

# 「はやぶさ2におけるアストロダイナミクス関連の研究について」

池田 人, 津田 雄一, 三樹 裕也, 竹内 央, 池永 敏憲, 佐伯 孝尚, 尾川 順子, 照井 冬人, 吉川 真 (宇宙航空研究開発機構), 菊地 翔太 (ISAS/川口研)

## ○小惑星の重力及び軌道推定

**【小惑星の重力推定について】**

- 探査機の高度に応じた重力推定を行う(はやぶさの実績と同様)
- 重力推定のために推進系運用無し軌道飛行を複数回実施する。垂直降下時は垂直上昇運動を想定。
- 最終的にはミッションフェーズで取得した有効データを統合して重力場(低次項)を推定する。
- GM(小惑星の質量) → 重心(C11,S11,C10) → 2次の項(可能であれば)
- TD運用やHP/ハール等の超低高度で取得したデータについては、ΔVの推定を同時に行うことで統合できる可能性がある。

HP維持運用(高度約20km) → GM推定①(低精度)

重力推定運用(20~1km) → GM推定②(高精度)

複数回の重力推定運用  
TD/H, TD運用などの超低高度運用 → 重力推定③(高精度)

**【重力推定のための観測軌道(案)】**

- 小惑星に対して異なる経路を飛行したデータを統合することで、重心位置の推定精度を向上させる。
- 2次の項についても飛行経路と推定精度の関係を検討中である。

今後、他の観測軌道についても検討を行う予定(周回軌道、準周回軌道など)

- GCP-NAVで降下中にもRCSIによる制御の無い期間が長時間ながらも存在する。このデータを統合して重力場推定に寄与できる可能性があるが評価を実施する予定。

**【小惑星の軌道推定】**

- Mission Phaseでは定期的な2way rangeおよびADORを取得し、探査機の相対位置情報と組み合わせて小惑星の軌道推定を実施する。小惑星の精密軌道決定を行うことで、Yarkovsky Effectに関する議論につなげる。
- アストロメトリデータを統合した長期間の軌道推定の練習として、小惑星Golevka, 小惑星Bennuの軌道推定を実施した。
- Yarkovsky効果による加速度のモデルとして、軌道面transverse方向にのみ加速度が発生するという単純モデルを使用。
- >日心距離の関数として表現
- >小惑星の物理量に依存。←今回はFarnocchia et al. (2013) の値を使用
- >軌道推定時に定数項 A<sub>1</sub> をフリーパラメータとして推定
- >Yarkovsky効果による加速度を含めることで残差は小さくなる。

$$a_x = A_1 \left( \frac{r}{r_0} \right)^{-2}$$

$$a_y = A_2 \left( \frac{r}{r_0} \right)^{-2}$$

小惑星1999JU3はレーダーによる観測データが無い長期間アーク(10年~)の軌道決定という観点からは不利

→ Yarkovsky効果に関する評価については、ランデブー中にいかに精度良く軌道を求められるかにかかっている。

## ○タッチダウン時の探査機の運動に関する解析(GCP-NAVによる降下)

**【タッチダウン運用フェーズ】**

- TD運用は大きく以下の2つのフェーズに分けられる

  - GCP-NAVによる降下運用フェーズ(地上局コマンド)
  - 最終降下フェーズ(自律)

- 今回の解析は、100GCP-NAVによる降下フェーズに対応するものである

**【GCP-NAV概要】**

小惑星に到着後、マッピングされた小惑星表面上の特徴点(Ground Control Point: GCP)を使って、ONCで撮像した画像中の特徴点とのマッチングを行うことで、探査機の横方向位置・速度を推定し、さらにその推定値を用いて横方向位置を誘導・制御するスキーム全体の総称である。

- 探査機が撮像した画像を地上にダウンリンク(リアルタイム)で送信する
- その画像を用いてGCPマッチングを地上で行い、マッチング結果を用いて撮像時刻における探査機位置・速度を推定する
- 推定した探査機位置・速度は、ダウンリンクによる伝搬遅延時間分、現在時刻より過去の状態である。また横方向制御用のΔV量は探査機にアップロードした時刻における値を計算する必要がある。そのため、片道伝搬遅延分過去の推定状態量ΔVを地上局が探査機に到着する時刻まで伝送する(計算時間20分程度も加味する)
- 探査機到着時刻まで伝送された状態量を用いて、横方向制御用のΔVを計算する
- 計算したΔVを地上局からアップロードする

※尚、鉛直方向の制御は、LIDARの観測と探査機搭載系が自律推定・制御を行うものとする。

**【シミュレーション】**

最終目標位置によって制御誤差がどのように変化するか、モンテカルロシミュレーションを行って評価する(Y軸方向にのみ目標位置を変化させる。小惑星表面からの高度は100mで固定)。

シミュレーション条件(代表的なもののみ)

GM	32 [m <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]
探査機質量	550 [kg]
位置・速度推定	ONC, LIDAR観測から推定
位置制御	PD制御
モンテカルロ回数	各目標点のCaseに対し50回

