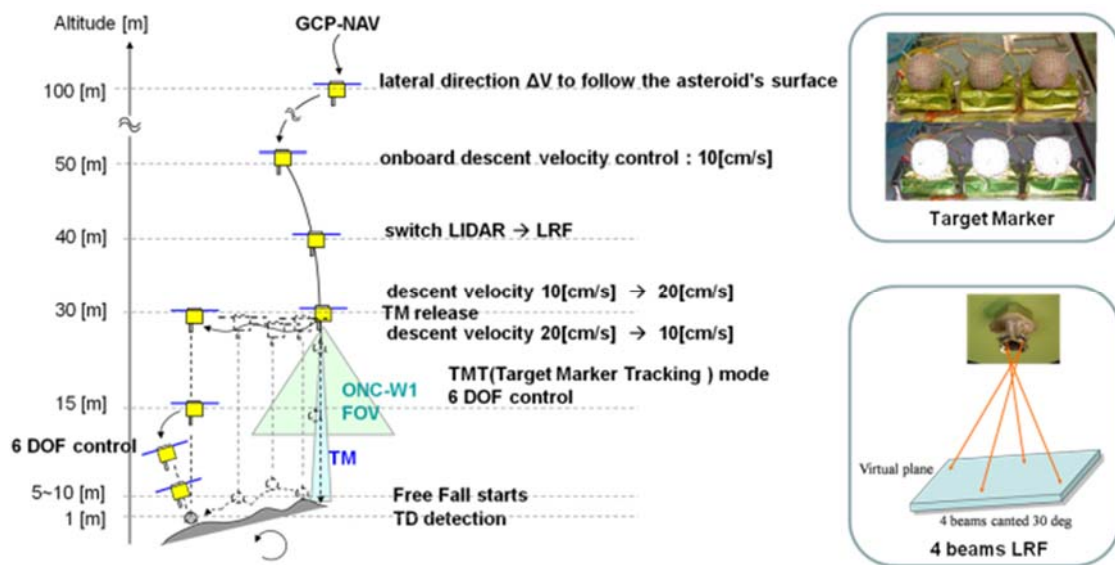


図10 TD最終降下フェーズ

はやぶさ2においても、はやぶさ初号機と同じく図10に示すターゲットマーカ（TM）と呼ばれる人工ランドマークを用いた自律画像航法誘導により、非協力的ターゲットである小惑星地表へのタッチダウンを行う。

TMは直径10cmの球の表面に再帰反射シートを貼り付けたもので、光を照射すると入射方向に強く光を反射する。探査機は高度数十メートルでTMを地表に向けて分離し、TMにフラッシュランプを断続的に照射しながら2秒おきに搭載航法カメラで撮像する。オンボード計算機で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、2値化とラベリング処理によりTMを抽出することで、地表のテクスチャや太陽光などの外乱に対してもロバストな認識を可能としている。<sup>5)</sup>

画像から得られた横方向の位置情報に加え、レーザレンジファインダ（LRF）から得られる地表との相対距離姿勢情報を元に探査機位置姿勢をKalmanフィルタにより推定し、制御系にフィードバックしている。

#### 4. 小惑星形状復元

はやぶさ2が目標小惑星に到着後、最初に行うべき作業は小惑星の詳細な三次元形状の把握である。探査機はホームポジションと呼ばれる高度20km近辺の地点から小惑星を望遠カメラで撮像し、地上では得られた画像を元に小惑星形状を復元するとともに、降下時に用いる特徴点（GCP）を抽出してデータベース化しGCP-NAVに供する。形状モデルは着陸地点の選定に用いられる。

航法誘導を目的とした形状モデルの作成は、基本的

には初号機で実績のある方式<sup>6,7)</sup>をベースとし、画像から輪郭法とステレオ法を併用して形状復元を行う。実際に小惑星に到達するまでは小惑星の画像は得られないため、現時点では架空の小惑星を模した模型を用いてアルゴリズムの検証や改良を進めている（図11）。

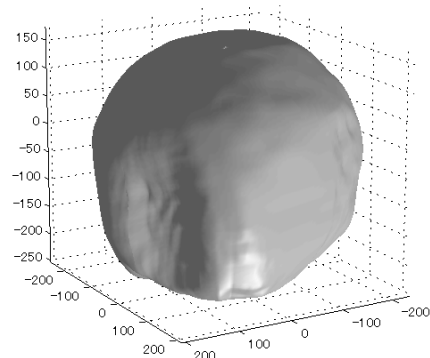


図11 小惑星模型を用いた形状復元結果例

#### 5. SCI 分離運用

はやぶさ2では、小惑星表面だけでなく、その内部物質のサンプリングを重要なミッションの一つとして掲げており、高速の衝突体SCI (Small Carry-on Impactor) を小惑星に射出し、人工クレータを生成する運用を計画している。<sup>8)</sup> 強力な火薬を使用し、小惑星に衝突させるため、衝突体が破壊される際の破片、及びインパクトの際に発生する小惑星自体の破片や小片から、探査機を退避させることが必須である。

