

小惑星探査機用指向性ラジエータの研究

○山本 早伽 (東京理科大学大学院), 太刀川 純孝 (宇宙航空研究開発機構),
大川 万里生, 齋藤 智彦 (東京理科大学)

Study of Directional Radiator for Asteroid Probe
Satogi Yamamoto (Tokyo University of Science), Sumitaka Tachikawa (JAXA),
Mario Okawa and Tomohiko Saitoh (Tokyo University of Science)

Key Words: Thermal Control, Asteroid exploration, Directional radiator, Asteroid probe, Parabola reflector

Abstract

Because the thermal environment changes drastically during a planetary exploration mission, a thermal control device is required to adapt such changes. When the spacecraft approaches a high-temperature asteroid, the radiators absorb infrared radiation from the surface of the asteroid. As a result, the absorption causes a temperature rise of the spacecraft and it affects the touchdown sequence. To resolve this problem, we are developing a "directional radiator", which can reflect infrared radiation from the surface of the asteroid, whereas it radiates the heat from the spacecraft into the deep space at the same time. Our aim is to develop the directional radiator whose shape is as close as possible to a flat plate. In this paper, we report a measurement result of the thermal radiation properties of the directional radiator with parabolic ripples. We also show the calculated temperature of the radiator mounted on a spacecraft.

1. 緒言

近年、「はやぶさ」による世界初の小惑星サンプルリターンの成功に伴い、小惑星からのサンプルリターンを目的とした計画が世界中で多く立案されている。地球周回衛星では、熱環境が周期的に変化し、平均的には安定しているのに対し、惑星探査機は、熱環境が長期に亘って大きく変化する。したがって、その変化に対応するための熱制御デバイスが必要となる。例えば、地球周辺と惑星軌道上における大きな熱環境変化に対しては、放射率可変素子 (SRD) が開発され¹⁾、小惑星探査機「はやぶさ」に適用された。SRDは、低温で低放射率、高温で高放射率となり、熱環境変化に応じて必要となるヒータ電力を削減することが出来た²⁾。一方、目的の惑星近傍に到着した惑星探査機は、その天体が高温の場合、惑星表面から放射される赤外輻射をラジエータから取り入れてしまう。その結果、探査機が高温天体に接近すればするほど機体の温度が上昇してしまい、タッチダウンシーケンスに影響を及ぼすという問題があった。それに対し、これまではタッチダウンの際の最高温度が上限を越えないように着陸地点を制限、また、小惑星への接近スピードを速くし、滞在時間を制限すること等によって問題を回避してきた。そこで、我々は高温天体接近時の温度上昇を防ぎ、タッ

チダウンシーケンスの自由度を増すことを目的とし、MEMS技術を使った放射率可変デバイス³⁾、パラボラ曲面を使った指向性ラジエータ⁴⁾、また、VO₂を使った新しいタイプの放射率可変素子⁵⁾を提案してきた。

パラボララジエータは駆動機構を用いず、ラジエータ表面にパラボラ形状を付加することで反射面と放射面を共存させ、指向性を制御している。過去に図1に示す1 mmオーダーのパラボラ形状を持つ指向性ラジエータ「パラボララジエータ」の試作を行い、熱放射特性を測定することにより、パラボラ形状による効果や問題点の抽出を行った⁴⁾。

本論文では、パラボララジエータの熱放射方向の詳細な指向性について報告する。また、パラボララジエータを宇宙機に適用し、実際の運用に近いシーケンスで高温惑星に離着陸した時のラジエータの温度上昇について解析を行ったのでその結果についても報告する。

2. 原理および形状設計

図2に高温天体に接近している宇宙機の概略図を示す。目的の高温天体に宇宙機がタッチダウンする時ラジエータには赤外放射が図2に示すような90°の範囲で入射してくることが想定される。そのため、今回提案するラジエータには、-z軸方向に対しては赤

