

小惑星探査機はやぶさ2 イオンエンジンの運用状況

Operation Status of Ion Engines of Asteroid Explorer Hayabusa2

○西山和孝・細田聡史・月崎竜童・國中均（宇宙航空研究開発機構）

○Kazutaka Nishiyama・Satoshi Hosoda・Ryudo Tsukizaki・Hitoshi Kuninaka（JAXA）

Abstract（概要）

Japan's second asteroid explorer "Hayabusa2" was successfully launched on Dec 3, 2014 for sample return from asteroid "Ryugu" by 2020. Four xenon ion thrusters using ECR discharge propelled the spacecraft for 600 hours during the first year in space. Hayabusa2 completed an Earth gravity assist on Dec 3, 2015 followed by 800 hours of ion thruster operations called "the first-term transfer delta-V". The spacecraft is now in the second-term transfer delta-V period between November of 2016 and May of 2017 in which 2800-hour ion thruster operation will be executed.

1. はじめに

小惑星探査機「はやぶさ2」は2014/12/3の打ち上げから2年が経過し、地球スイングバイ運用(2015/12/3)やその前後のイオンエンジン運転も含め、順調に航行中である。往路に予定されているイオンエンジン動力航行時間7000時間中、2428時間(2017/1/20時点)を完了している。2018年6～7月に光学電波複合航法により小惑星 Ryugu へ到着し、小惑星に1年半滞在ののち2020年11～12月に地球帰還する計画であり、ミッション全体の概要を図1に示す。本稿ではこれまでのイオンエンジン運用状況を報告する。



図1 はやぶさ2 ミッションスケジュール・イベント概要

2. はやぶさ2のイオンエンジンシステム

「はやぶさ2」はプロジェクト開始が2011年4月であり、その3年半あまり後の2014年12月に打ち上げた。これは、1996年にプロジェクト化して2003年に打ち上げた「はやぶさ」に比べると極めて短期間で開発であったことが分かる。イオンエンジン系は「はやぶさ」の設計をベースにしつつ、若干の推力増強(8 mN → 10 mN)と中和器の耐久性改良を行っている。表1に二つの探査機のイオンエンジン系の概要を、図2にそれぞれの探査機の外観を示す。

表1 「はやぶさ2」と「はやぶさ」のイオンエンジン

	Hayabusa2 (2014-2020)	Hayabusa (2003-2010)
Ion Thruster	$\mu 10$	$\mu 10$
Number of Thrusters (Including Backups)	3 (4)	3 (4)
Total Thrust (mN)	30	24
Specific Impulse (s)	3000	3000
Spacecraft Wet Mass (kg)	610	510
Acceleration by Electric Propulsion ($\mu\text{m/s}^2$)	49	47
Ion Engine Subsystem (IES) Power (W)	1250	1140
IES Heat Dissipation (W)	494	509
IES Dry Mass (kg)	66	61
Solar Array Paddle Mass for IES (kg)	23	20
Xenon Propellant Mass (kg)	66	66
Total Mass for Electric Propulsion (kg)	155	147
ΔV Mission Requirement (km/s)	2	2

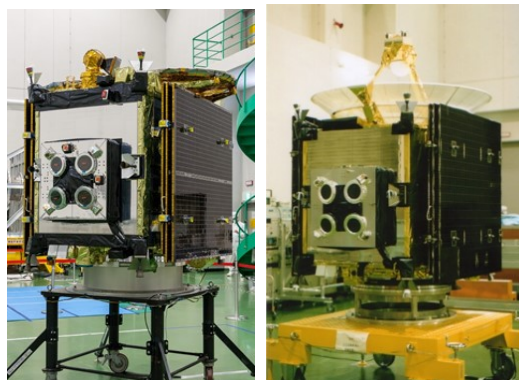


図2 「はやぶさ2」と「はやぶさ」の外観

「はやぶさ」では3個の中和器が、積算作動時間が1万～1万5千時間に達したところでイオン源のイオン電流と同等の電子電流を放出するために必要な電圧が急上昇して作動不能になる不具合が発生した。「はやぶさ2」では、中和器放電室内壁のスパッタリングによる損耗・堆積速度を緩和すべく、永久磁石による磁場を強化する対策を施したうえで、実運用と同等の毎週の温度サイクルを模擬した実時間耐久試験を地上で実施しており、現在もなお継続中である。図3には積算運転時間とオンオフ・温度サイクルの積算回数の履歴を、図4には推進剤流量0.7 sccmにおける電子引き出し電流180 mAの定電流制御の元での中和器電圧の推移を、それぞれ示す。3万7500時間を経過しているが、これまでのところ「はやぶさ」で経験したような電圧の急上昇は発生していない。なお、「はやぶさ2」で実際に予定される運転時間は10000時間程度であり、「はやぶさ」よりも短くて済む見込みである。