このインパクト時の爆発から安全かつ確実に逃れるため、図 12 に示すよう、爆破地点に対し小惑星の影になる位置まで、退避マヌーバ（位置・姿勢変更）を実施することを計画している。一見単純な運用ではあるが、地上からの指令が届くまでに約 20 分の遅延があるため、探査機の誘導制御系を信頼し、一連の動作を自動で実行しなければならない。

誘導制御系においては、自動での制御が煩雑にならないよう、シンプルな構成でかつ所定の精度での退避を実現できるような機能が必須となるため、3 軸の加速度計を使用し、その積分値である速度増分をフィードバックし、目標の並進速度に達した際にマヌーバを停止する VIC (Velocity Increment Cut) 機能、この VIC 機能をシーケンシャルに複数回実施するために GSP を適用する。

この運用においては、図 12 ⑤で示されるように、探査機を水平方向に停止させるなど、速度制御精度に対する要求がある。VIC 機能ではマヌーバの推力域に高い分解能を持つ加速度計を使用し、この積算値をフィードバックすることで速度精度要求を実現する。

また、GSP は、各マヌーバの前後で姿勢制御が収束したことを判断して、次のシーケンスに移るような判断を下す一方、SCI 分離からの相対時刻(タイムトリガ)で観測機器への指令をも下す機能を持っており、運用者が事前に計画を立て易く、信頼性の高い自動での探査機運用が可能となっている。

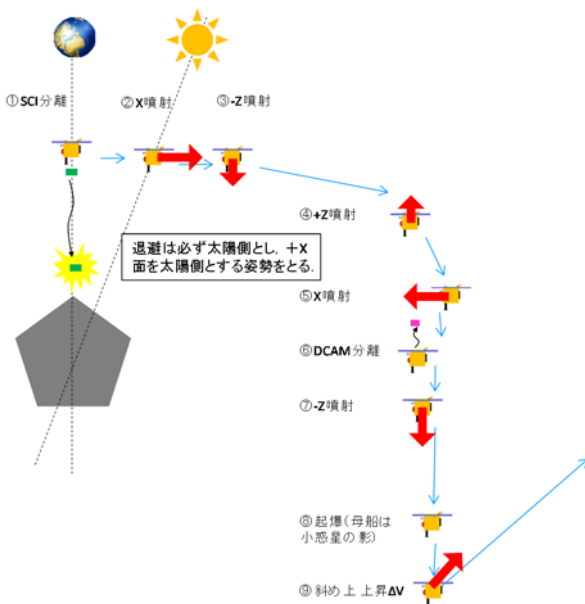


図 12 SCI 分離とその後の退避マヌーバ

## 6. 複数ターゲットマーカを用いたピンポイントタッチダウン

前節で述べた衝突装置 (SCI) は小惑星上に人工クレータを生成する。はやぶさ 2 はその近辺に再度タッチダウンし、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ため、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。<sup>9)</sup>

本手法では探査機が TM 投下後、TM とクレータを同時に撮像し、地上で画像から両者の相対位置関係を把握して、その情報を元に探査機に次の TM を投下させる、というプロセスを繰り返しながら目標地点に近づいていく。1 つ目の TM の投下誤差は数十メートルとかなり大きいですが、図 13 に示すように既に落とした TM を足がかりとすれば、より低い高度で次の TM を投下できるため、目標地点の近くに投下できる確率が高まる。その結果、最大 3 個の TM を投下すれば、1 つの TM を用いた場合に比べて着陸誤差分散を大幅に低減できることがモンテカルロシミュレーションにより確認されている。また探査機には、複数の TM が見えた場合にどちらが今回、画像内で捕捉すべき TM かをあらかじめ教えておき、探査機自身が TM の小惑星表面上の位置関係から判断できるようになっている。