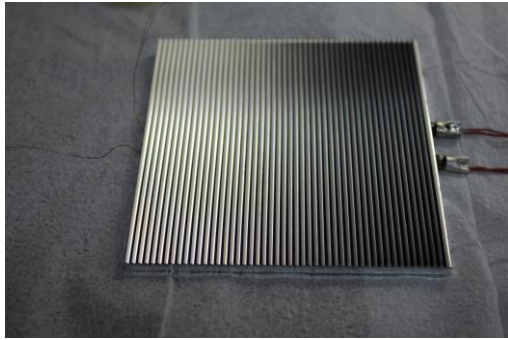


図 1 パラボララジエータの写真

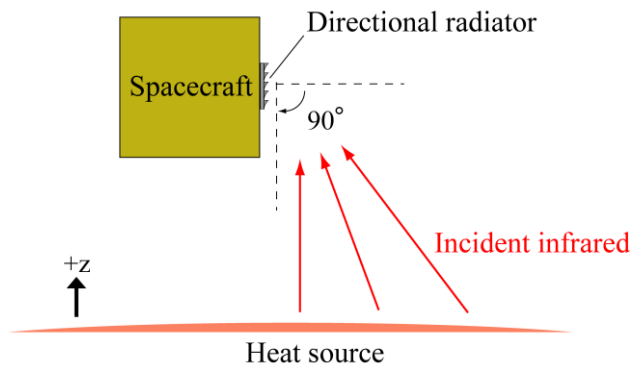


図 2 高温天体に接近している宇宙機の概略図

外反射率が大きく、+z軸方向に対しては赤外放射率の大きいという熱放射方向の指向性がある。

図3に従来の表面形状が平坦なラジエータとパラボララジエータの熱放射方向の違いを比較した図を示す。図3(左図)のように従来のラジエータは表面が平坦であり、全半球方向に対して赤外放射率が大きい。そのため、高温天体に接近した際、宇宙機内部からの発熱を排熱すると同時に、高温天体からの赤外放射も吸収してしまう。一方で図3(右図)に示すように、パラボララジエータはラジエータ表面に赤外反射率の大きいパラボラ面と赤外放射率の大きい垂直面の異なる二面を交互に組み合わせた形状を持つ。その結果、高温天体からの赤外放射はパラボラ反射面によって反射され、宇宙機内部からの発熱は高温天体の見えない深宇宙方向に垂直放射面から放射することが出来る。

パラボラの形状は焦点の位置と形状の大きさをパラメータにして、以下の三つの条件から決定した。

1. 熱源からラジエータ反射面に入射した赤外放射をラジエータ外部に反射させる。
2. ラジエータ放射面から放射された赤外放射のうち、同反射面に入射した赤外放射をラジエータ外部に反射させる。

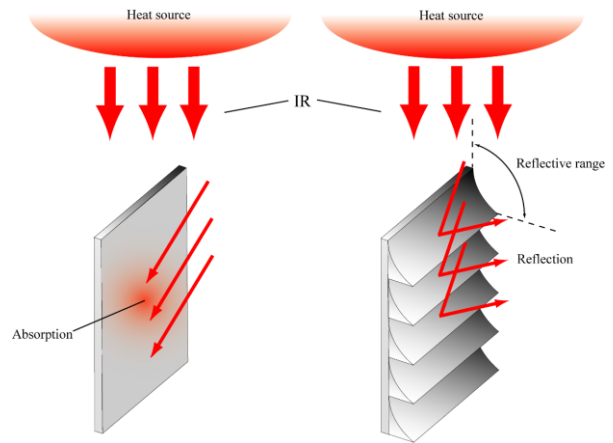


図 3 フラットラジエータ(左図)とパラボララジエータ(右図)の熱放射方向の違い

3. 条件(i), (ii)を満たす焦点位置となる形状の中で最大の放射面積を持つ。

決定されたパラボラ形状の関数は、パラボラ1つの底辺の長さを a とすると式(1)で表される。

$$y = \frac{1}{2a}x^2 \quad (1)$$

3. 実験に使用したラジエータ及び解析モデル

今回実験に使用したパラボララジエータは、過去に試作した $a=2\text{mm}$ のサンプルである。パラボラの底面積は $100\text{mm} \times 100\text{mm}$ である。材料はラジエータ内で温度勾配が出来ないように熱伝導率の大きいアルミとした。また、サンプル表面は図4に示すように、垂直放射面には黒色塗料(Z306)を塗布し、パラボラ反射面及び側面はアルミ素地とした。また、フィルムの貼付が可能なアルミ基板側面と、裏面にはアルミ蒸着フィルムを貼付した。