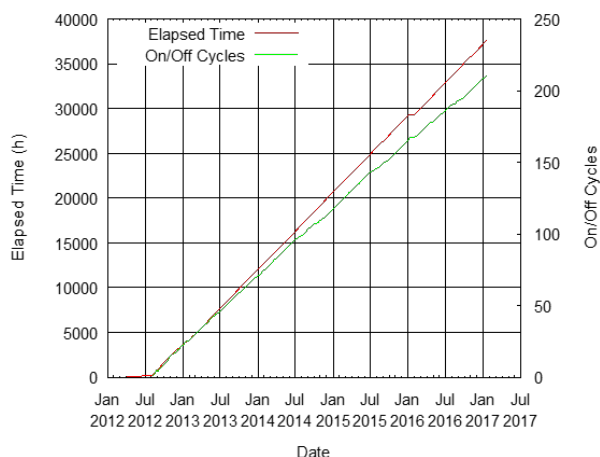


図3 中和器の地上耐久試験進捗状況

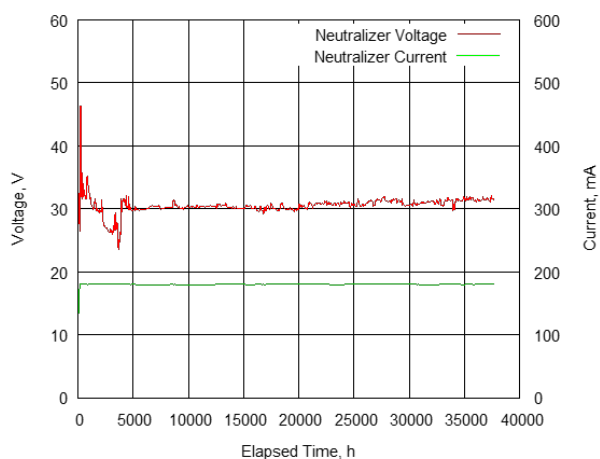


図4 中和器耐久試験における電圧・電流(固定値)の履歴

3. はやぶさ2イオンエンジンの軌道上運用

3.1 はやぶさ2の軌道・現在地 探査機は2017年1月現在、順調に飛行中である。地球スイングバイ後の、南半

球局 Only 運用を問題なく乗り切った。第1期IES運転(2016年3月～5月)を計画通り完了し、第2期運転(2016年11月～5月)を遂行中である。2016年6月～11月のコースティング期間に、火星観測、Uplink Transfer 技術試験、Ka 通信系疎通試験を実施した。並行して、小惑星近傍運用の準備作業を鋭意進めている。軌道の概念模式図を図5に示す。