**【シミュレーション結果】**

以下に示す色のついた楕円は、左図・右図でそれぞれ各目標点における水平・垂直方向の制御誤差楕円を表す

水平方向の制御誤差は50~70cmでほぼ横ばいの結果であるのに対し、垂直方向の制御誤差は、原点から遠ざかるほど大きくなる傾向にあることが確認できた(小惑星表面の勾配に比例)。

## ○小惑星周回運用の可能性に関する検討

**【周回運用への挑戦】**

- 小惑星周回運用は、はやぶさ2初号機で実施していない。探査機史上の新しい挑戦
- 重力推定・光学観測の観点で、低高度の繰り返し飛行は極めて有用

**【運用制約の緩和、欠点を判別点】**

- 小惑星滞在期間は1.5年。主要イベントの計画は整理されつつあるが、自転軸や天体ジオメトリの関係で、イベント実施時に制約があることがわかってきている。
- ミニマルのHP高度は20kmであるが、燃料の制約上、ミッションフェーズ期間の50%(=9か月)は、高度40kmを維持せざるを得ない状態である。
- 周回運用は、HP維持に対して燃料の観点でも有利である(理論上は無燃料で実現可能)。1回のインパルスΔVを許容する「準周回軌道」の場合でも、消費燃料はHP維持とコンパバで実現可能。

**ミッションフェーズの運用計画例(自転軸=Muller Model)**

GM: Global Mapping, LA: Low Altitude Operation, MN1/MN2: First and Second MINERVA II Rover Deployment, MS: MASCOT Lander Deployment, TD1/TD2/TD3: Touch Down Operation, SCI: SCI Creating Operation, HP: HP Return After SCI Operation, CR: Crater Search Operation.

**【微小重力+SRP下での1インパルス準周回軌道の設計】**

以下のような軌道が実現可能

- 軌道周期: 数日
- 必要ΔV量: ~数10cm / 軌道周期
- 3-α制約: 日陰無し、常時地球リンク確立

→ HP維持運用と比較すると、同レベルの燃料消費で低高度繰り返し観測を実現可能。

**2つの典型的な軌道**

**ハート型軌道**

【太陽側でΔV】

**涙滴型軌道**

【反太陽側でΔV】

3次元視図

## ○Yarkovsky 効果検出に関する feasibility 評価

**【目的】**

小惑星到着後の最初の4pass coasting 期間(2018/6/29~7/2)における、はやぶさ2の軌道決定結果を仮想小惑星の軌道決定精度として、小惑星滞在期間中伝播した Yarkovsky 効果検出の feasibility を評価する。

**観測量の設定**

Data type	Ground station	Observation time	Sampling period	Duration
DOOR	Usuda-Goldstone	0:00-1:30 UTC	15 min	90min
	Usuda-Canberra	0:00-1:30 UTC	15 min	90min
	Mardid-Goldstone	16:30-18:00 UTC	15 min	90 min
2-way Doppler	Usuda	2:00-9:00 UTC	60 sec	7h
2-way Range	Usuda	2:00-9:00 UTC	60 sec	1h

JUS 共分散の伝播

熱輻射を考慮した時となかった時の軌道の差が、上の差よりも十分大きいれば Yarkovsky 効果を検出できたと考える(十分条件。必要条件ではない)

**共分散解析の設定**

Error source [unit]	Estimate or Consider	A priori uncertainty [1 sigma] Baseline
2-way Doppler sigma: USDC [mm/s]	-	-
Range sigma: USDC [m]	-	5
Delta DOR sigma [ps]	-	120
Range bias USDC/DSN (per pass) [m]	Est.	10
Unmodeled Solar Radiation Pressure [%]	Est.	5
Non-gravitational accelerations before separation (per axis) [km/s <sup>2</sup> ]	Con.	1e-12
Spacecraft epoch state	Est.	Position: 1000km Velocity: 5m/s (per axis)

**【余効放射モデル】 model parameters**

放射率: ε  
半径: R  
自転軸: γ (°)  
放射遅れ時間/自転周期を表す位相: ψ (0~2π)  
太陽定数: Φ  
太陽距離: r (AU)

表面は放射率 ε の灰色体(放射率が周波数に依存せず一定)と仮定  
形状は自転軸 (r) の周りを自転する半径 R の球体を仮定  
表面で吸収したエネルギーは、一定時間 T (= Pψ/2π, P: 自転周期) のタイムラグの後に再び表面から放射されると仮定

$$F = \frac{\Phi \pi R^2}{c^2} \left\{ \alpha + \frac{5}{3} (1 - \epsilon) n - \frac{2}{3} \alpha d \right\}$$

吸収 拡散反射 余効放射

**【解析結果】**

ランデブー期間中の2つの軌道決定 Arc間の伝播で Yarkovsky 効果の有無を判定することは、現状の tracking-観測条件下では困難(速度誤差が大きいため)であると言える。今後、ランデブー期間中の全ての軌道決定 Arc を利用する事により熱輻射モデルに何らかの制約をつける事ができるかと考察する。