図5に測定したパラボララジエータの構成の詳細を示す。ラジエータにはシートヒータと熱電対が取り付けられている。熱電対(K型, $\phi 100\ \mu\text{m}$)とヒータ電力供給線および電圧測定線(コンスタンタン, $\phi 500\ \mu\text{m}$)は、それらからの熱リーク量がラジエータからの熱放射量に比べて十分無視できるように線種および線径を決定した。

また、パラボララジエータの解析モデルを図6に記す。実物のラジエータ同様、垂直放射面はZ306、パラボラ反射面及び側面はアルミ素地、アルミ基板側面と裏面にはアルミ蒸着フィルムとし、温度依存性を考慮した全半球放射率 ϵ_{H} の値を使用した⁶⁾。解析に使用した各表面材料の ϵ_{H} の値を表1に記す。なお、熱

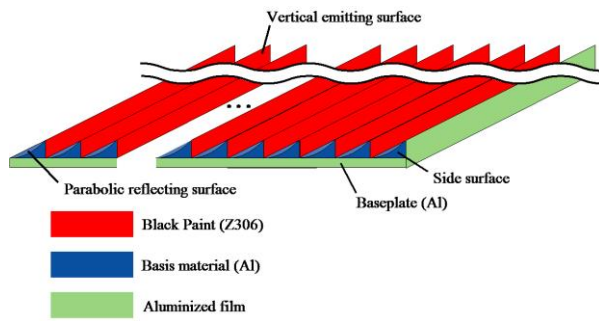


図 4 パラボララジエータ2の表面特性の詳細

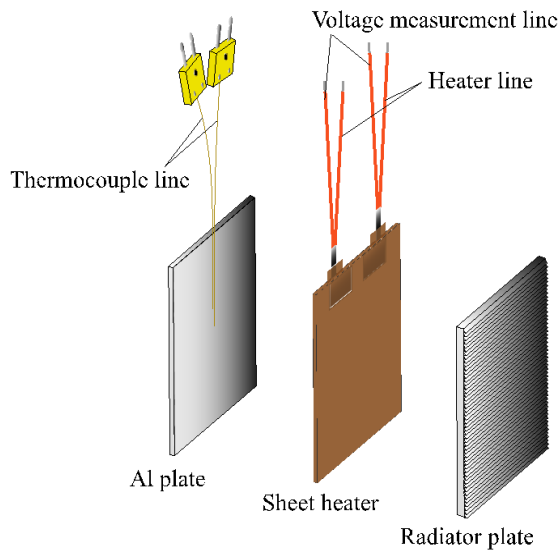


図 5 測定したパラボララジエータの構成

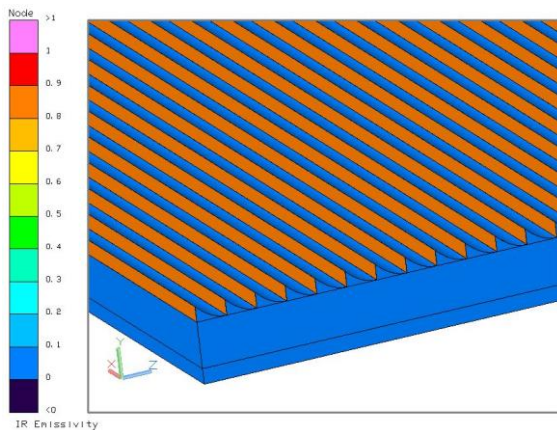


図 6 パラボララジエータの熱解析モデル

表 1 解析に使用した各表面材料の放射率

Part	Material	ϵ_H
Emitting surface	Black paint	0.81~0.83
Reflecting surface Parabola side	Aluminized film	0.05~0.06
Baseplate side	Aluminum	0.11~0.13

解析は汎用の3次元熱解析ソフトウェア (Thermal Desktop) を用いて行った。

4. 実験装置及び実験方法

パラボララジエータの指向性能について調べるため、カロリメータ法を用いて測定した。真空チャンバ内での測定コンフィグレーションを図7に示す。真空チャンバ内には黒色塗料 (DeSoto Black) の塗布された5つの IR パネルが取り付けられたアルミのフレームを設置している。IR パネル裏面にはシートヒータが取り付けられており、それぞれのパネルが独立で温度制御できるようになっている。測定サンプルはフレーム中央に吊り下げ、上方にパラボラ反射面、下方に垂直放射面が向くように設置した。チャンバ内は LN_2 で 80 K 以下に冷却され、真空度はターボポンプにより 5.0×10^{-6} Torr 以下に保たれている。

