

小惑星探査機はやぶさ搭載 LIDAR の開発
Development of LIDAR for asteroid explore HAYABUSA

水野貴秀、奥村英輔^A

Takahide Mizuno, Eisuke Okumura^A

JAXA 宇宙科学研究本部、^A NEC 東芝スペースシステム

Institute of Space and Astronautical Science JAXA, ^A NEC Toshiba Space Systems

e-mail: tmizuno@isas.jaxa.jp

Abstract

A small and light weight pulse LIDAR has been developed for the asteroid explore HAYABUSA. The LIDAR uses a pulsed Nd:YAG laser (10mJ) and a SiC casegren telescope (110mm) for a receiver optics. It covers wide dynamic range (50km-50m) in order to approach and touch to the surface of asteroid. This paper introduces function and capability of the LIDAR, the long distance (3km) test by PM and FM test with the delay pulse generator.

1. はじめに

「はやぶさ」ミッションは小惑星 ITOKAWA に到達して、サンプルを採取し帰還する惑星ミッションである。深宇宙ミッションであるため小惑星への着陸航法には高度な自律性が要求されており、「はやぶさ」ではカメラ画像とレーザ高度計を基本とした航法システムを採用している。この航法システムの要となるレーザ高度計が、パルスレーダ方式を採用した小型軽量 LIDAR(Light Detection And Ranging)である。本報告では、LIDAR の基本性能・機能および鹿児島宇宙空間観測所で PM を用いて行われた、長距離フィールド試験、FM 試験の結果について述べる。

2. 小惑星への接近・降下シーケンス

接近・降下シーケンスを Fig.1 に示す。対象天体との距離約 6km の地点は HP(Home Position)と定義され、小惑星の重力の影響が無視できる位置である。この HP において、重力測定、グローバルマッピングおよび遠方からの科学観測などを行い、サンプリングのための運用立案および確認等が行われる。

ONC (光学航法カメラ) によって小惑星がとらえ、HP に至るまでを接近フェーズと定義し、探査機は R&RR 誘導および ONC を用いた制御によって誘導される。50km 以近では LIDAR によって捕捉され、LIDAR データと ONC 画像を用いた、LIDAR-全体画像航法を行い HP に到達する。

HP を出発後、高度約 100m まで LIDAR-全体画像航法によって降下、TM(Target Marker)を放出して、最終的なサンプリングポイントを決める。100m 以近では、4 ビームの LRF (近距離用レーザ高度計) およ

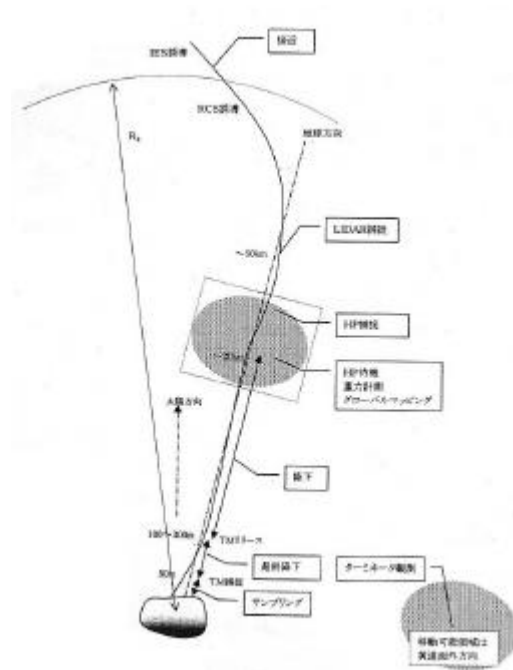


Fig.1 Approach and Descent Sequence

び TM による自律航法で最終的にサンプリングを行う。降下期間中は、ONC による小惑星画像を連続して地上に伝送し、地上ではこの画像をもとに、降下が予定通り行われているかどうかを判断し、GO/NG 判断および最終補正 V コマンドを生成する。¹⁾

3. LIDAR 概要

LIDAR は、レーザ光源より対象物体に向けて光パルスを照射し、対象物体からの反射パルスを受信するまでの時間を測定することによって、対象物体との距離を測定するシステムである。本システムにより、小