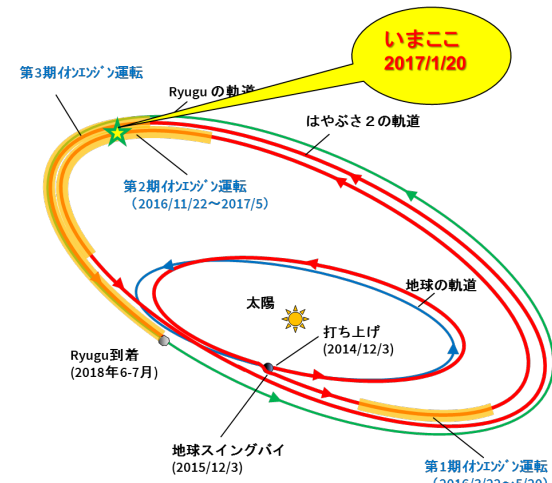


図5 「はやぶさ2」の軌道模式図

3.2 運用状況 毎週5日間程度の追跡頻度で運用を実施しており、2016年末時点までに約500回、のべ2800時間の追跡を行っている。火曜日をコマンド運用日と呼んでおり、毎週1回、2週間分(2週目は予備)のタイムラインと呼ばれる時刻指定つきのコマンド列やマクロコマンド(事前登録型定型シーケンス)の登録作業のために6～8時間の追跡時間を確保するようにしている。その他の曜日はデータレコーダーの再生とイオンエンジン運転中の監視運用が主であるため、コマンド送信数は少なく運用時間も3～4時間程度と短めであり、テレメトリ・レンジ運用日と呼ばれている。2016年5月以降は基本的に臼田局を用いて運用している。図6-7に運用時間やコマンド送信数の履歴を示すが、コマンド運用日とその他の日との違いが明らかに見て取れる。

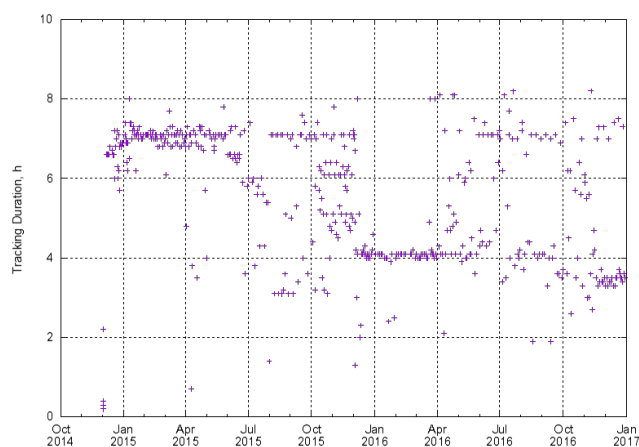


図6 1回の追跡(パス)あたりの運用時間

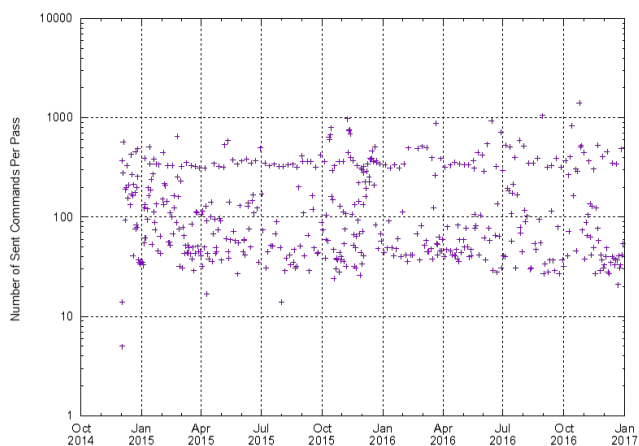


図7 1回の追跡（パス）あたりのコマンド送信数

はやぶさ2では地球距離1au未満の期間に最高で32 kbps（初号機の4倍）での高速通信が可能であるため、初号機7年分のハウスキーピングデータ総数をすでに超える受信量に達している(図8)。しかし、地球距離の増大(図9)に伴ってダウンリンクビットレートが低下しているため、取得データを厳選してデータ量を削減し(図10)、レンジ計測時間(図11)も短縮して対応している。低ビットレート用にイオンエンジン力積の機上積算値を出力する専用パケットを導入し、稼働状況の素早い把握を可能にしている。