実験では、サンプルが $-60, -30, 0, 30, 60^\circ$ の角度に設置されたそれぞれの IR パネルから吸収した赤外吸収量 Q_{IR} を測定する。サンプルの平衡温度が 273 K になるようにサンプルに内蔵されたシートヒータに電力を供給する。また、IR パネルは順番に1枚ずつ ON / OFF を切り替え、ON のときパネルは温度コントローラにより 313 K に維持される。IR パネル OFF の状態におけるラジエータの排熱量 P_{off} 、及び IR パネルの温度を 303 K にした状態におけるラジエータの排熱量 P_{on} をそれぞれ測定する。そして、ラジエータが IR パネルから吸収した熱量 Q_{IR} を式(2)より算出する。

$$Q_{IR} = P_{off} - P_{on} \quad (2)$$

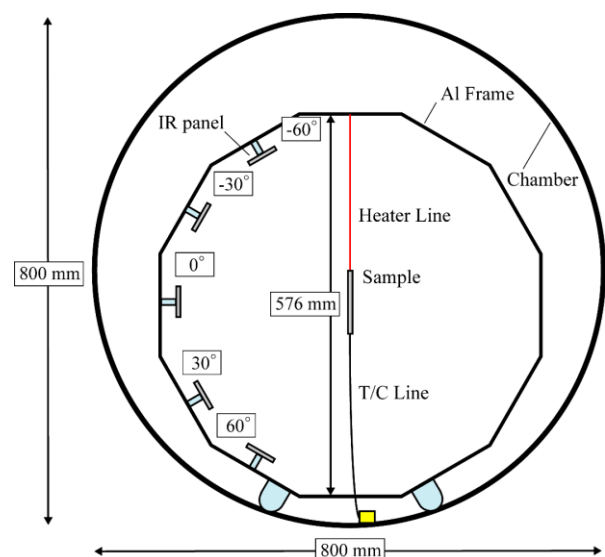


図 7 チャンバ内測定コンフィグレーション

5. 指向性能の測定結果及び解析結果と考察

図8に、パラボララジエータのIRパネルから吸収した赤外吸収量 Q_{IR} の測定結果と解析結果を示す。 -60° 、 -30° ではIRパネルからは主に反射面が見えることにより、 Q_{IR} はわずかしかなく、 $0 \sim 60^\circ$ では徐々にIRパネルに垂直放射面が見え始めるため Q_{IR} が増大するという設計通りの指向性能が確認できた。

また、測定結果と解析結果の比較を行っても結果は良好に一致していることから、測定結果の妥当性と実験モデルと解析モデルの整合性を確認できた。

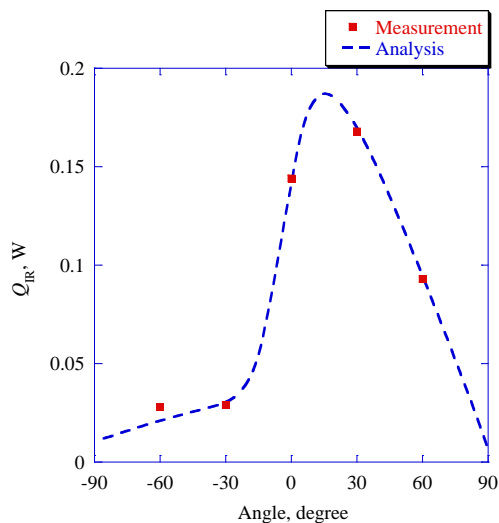


図8 各角度のIRパネルから吸収した Q_{IR}

6. タッチダウンシミュレーション

6.1 解析手法

前項までで指向性の効果が確認できたラジエータのモデルを用いて、宇宙機を小惑星（高温天体）へ離着陸させた時のラジエータの温度上昇について熱解析を行った。

Thermal Desktopで作成したモデルの概要図を図9、小惑星の環境パラメータを表3に記す。小惑星にラジエータを備えた探査機を、図10及び図11に示したシーケンスに従って小惑星の表面に接近、着陸及び離陸させる⁷⁾。ラジエータ裏面の機器からは常に3.5 Wの発熱があるとしており、ホームポジション（20 km地点）でのラジエータ初期温度は293 Kとした。宇宙機は高度20 kmから降下及びホバリングをしながら、高度1 m（最下点）まで降下し、タッチダウンする。その後ホームポジションである20 km地点まで上昇する。

