

小天体探査用トランスポンダによる距離測定実験

吉光 徹雄, 冨木 敦, 久保田 孝 (ISAS/JAXA),
小島 要, 望月 知也 (アドニクス), 石川 毅彦 (ISAS/JAXA)

Balloon-based experiment on range measurement for small body exploration

Tetsuo YOSHIMITSU, Atsushi TOMIKI, Takashi KUBOTA (ISAS/JAXA),
Kaname KOJIMA, Tomoya MOCHIZUKI (Adnics), and Takehiko ISHIKAWA (ISAS/JAXA)

Abstract— The authors are engaged in the research and the development of the surface exploration rover system over the small solar system bodies. We developed a tiny rover system “MINERVA” for Japanese “Hayabusa” asteroid sample return mission ten years ago and are now developing an advanced system “MINERVA-II” for the successor “Hayabusa-2” mission. Thinking about the the future small body surface exploration beyond “Hayabusa-2”, precise localization is important for rover navigation. That is why we have proposed an effective localization method using a radio assistance from the mother spacecraft. It uses the range measurement between a surface rover and a mother spacecraft which has delivered the rover to the surface. In this paper, we propose a balloon-based range measurement experiment using tiny transponders which are being developed for future small body exploration.

1. はじめに

筆者らは、小惑星や彗星など太陽系に点在する小天体の表面を移動探査するローバシステムの研究と開発を行なっている。

小天体表面探査ローバは、ターゲットの小天体表面に、地球から打ち上げられた探査機(母船)によって輸送され、小天体表面着陸後は、リモートセンシングでは達成できない“その場”観測を多地点で行なう。

太陽系小天体に探査機を派遣することは、1990年代後半から繰り返し行なわれている。

日本においても、2003年に“はやぶさ”探査機が打ち上げられている。“はやぶさ”は、2005年に小惑星“イトカワ”に到着して表面に2度着陸した後、2010年に地球に再突入して、“イトカワ”起源のサンプルが入ったカプセルのみをオーストラリア大陸に再帰させた。

この成功により、後継の“はやぶさ2”ミッションがスタートし、2014年あるいは2015年に、“イトカワ”とは異なるタイプの小惑星に向けて打ち上げられようとしている。

筆者らは、“はやぶさ”に、MINERVAと呼ばれる小型の表面探査ローバシステムを搭載した、MINERVAローバは2005年11月12日に“はやぶさ”から分離されたが、分離時の母船の対小惑星速度・位置が悪かったため、小惑星には着陸せず、太陽を周回する人工惑星になった。現在、後継のMINERVA-IIローバシステムを“はやぶさ2”に搭載すべく、そのシステム開発を行なっている。

MINERVA-IIローバでは、MINERVAでできなかった小天体表面探査の工学実験をすることを主目的としている。このため、小惑星表面での移動方式は、ホッピングという離散的移動手法を用いており、探査手法も、小惑星表面の特定の対象に接近するのではなく、小惑星表面のなるべく多くの地点で観測を行なうのみである。

しかし、大きさ数100[m]の“イトカワ”の表面に多様性があったことからわかるように、小天体表面の特定の地形に接近して観測を行なうローバシステムが、

MINERVA-II以降の小惑星表面探査ローバでは望まれる。

特定の地形にローバを誘導するためには、ローバが小天体表面のどこにいるかという自己位置同定と、目的地の座標に自己位置を収束させるための移動方式の2つを考える必要がある。自己位置同定にはさまざまな方式が考えられるが、小型のローバが小型の天体表面を移動する際には、画像を用いた方法の利用が難しい。また、いびつな形をしている天体上では、ローバが取得できる情報のみを利用して得られる測地緯度・経度は、小天体を外部から見た時に指定する地心緯度・経度の間に大きなずれがある。

このような小天体の特有さを考慮し、筆者らは、電波を利用して、母船側から表面に着陸したプローブの航法誘導的な支援を行なう方法の検討を行なっている[1]。この方法では、母船から静止しているプローブまでの距離を連続的に測定し、小天体の自転運動と母船の小天体回りの運動のダイナミクスを利用して、プローブの絶対位置を地心緯度・経度で求める。