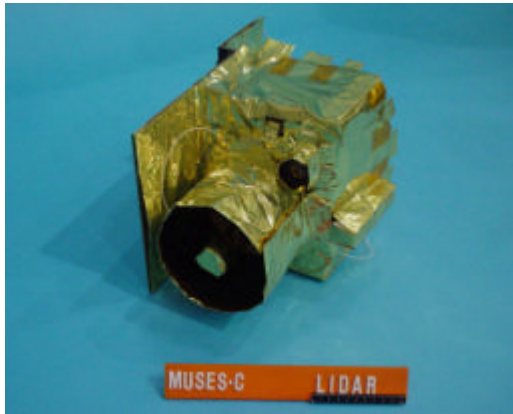


Fig.2 LIDAR FM

惑星との距離 50km から 50m の間の距離測定を行う。

既に FM が組み立てられており、Fig.2 に LIDAR FM の写真を示す。

LIDAR は理学観測にも使用され、以下の観測課題が提案されている。

1) 小惑星質量の推定

探査機がサンプリングのために小惑星表面に降下する際、自由落下中に探査機が受けた加速度の大きさを、小惑星からの距離の時間履歴を測定することによって求める。水平方向の初期速度を 3 cm/s 以下に抑えた場合、高度 1500m から 1000m への降下中の測定から、誤差 5~7% で小惑星の質量が推定できることが数値シミュレーションにより確認されている。²⁾

2) 小惑星の形状と表面反射率分布の推定

高度約 6km のホームポジション滞在中に、探査機姿勢(すなわち LIDAR 指向方向)のスキャンと小惑星の自転運動を連動させて、小惑星の差し渡しの大きさ(形状)と表面の高低差(誤差 10m)分布を求める。得られた形状及び表面凹凸分布と、光軸を同一化した AMICA の画像データとを用いて、小惑星表面の 3次元地形マップの作成を行う。また小惑星の体積を精度よく求め、重力測定結果とあわせて小惑星の密度の推定に利用する。

LIDAR に受信光強度を出力する機能があるため、レーザ出力のドリフト程度の精度、すなわち約 10%の精度で小惑星表面の反射率分布情報を得ることができる。

4. 基本性能および機能

LIDAR の基本構成を Fig.3 に示す。送信

レーザ光源として LD(Laser Diode)励起の Q スイッチ・Nd:YAG レーザ(波長 1.064 μm)を用いており、パルス幅は 14nsec、エネルギーは 10mJ、ビーム径 3mm、広がり角 0.5mrad である。³⁾ YAG レーザ共振器の写真を Fig.4 に示す。衛星搭載品として打ち上げ時の振動対策などのため、アライメント・エラーの許容範囲の広いプリズムを使用した共振器となっている。プリズム型共振器を採用することによって、エラー許容範囲はミラー型の場合の約 10倍になっている。また、発振モードの回転を防ぐため、エッジプレートが挿入してある。励起用 LD の波長は Nd:YAG ロッドの吸収波長に合わせてあるため、およそ 90%の効率で吸収されている。LIDAR では測距レンジを送受ビームの重なりによって制御しているため、YAG レーザからの送信ビームのパターンはきわめて重要である。レーザ出力後の近傍界をレンズ系によって、フーリエ変換して遠方放射界を測定した結果を Fig.5 に示す。

レーザ部において、YAG ロッド及びポッケルセル(LiNbO₃)は結晶が柔らかく温度

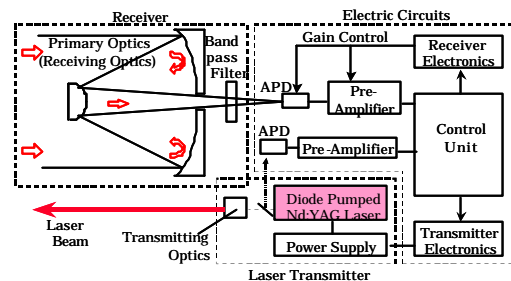


Fig.3 Block Diagram of LIDAR

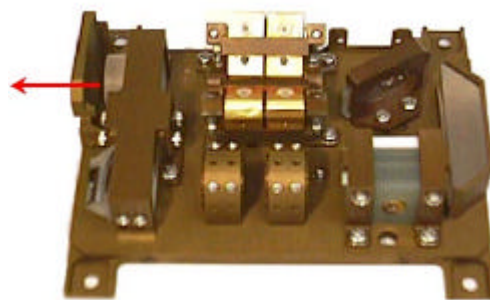


Fig.4 YAG Laser Module(PM)