解析は、従来のような表面が平坦なラジエータ（0.1 m×0.1 m）及びパラボララジエータ（0.1 m×0.182 m）

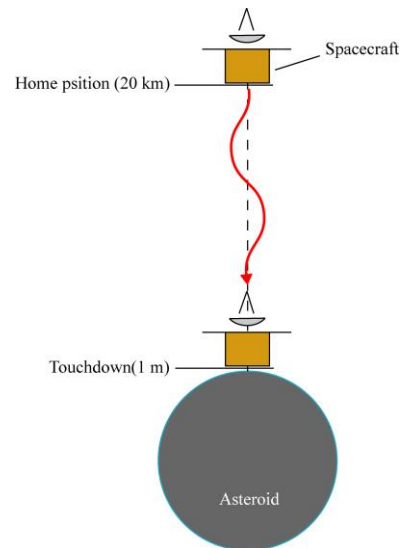


図9 熱解析モデルの概略図

表3 小惑星環境パラメータ

外表面 ϵ	1.0
形状	球
大きさ	直径 1352 m
温度分布	400 K（均一）

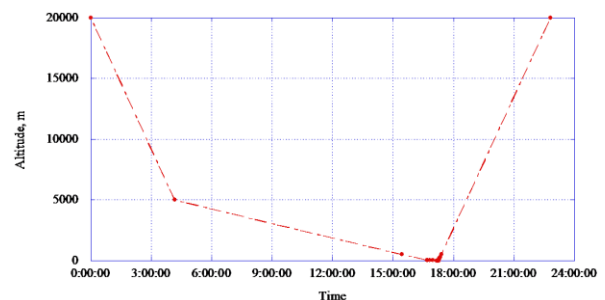


図10 熱解析に用いたタッチダウンシーケンス

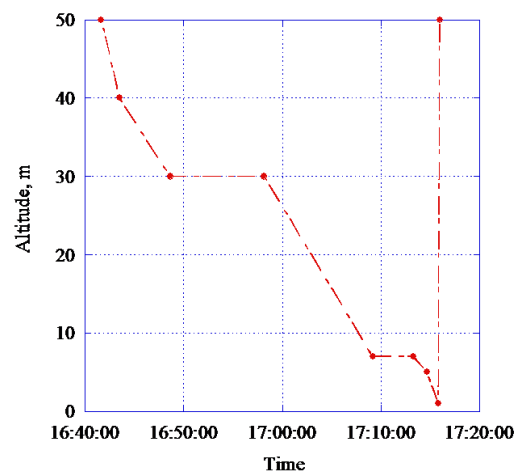


図11 タッチダウンシーケンス拡大図（ ≤ 50 m）

の2つのラジエータに関して行った。ここでパラボララジエータのフットプリントの大きさは、熱解析によって2つのラジエータの宇宙空間での排熱性能の比較から、両ラジエータの排熱性能が等しくなるような値を算出し、設定した。またラジエータは探査機の側面に設置した。

6.2 解析結果

図12, 13にタッチダウンシミュレーションの解析結果を示す。フラットラジエータは高度が5 kmを下回る4:10:00を過ぎたところから、小惑星からの赤外吸収が大きくなり始めることにより、ラジエータ温度が上昇し始め、さらに500 mを下回る15:26:00過ぎから温度上昇率は急激に増加し、最大で365 Kまで到達する。

一方、パラボララジエータは500 m手前までは温度変化があまり見られず、初期温度を維持し続けている。また、到達する最大のラジエータ温度も305 Kであり、フラットラジエータに比べて60 K低くなった。