本稿で述べる気球実験は、小天体まわりで、母船から放出したプローブと母船との間で、距離測定を行なう小型トランスポンダの実証試験を目的としている。

2. 実験の概要

距離測定機能を有する小型のトランスポンダ(子機)を気球のゴンドラに載せ、地上からゴンドラをトラックキングして、地上側のトランスポンダ(親機)から子機までの距離を連続的に測定する。

本トランスポンダは、MINERVA-IIで使用しようとして開発を進めている通信機に、距離測定機能を付加したものである。具体的な距離測定方法は3.2節で述べるが、衛星・探査機搭載の本格的なトランスポンダではなく、データ送受信機能のみを有する通信機に最小限の改修を施して、距離測定機能を付加したものである。

気球実験では、親機と子機間の測距結果と、GPSデータから算出した距離を比較することで、本方式の有効性を実証することを目的とする。

Table 1 Specifications on communication modules

dimension	child module	80 × 50 × 15 [mm]
	parent module	160 × 100 × 35 [mm]
weight	child module	80[g]
	parent module	≤ 200[g]
multiple Access method	half duplex, TDMA (uplink:7[msec]/downlink:18[msec])	
frequency	uplink	952[MHz]
	downlink	952[MHz]
radiant power	uplink	1[W]
	downlink	0.1[W]
modulation	uplink	BPSK
	downlink	BPSK + bitabi
data rate (effective rate)	uplink	15.625[kbps]
	downlink	61.5[kbps]

★ uplink: parent module → child modules

★ downlink: child modules → parent module

通信機間の通信可能な距離の最大は 20[km] である。このため、放球前からトランスポンダの電源を入れて、測距を開始し、気球が地上局から 20[km] 以上離れたところで、実験を終了させる。

地上からゴンドラをトラックするためには、リアルタイムの GPS データが必要である。このため、本実験は、気球からの落下型無重力実験 [2] のゴンドラ搭載ベイロードとして実施したい。

3. トランスポンダ

3.1 通信機

使用した通信機の緒元を Table 1 に示す。

母船側に搭載する親機と、プローブ側に搭載する子機で構成され、親機は最大 7 の子機とデータ通信を行なうことができる。

使用する周波数は、アップリンク (親機から子機への送信) とダウンリンク (子機から親機への送信) で同一である。このため、同一周波数をアップリンクとすべての子機のダウンリンクで時間的にシェアする時分割方式 (TDMA) を用いている。

3.2 距離測定方式

データの通信方式が TDMA であるため、アップリンクとダウンリンクを切り替える際に、ガードタイムと呼ばれる通信を行わない時間帯がある。

親機から子機にデータを送信した直後のガードタイムに測距を行なうための符号を入れ、その符号を受けた子機は、次のダウンリンクの最後にその符号を親機に返す。

親機は、両符号の位相差により電波の飛行時間を測定し、距離を算出する。

符号長が非常に短いため、測定できる最長距離は大きくなく、データ通信の最大可能距離より短い。このため、子機が親機のアップリンクにロックした時点からの子機と親機との相対的な距離の変化を計測することになる。

このような限定的な方式ではあるが、

- プローブが親機から放出された後の絶対距離を連続的に計測する。

- プローブが小天体表面で静止している時の両者の距離の相対的な変化から小天体の重力が母船に与える影響を導出する。

などが可能となる。MIMNERVA-II の通信機のフライトモデルへの適用は未定だが、“はやぶさ 2”での運用に限定しても、通信機そのものへのインパクトが少ないにも関わらず、有用な付加的成果を挙げることができる。

4. 気球実験の構成

Fig.1 に構成を示す。

4.1 ゴンドラ搭載システム

トランスポンダ (子機)、CPU、2 つのアンテナ、およびバッテリーで構成される。

4.1.1 アンテナ

子機には、2 本のアンテナを取り付けることができ、片側のアンテナによるキャリアを喪失すると、自動的にもう一方のアンテナに切り替える機能が備わっている。これは、小天体表面では重力加速度が小さいため、プローブ自体の姿勢が安定しないことを考慮したためである。

気球実験においても、ゴンドラは放球後に回転しながら上昇するため、2 つのアンテナによる切り替え機能を使いたいと考えている。このため、ゴンドラの下面と側面にそれぞれ 1 個のアンテナを搭載する。

4.1.2 CPU

子機の状態を搭載 CPU で収集し、不揮発性の SD カードに記録する。子機の状態データとしては、親機からの電波強度やロックしているかどうかの状態、選択しているアンテナなどがある。