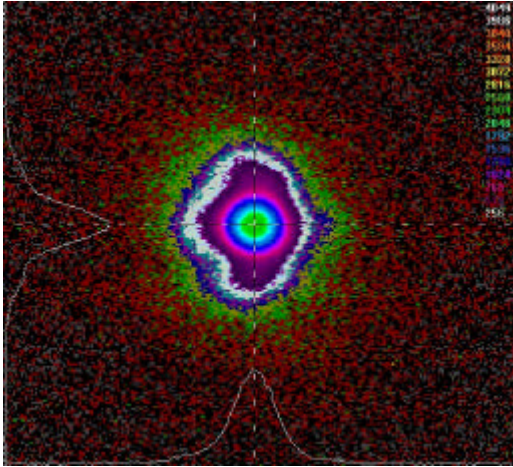


Fig.5 Far Field Pattern of Laser (FM)

や変形にも敏感であり、レーザ発振状態を良好に保つためにこれらの保持方法には十分な注意を払わねばならない。すなわち、LD 励起の発熱による YAG ロッドの変形による発振モードの変化、或いは温度変化でポッケルスセルと保持金具の状態が変化することによる消光比の劣化である。

LD の発振波長は温度依存性が強く、許容温度範囲外での波長は YAG ロッドでの吸収が十分に行われず、YAG レーザ出力が極端に低下するため、性能維持のためにサーモスタットとヒータによる温度制御を行っている。さらに、衛星からは独立した熱制御を行うため、専用の放熱板を有する。

受信光学系は直径 126mm の SiC 製カセグレン望遠鏡で、視野は 1mrad である。PM のカセグレン望遠鏡部分の写真を Fig.6 に示す。受信光学系の材料は、Al, Be, SiC, ガラス等が検討されたが、小惑星への降下

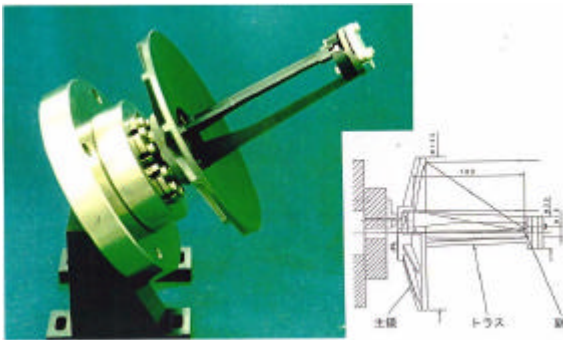


Fig.6 Cassegrain Telescope (PM)

フェーズでは小惑星からの熱輻射入力によって、巡航フェーズとは異なる熱環境となることを考慮して、SiC が採用されている。また、主反射鏡、副反射鏡は軽量化のために多孔質 SiC によってミラー形状を製作し、鏡面側に CVD によって密な SiC 層を形成して研磨し、金蒸着を施している。カセグレン望遠鏡はレーザ干渉系を用いたシステムによって、ミラー表面荒さを測定されており、 $0.18 \mu\text{mp-v}$ が得られている。

送信光軸と受信光軸は平行であり、50m 以近では視野の重なりを持たず測定しない。反射光検知用光センサとしては Si-APD(Avalanche Photo Diode)を用いている。

LIDAR の性能諸元を Table1 に示す。送信レーザを発射した時刻でタイミングクロックのカウントを開始し、小惑星からの反射光を受信した時刻でカウントを停止する。タイミングクロックは 75MHz で、半クロックが 6.7nsec となり、光の速度で 1m を往復する時間に相当する。したがって、S/N が良い 50m での近距離測定精度はタイミングクロックの周波数で決められ $\pm 1\text{m}$ となる。一方、遠距離での精度は、反射信号の減少に伴って低下する S/N によって制限され、50km での精度は 10m である。測距範囲は、小惑星の反射率により異なるが、小惑星表面を完全拡散面、反射率 0.05 (半球反射率 0.1) とした場合の測距範囲は 50m ~ 50km である。

Item	Specification
Range	50m ~ 50km
Accuracy	$\pm 1\text{m}(@50\text{m})$, $\pm 10\text{m}(@50\text{km})$
Repetition Rate	1pps
TX Trigger	External
Wave Length	1064 nm
Pulse Power	10 mJ
Pulse Width	14 nsec
TX Beam Width	0.5 mrad ($1/e^2$)
RX Beam Width	1 mrad
TX-RX Angle	0 mrad
RX Optics	Cassegrain, 126 mm, SiC
Reflection Index	0.05 ~ 0.2 (Lambert Plane)
Weight	3.56kg (Include DC/DC, Thermal Insulator and Radiator,)
Power	17.0W(+LD Heater max5W)
Size	240mm x 228mm x 250mm Radiator: 240mm x 300mm