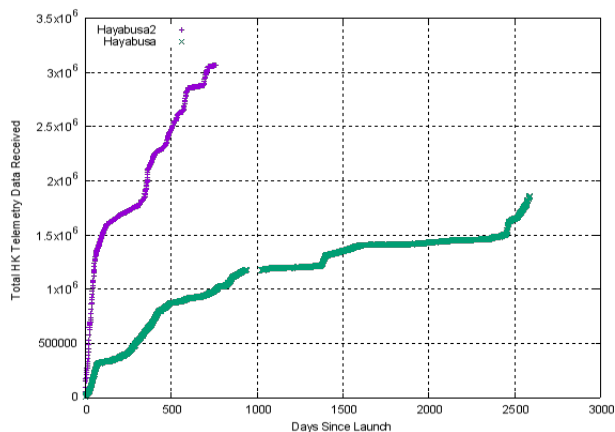


図8 ハウスキーピングデータ受信総数の推移の「はやぶさ」と「はやぶさ2」での比較

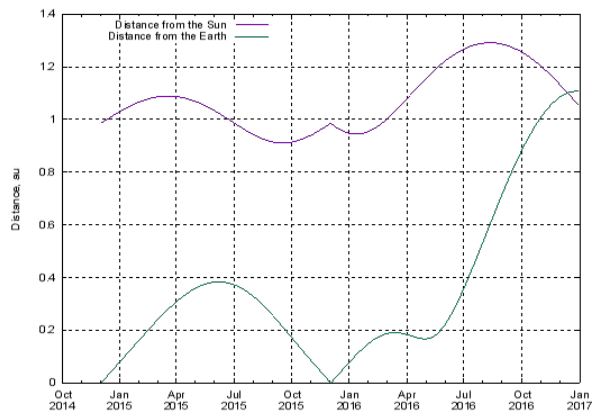


図9 地球距離と太陽距離の推移

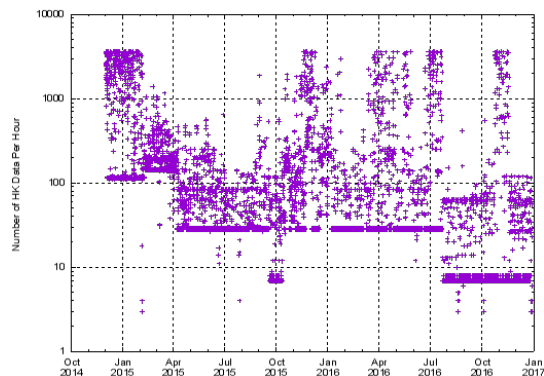


図10 HKデータ取得頻度（毎時データ数）

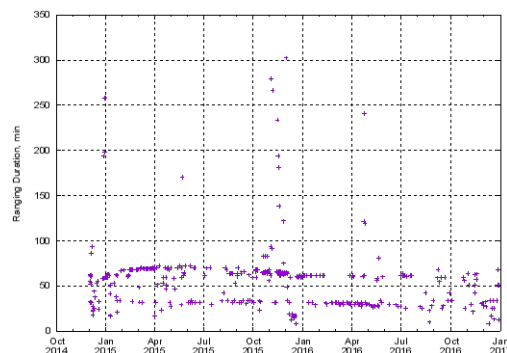


図11 レンジ計測実施時間（分）

3.3 イオンエンジン稼働実績 2017/1/20 までのはやぶさ2イオンエンジンの実績の各種グラフや数表を示す。図12は1024秒間毎の平均推力の大きさの履歴を示している。このデータの源泉となっているのが図13に示すスラスタ制御器が各スラスタについてスクリーン電流と電圧をもとに機上積算した総力積データである。総力積の時間微分が平均推力である。このようにして求めた推力は軌道決定によって得られる補正係数のトレンドを注視しつつ軌道計画に反映している。図14と表2には運転時間とオンオフサイクルの積算値総力積の実績を示す。図15に示す各種質量履歴からはイオンエンジン動作中のRCS推進消費は非動作中と同等に抑制できていることが読み取れる。