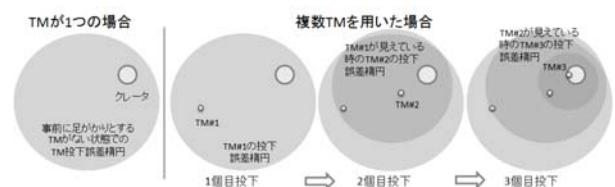


図 13 複数ターゲットマーカによるピンポイント着陸の概念図

## 7. まとめ

本稿では、はやぶさ 2 における小惑星近傍での GNC について紹介し、特にその自動・自律化機能について解説した。

初号機同様、はやぶさ 2 は他の衛星ミッションに比べて、対象の小惑星に関する情報の不確実性が高いことに起因して GNC における不確実性も高く、小惑星到着後に想定外の事象に対する柔軟な運用方法を求められる可能性が高いと想定されるため、それらに対処するための解析ツール、地上系運用ツール、等の整備も進めている。



## ◇ 参考文献 ◇

[1] Yoshikawa, M., Minamino, H., Tsuda, Y., Abe, M., Nakazawa, S. and Hayabusa2 Project Team: Hayabusa2 - New Challenge of Next Asteroid Sample Return Mission, Proceedings of Asteroids, Comets, Meteors (ACM) 2012, 2012.

[2] Fuyuto Terui, Naoko Ogawa, Yuya Mimasu, Seiji Yasuda and Masashi Uo : Guidance, Navigation and Control of Hayabusa2 in Proximity of an Asteroid, 36th Annual AAS Guidance & Control Conference, AAS 13-094, 2013.

[3] 照井冬人, 尾川順子, 三榎裕也, 保田誠司, 松島幸太, 松本大志, 卯尾匡史: はやぶさ2の画像航法誘導制御系、第57回宇宙科学技術連合講演会, 1C06, 米子, 2013.10.9.

[4] Toshiaki Yamashita, Masashi Uo, and Tatsuaki Hashimoto: Nonlinear Six-degree-of-freedom Control for Flexible Spacecraft, 2001 IFAC.

[5] 橋本 樹明: 太陽系探査と画像処理, 映像情報メディア学会誌, 第64巻, 第6号, pp.789-793, 2010

[6] Maruya M., Ohyama, H., Uo, M., Muranaka, N., Morita, H., Kubota, T., Hashimoto, T., Saito, J., and Kawaguchi, J.: Navigation Shape and Surface Topography Model of Itokawa, Proc. 2006 AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, AIAA 2006-6659 (2006)

[7] 丸家 誠: 「はやぶさ」航法誘導を目的とした小惑星イトカワの3Dモデル作成, 映像情報メディア学会誌, 第66巻, 第6号, No.6, pp.452-454 (2012)

[8] 佐伯孝尚, 今村裕志, 澤田弘崇, 早川雅彦, 白井慶, 荒川政彦, 門野敏彦, 高木靖彦, 和田浩二, 小川和律: はやぶさ2衝突装置とその運用について, 第57回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2013-4044 (2013)

[9] 尾川 順子, 照井 冬人, 三榎 裕也, 保田 誠司, 松島 幸太, 松本 大志, 卯尾 匡史: はやぶさ2におけるターゲットマーカを用いた画像航法誘導の新しい試み, 第56回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2012-4530 (2012)

## —— 著者紹介 ——

**照井 冬人** (非会員)

宇宙航空研究開発機構アソシエイトフェロー。工学博士。1989年大阪府立大学大学院工学研究科博士後期課程修了。同年科学技術庁航空宇宙技術研究所研究員を経て、2003年より現職。主な研究分野は宇宙機の画像航法誘導制御。

「はやぶさ2」プロジェクトにて航法誘導制御サブシステムを担当。

**津田 雄一** (非会員)

2000年東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻修士課程修了。2003年同博士課程修了。博士(工学)。2003年宇宙航空研究開発機構助手。2007年同助教。2007-2008 ミシガン大学及びコロラド大学客員研究員, 軌道工学・誘導制御, 宇宙

機システムの研究開発教育に従事。現在, ソーラー電力セル実証機 IKAROS サブチームリーダー, 小惑星探査機はやぶさ2プロジェクトエンジニア。

**尾川 順子** (非会員)

2000年東京大学工学部計数工学科卒業。2005年東京大学大学院情報理工学系研究科システム情報学専攻博士課程修了。同年日本学術振興会特別研究員 PD。2008年宇宙航空研究開発機構・宇宙航空プロジェクト研究員,

2011年同招聘職員, 2013年同開発員, 現在に至る。ロボティクス, 画像航法誘導, アストロダイナミクス等の研究開発に従事。博士(情報理工学)。

**三榎 裕也** (非会員)

2010年九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻博士課程修了。同年, 宇宙航空研究開発機構。宇宙航空プロジェクト研究員, 2014年同開発員, 現在に至る。「小型ソーラー電力セル IKAROS」や「はやぶさ2」プロジェクトの研究開発に従事。博士(工学)。