Table 1 Specification of LIDAR

LIDAR の動作をモニタするため、送信したレーザ光の一部と反射光の強度の何れかを出力する機能を持っている。また、広いダイナミックレンジに対応するため、プリアンプのゲインを 2 レベルと、APD の増倍率を 4 レベル切り替えることができる。また、コマンドによるゲインのマニュアル設定も可能である。

5. 試験結果

LIDAR の調整は、屋内での光ファイバを用いた試験および屋外での 100m 以近での近距離測定試験で行うが、より実際の運用に近い状況で試験を行うため、鹿児島宇宙空間観測所において長距離測定試験が行われた。長距離試験では、遠距離(数 km 程度)での性能、太陽背景光がある状態での性能、が主な検証項目となった。

試験は、新精測レーダ - 20m アンテナ間約 3.3km で、新精測レーダから 20m アンテナを照射して測距する形で行われた。

アンテナが天頂指向時に主反射鏡の縁と副反射鏡の縁を測定した結果を Table 2 に示す。

Target	Range(m)	(m)
Edge of Main Ref.	3313	1.5
Edge of Sub Ref.	3323	1.9

Table 2 Result of Measurement

主反射鏡縁と副反射鏡縁では主反射鏡の半径 10m 分の差が測定されていることがわかる。距離校正データとしては、GPS による距離測定を採用し、新精測レーダ - アンテナ間は 3342m である。LIDAR 出力データには、調整不足のため数十 m のバイアス誤差が含まれ、GPS による校正データと Table 2 に示すデータとの間に差が生じた。この現象は、FM においては既に改善されている。また、太陽背景光による測距データへの影響は見られなかった。

この長距離試験の際に、距離 150m 付近からのエアゾルによると考えられる反射波が測定され、プランキングゲートによって排除して測定を行った。

はやぶさ搭載 LIDAR のダイナミックレンジは広く、遠方 50km から小惑星表面の至近距離 50m である。測距はレーザパルス発射、遅延時間カウント、反射パルスの検出の一連の動作で行われるが、この動作を確認するために、遅延パルス発射装置を用いた。遅延パルス発射装置は LIDAR が発射

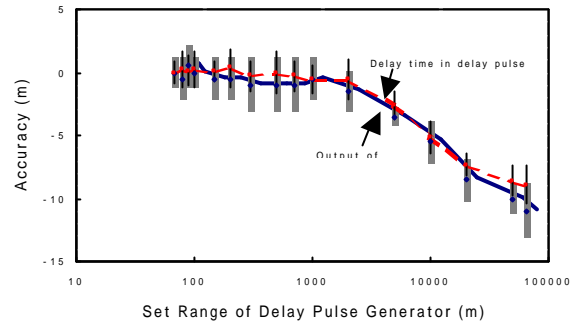


Fig.7 Accuracy of Range Measurement

する YAG レーザパルスを検出し、指定された遅延時間後に反射パルスに相当する応答パルスを返す装置である。測定結果を Fig.7 に示すが、最大レンジである 50km において、誤差は 10m 以内であることがわかる。ただし、破線は遅延パルス発射装置内の APD による検出からパルス発射までの時間の誤差で、遅延時間が長くなると装置内の LD 励起時間が長くなるために発生すると考えられる。

上記試験の他、ゲインによる距離補正值の取得試験、反射率の異なるターゲットを照射した場合の測距試験、長時間安定性試験、熱真空状態での動作試験等を行って、性能を確認した。

6. むすび

はやぶさ搭載 LIDAR の基本構成と性能に関して説明し、長距離フィールド試験と FM 試験結果の一部について報告した。本 LIDAR の開発によって、衛星搭載用の軽量かつ広いダイナミックレンジを持つ LIDAR の技術が確立された。2004 年 7 月に行われた軌道上での動作チェックの結果、レーザ部とパルス検出系は良好に動作していることがわかっており、2005 年の ITOKAWA 到着を待っている。

参考文献

- 1) MUSES-C 計画概要 (平成 12 年 3 月)
- 2) T.Mukai, "Detection of mass, shape and surface roughness of target asteroid of MUSES-C by LIDAR", Adv.Space,Res.Vol.29,No.8,pp1231-1235, 2002
- 3) M.Nakayama, "Development of a Diode Pumped Nd:YAG Laser for Asteroid Sample Return Mission, "Remote Sensing of the Atmosphere Environment and Space in Sendai, 2000