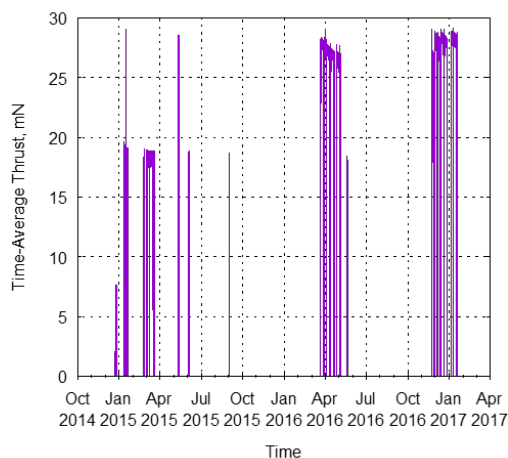


図12 推力履歴

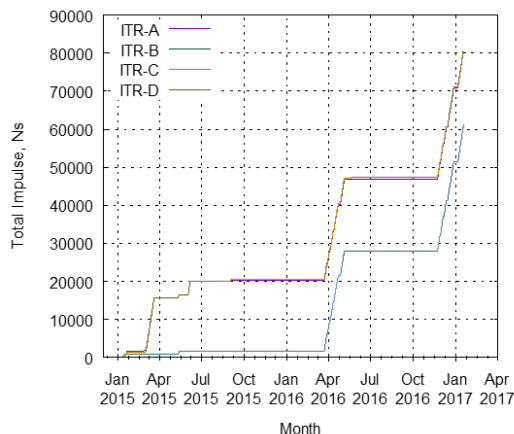


図 13 総力積の機上積算値

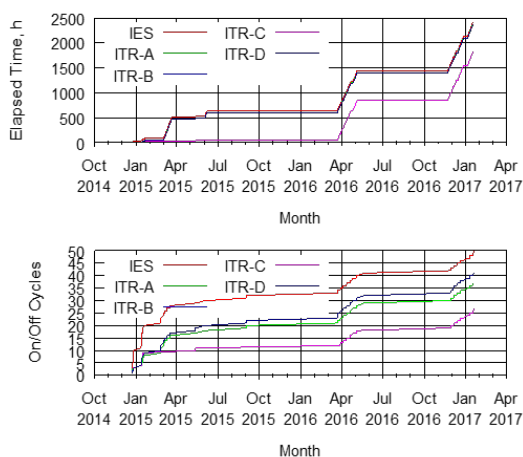


図 14 累積運転時間とオンオフサイクル

表 2 「はやぶさ」「はやぶさ 2」の実績比較

2017/1/20 現在

		はやぶさ 2	はやぶさ
積算運転時間, h	A	2365	7
	B	11	12809
	C	1834	11989
	D	2356	14830
	IES	2428	25590
総力積, MNs	A	0.0801	0.0001
	B	0.0002	0.3221
	C	0.0613	0.2639
	D	0.0804	0.3613
	IES	0.2220	0.9474
最大推力, mN (1024 秒間平均値)	A	9.94	7.42
	B	7.61	8.36
	C	10.07	8.30
	D	10.06	7.95
	IES	29.11	24.12

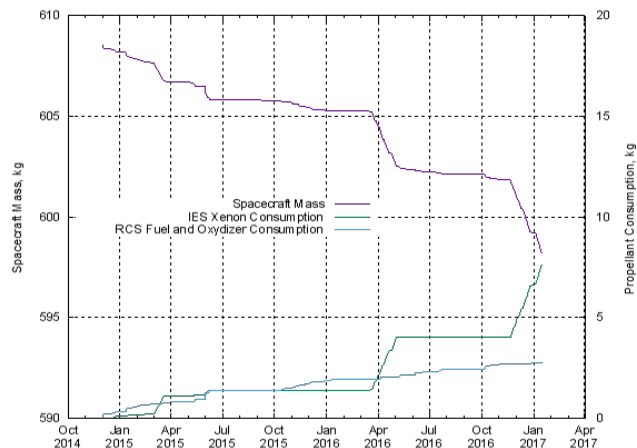


図 15 キセノン消費, RCS 推進剤消費, 探査機質量の履歴

図 16 は横軸に各スラスタの積算運転時間、縦軸に高圧絶縁破壊の積算回数をとって、「はやぶさ」と「はやぶさ 2」について履歴をプロットしている。スラスタごとのばらつきがいずれの探査機でも大きい、地上試験時点でこのようなばらつきは識別できておらず、将来の推移は予測不能である。とは言え、初号機の実績と比べて桁違いに異なる絶縁破壊頻度ということはない。絶縁被覆発生頻度は打ち上げ直後が最多で 1 時間に 1 回程度、その後の頻度は減少するものの「はやぶさ」も「はやぶさ 2」も時折頻度が増加する時期がみられる。絶縁破壊発生時は 30 秒間、イオン加速用の高圧電源を停止し、その後高圧印加を再開する自動シーケンスがスラスタ制御器により実行されるため、その小休止時間の合計が事前の軌道計画に対する推力損失となるが問題視するほどの規模ではなく、軌道決定と軌道計画のサイクルの中で自然に翌週以降の運転計画で誤差が修正される。連続運転期間の最後に実施する軌道修正用のイオンエンジン運転のときだけは、絶縁破壊でロスした 30 秒停止分を取り戻すように、エンジン停止時刻の微調整(延期)を地上からの指示で行う場合が多い。