4.1.3 気圧スイッチの使用

電波の到達距離の最大は 20[km] である。このため、気球が遠方に離れた後は、実験システムへ供給する電力を遮断するため、気圧スイッチを使用する。

現在の計画では、180[hPa](高度 13.2[km] 相当) でスイッチングを行なう気圧スイッチを搭載し、高度

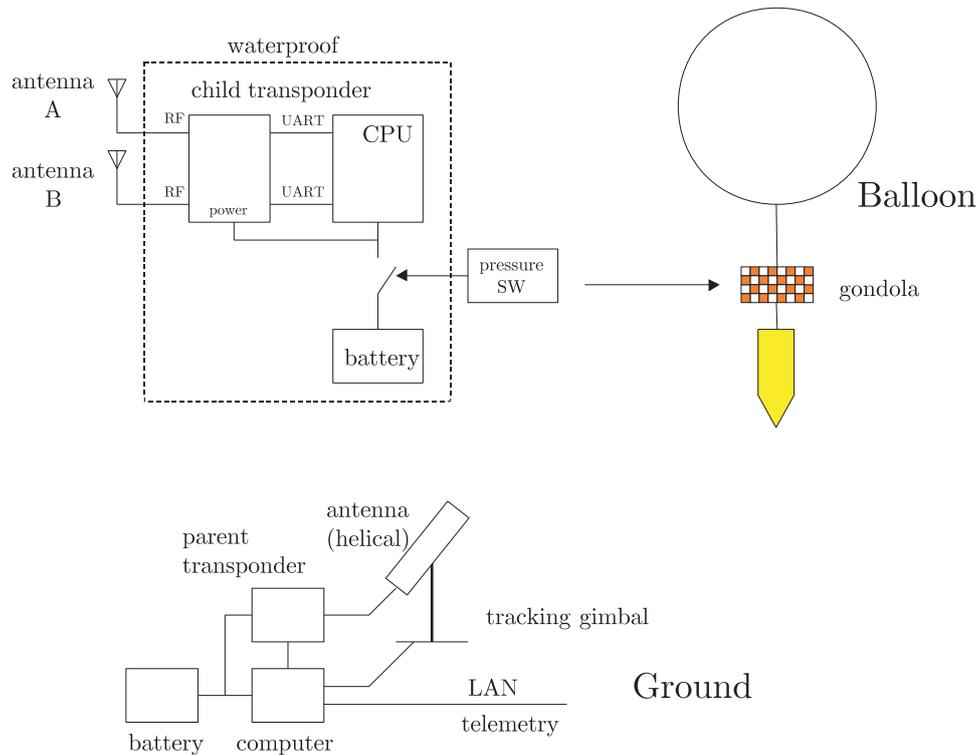


Fig.1 Experimental setup

13.2[km] 以上では、搭載トランスポンダ、コンピュータに電源供給をしないようにする。

[2] 石川毅彦 他, “大気球を利用した微小重力燃焼実験”, 大気球シンポジウム, No.isas12-sbs-023, 2012.

4.2 地上側システム

トランスポンダ (親機), コンピュータ, アンテナを載せた 2 軸ジンバルで構成されている。

子機と通信するためのアンテナを 2 軸ジンバルの上に載せ, アンテナをゴンドラ方向に制御する。この指向制御には, iBOV のテレメトリデータに含まれる GPS 情報を使用する。

アンテナは指向性の強いヘリカルアンテナを用いる。距離測定自体は親機上で行なわれ, そのデータを記録するためのコンピュータを接続する。

5. おわりに

本稿では, 小天体まわりで母船とプローブの間の距離測定により新たな成果が挙げられることを説明し, そのための第一歩として, データ通信のみを行なう通信機に最小限の改修を加えて距離測定を行なうトランスポンダについて述べた。

気球実験では, このトランスポンダを使用して, 放球直後から連続的に気球のゴンドラと地上の間の距離を測定し, その有効性を実証したい。

References

- [1] Tetsuo Yoshimitsu, Sayaka Higo, and Ichiro Nakatani, “Localization over Small Body Surface by Radio Assistance,” Workshop for Space, Aeronautical and Navigational Electronics (WSANE), pp.145–150, 2006.