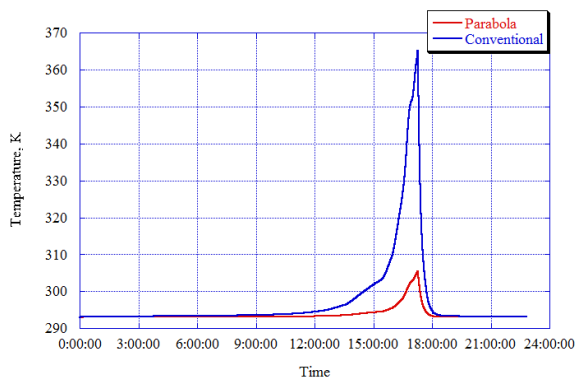


図 12 タッチダウンシミュレーション結果

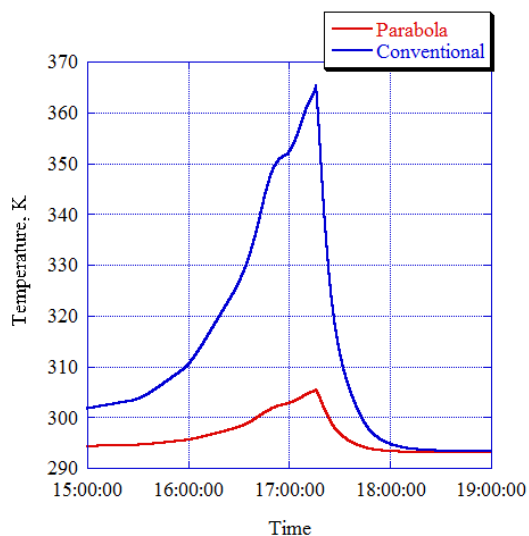


図 13 タッチダウンシミュレーション拡大図

これはパラボラ形状によって赤外線放射方向に指向性があり、高温天体から入射してきた赤外線の吸収が効果的に低減できているためであり、ラジエータの温度上昇が抑制できている。

7. おわりに

小惑星探査機をターゲットとした指向性ラジエータを開発するにあたり、1 mm オーダーのパラボラ形状の凹凸を持つ「パラボララジエータ」の詳細な指向性能について測定を行った。その結果、反射面方向では赤外線の吸収を抑制し、放射面方向で大部分の赤外放射を行っていることを実験的、解析的に確認した。また、従来のような表面が平坦なラジエータに比べ、それと同等な排熱量を持つパラボララジエータは、小惑星への降下運用において、小惑星からの赤外線を効果的に排除し、ラジエータの到達最高温度を大幅に低減することが分かった。またこれによって、高温地点以外に着陸地点を限定したり、着陸地点がサブソーラーとなっている時期を避けて着陸を行ったりといった、タッチダウンにおける制限が緩和され、ミッションやタッチダウンシーケンスの自由度が増大することが期待できる。

今後は、パラボララジエータの更なる形状の微細化や、新たな形状・仕組みによる小惑星探査機用ラジエータの開発を目指す。

参考文献

- 1) K. Shimazaki, S. Tachikawa, A. Ohnishi, Y. Nagasaka : Proc.19th Jpn. Symp. Thermophys. Prop, (1998) 75-78 (in Japanese).
- 2) S. Tachikawa, A. Ohnishi, Y. Nakamura and A. Okamoto : Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, **55**, (2007) 367 (in Japanese).
- 3) 廣木健太, 三田信, 太刀川純孝, 田口良広, 長坂雄次 : 宇宙機用 MEMS シャッターアレイの放射率特性の評価, 日本機械学会熱工学コンファレンス 2013 講演論文集, 151-152, 2013.
- 4) S. Yamamoto, S. Tachikawa, M. Okawa, T. Saitoh, : "Study of Directional Radiator for Asteroid Probe (2)", Proc. 61th Space Science and Tech. Conf., (2016), 3F08 (in Japanese).
- 5) S. Yamamoto, M. Hata, K. Tanaka, S. Tachikawa, M. Okawa, T. Saitoh : "Study of Variable Emissivity Radiator Using VO₂ -Measurement of Thermal Radiation Properties of Single Cystal VO₂-",

Proc.37th Jpn. Symp. Thermophys. Prop, (2016) 28-30
(in Japanese).

- 6) 大西 晃：宇宙用熱制御材料の太陽光吸収率の入射角依存性と全半球放射率の温度依存性に関する測定データ，宇宙科学研究所報告，第 133 号，2000.
- 7) T. Saiki, T. Yamaguchi, Y. Takei, T. Okada, N. Ogawa, H. Sawada, T. Shimada, R. Suzuki, S Tanaka, F Terui, S. Nakazawa, Y. Mimasu, K. Yoshikawa, A Miura, Y Tsuda, M. Yamada： “Hayabusa2’s Proximity Operation Plan at Asteroid”, Proc. 60th Space Science and Tech. Conf., (2016), 1G15 (in Japanese).