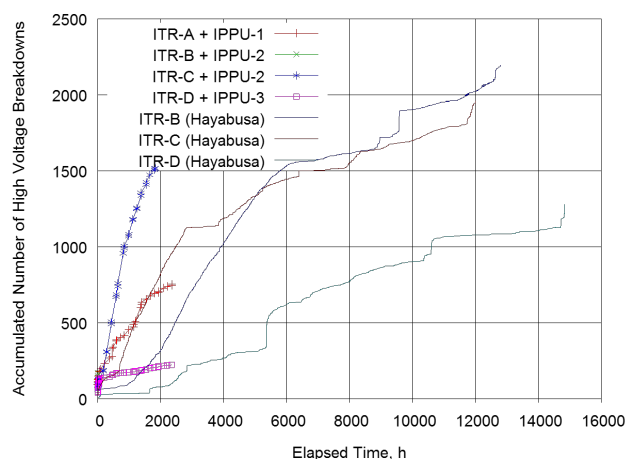


図 16 高圧絶縁破壊の履歴

3.3 イオンエンジン ACD 3 台運転時のトルク

イオンエンジン運転中は、1)各イオンスラスタ単体のスワールトルクの和、2) 各スラスタ間の推力軸ミスアライメントによ

るトルクと、3) イオンビームが太陽電池パドルなどの探査機の一部を直撃することによるトルク、4) 太陽光圧によるトルク（太陽角と太陽距離に依存）などが探査機に作用する。はやぶさ2の場合は3)の影響はほとんどないと信じられているものの、現状得られる情報だけでは1), 2)の要因との分離は不可能であるため断定はできない。1)の内訳としては磁場によるビーム偏向やグリッドの周方向ミスアライメントや中和器に関連するトルクがあり得るが理解は不十分である。4)の太陽光圧トルクは図17に示すX軸周り太陽角 θ_s （+Z方向が 0° ，+Y方向へのずれを正とする）と正の相関のある太陽光圧トルクがX軸周りに発生する。

図18にはイオンスラスターの作動状態毎に探査機のX周りトルク（リアクションホイール回転数変化レート）を、太陽角 θ_s を横軸としてプロットしたものである。イオンエンジン非動作時の直線状の特性からの上下方向のずれがイオンエンジン起因のトルクの大きさを表している。運転トランスファーフェーズで主力となる3台スラスターの組み合わせ（ITR-A, C, D）で発生するロールトルク $0.5\sim 1.0\ \mu\text{Nm}$ は、イオンエンジン噴射姿勢での太陽光圧トルクと同程度に小さく、互いにうまく相殺されるため、化学推進系によるホイールアンローディングの実施頻度を低減できている。スラスターA,B,C,Dの配置は図19の写真を参照されたい。

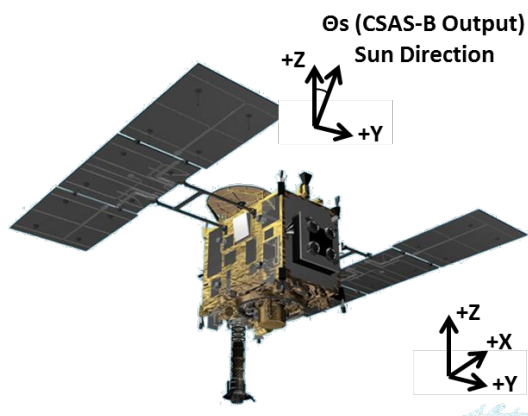


図17 探査機座標系と太陽角(粗太陽センサ出力)の定義

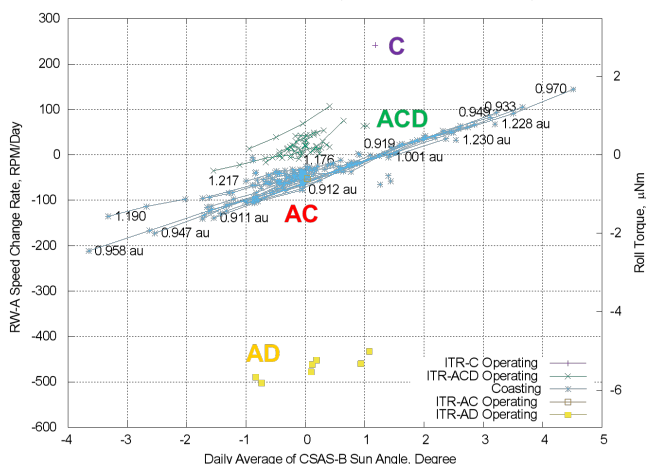


図18 太陽光とイオンエンジンによるトルクと探査機X軸周りの太陽角(CSAS-B出力)との相関

3.4 水晶振動子式微小天秤の計測データ はやぶさ2のイオンエンジン近傍には、はやぶさ初号機の太陽電池式汚染モニター2個に代わり、水晶振動子式微小天秤QCMが2個搭載されている。これらは低軌道の小型実証衛星SDS-4に搭載された新規開発の国産品の同一ロット品であり、深宇宙で初めて使用するものである。図19にIESプレート上のQCM搭載の様子を示す。低軌道ミッション向けにポリイミドコーティングを施しながら不採用となったものをそのまま流用してQCM1として使用している(図20)。QCM2のほうはSDS-4と同様に金電極がそのまま露出したタイプである。

図21にイオンエンジン作動履歴とQCM出力変化との相関を示す。これを見ると積算時間の推移と周波数の推移がほぼ同様になっていることが分かる。つまりIES動作中にQCMの電極表面は損耗を受けている。IES非動作時は基本的に変化がほとんどないが、図20では読み取れないレベルの周波数変化を拡大して精査してみると探査機+Xパネル(イオンエンジン搭載面)側に太陽光が多く入射する姿勢の際にQCM1が質量微減でQCM2が微増(汚染物付着)となることが分かっている。長期的には減少傾向のように見えるが今後の推移を注視していきたい。周波数変化率と運転履歴との相関の詳細を調べるとスラスターから遠いと損耗が軽微であることも分かっており、別の機会に詳細を発表したい。

QCM1はエンジン動作1700時間で発振不能になった。周波数の変化量から判断すると厚み $2\ \mu\text{m}$ のポリイミドコーティングはまだ残っているため、発振に必要な給電部の膜厚 $0.2\ \mu\text{m}$ の金電極(製造時にスパッタリングで形成したもの)が $400\ \mu\text{g}/\text{cm}^2$ 程度の損耗により消滅・断絶して作動不能になった可能性が高い。コーティングのない金電極からなるQCM2はすでに $250\ \mu\text{g}/\text{cm}^2$ の損耗量に達しておりこちらも発振不能となるのは時間の問題である。

はやぶさ初号機の太陽電池セルはかなり早期に数%の劣化がみられたことを除けば、イオンエンジンの動作履歴に無関係に単調な劣化を示していた。セルの表面の指向方向が+Z方向であり、今回のQCMの+X方向とは異なることによる違いはあるかもしれない。ともかく、QCMを発搭載したことで、イオンエンジン動作に起因して探査機表面がスパッタリング侵食を受けることが認識されるに至った。真空チャンパー内でのイオンエンジン周辺はチャンパー内壁からのバックスパッタの金属等の堆積が卓越しているため、表面の損耗をほとんど意識することがなかった。今後のミッションにおいて、イオンエンジン直近に光学機器などを配置する場合に備えて、現象の理解と対策の検討が必要であり、電気推進コミュニティの協力をぜひともお願いしたい。

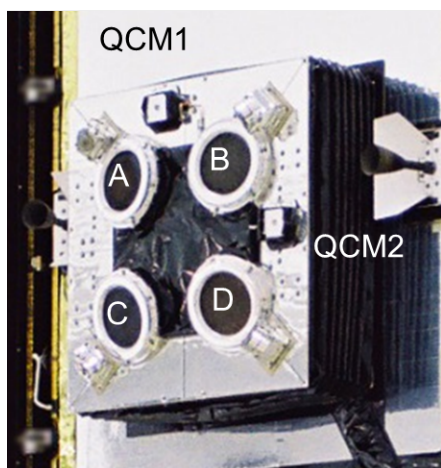


図 19 イオンエンジンプレート上のイオンスラスタ A~D と QCM1~2 の配置

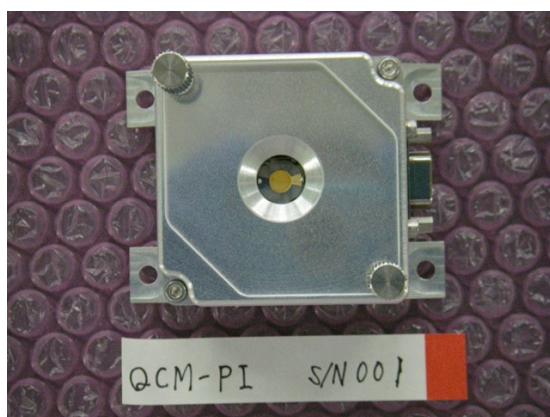


図 20 ポリイミドコーティングタイプの QCM1
(写真は地上保管用の透明カバー付き)

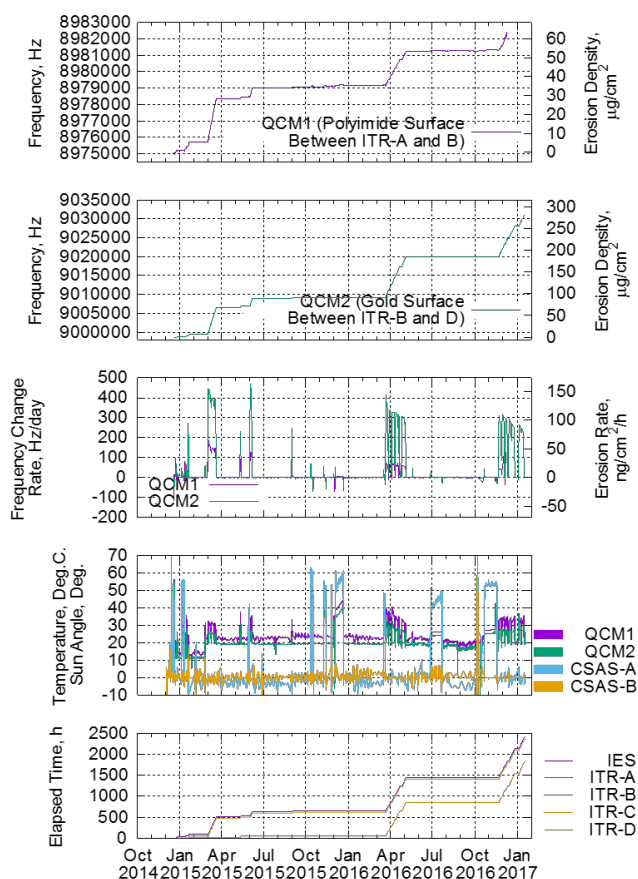


図 21 イオンエンジン作動履歴と QCM 出力変化との相関

4. まとめ

小惑星探査機はやぶさ 2 に搭載されたイオンエンジンは、打ち上げ後最初の 1 年間で 600 時間、地球スイングバイ後の第一期軌道変換で 800 時間使用されている。2016 年 11 月から開始した第二期軌道変換では 2800 時間の長期運転が予定されており、これまでのところ順調に稼働している。

スラスタ A,C,D の 3 台運転がほとんどの期間に選択されており、この組み合わせでの発生トルクは極めて小さく、化学燃料を温存できている。

日本の電気推進搭載宇宙機として初めて QCM を搭載し、イオンエンジンに起因するスパッタリング侵食が観測された。将来ミッションではエンジン周辺の材料表面の劣化を考慮すべきである。

引き続き 2018 年 6~7 月の小惑星 Ryugu 到着を目指して動力航行を行う。

参考文献

- 1) Nishiyama, K., Hosoda, S., Ueno, K., Tsukizaki, R., Kuninaka H.: Development and Testing of the Hayabusa2 Ion Engine System, 2016, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan Vol. 14(2016) No. ists30, pp.131-140.
- 2) Nishiyama, K., Hosoda, S., Tsukizaki, R., Kuninaka H.: In-Flight Operation of the Hayabusa2 Ion Engine System in the EDVEGA Phase, 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-2015-3718.