

衛星搭載型ランデブー用レーザーセンサー

山元 透*・河野 功*・岩田 隆敬*
加瀬 貞二**・山下 敏明**・村田 茂**

Rendezvous Laser Sensor for Spacecraft

Toru YAMAMOTO*, Isao KAWANO*, Takanori IWATA*, Teiji KASE**, Toshiaki YAMASHITA** and Shigeru MURATA**

A rendezvous sensor, which measures and estimates relative position with respect to a target spacecraft, is a critical component for rendezvous missions in space. The rendezvous laser sensor for H-II Transfer Vehicle (HTV) has been investigated in JAXA. In this article, its fundamental design concept and some test results of the breadboard model are presented.

Key words: spacecraft rendezvous, navigation sensor, laser, H-II Transfer Vehicle (HTV), rendezvous sensor (RVS)

宇宙機のランデブーとは、2つの宇宙機が宇宙空間において接近し、並走して飛行することである。国際宇宙ステーション (ISS) が本格的に稼働を始めて以来、ISSには各国の宇宙機関の宇宙船が次々に接近・ドッキングし、人員や貨物の輸送を行う状況となっている。現在、ISSにはスペースシャトル (米国)、ソユーズ、プログレス (ロシア)、ATV (欧州)、そして HTV (日本) が運行しており、さらに開発中の宇宙船も複数ある。宇宙空間において多様な活動を自在に行うために、ランデブーの技術は非常に重要になってきているといえる。本解説記事では、光学技術を応用した宇宙機ランデブー用のセンサーである、現在開発中の HTV 用国産ランデブーレーザーセンサーについて述べる。

1. 宇宙機のランデブーとレーザーセンサー

ランデブーセンサー (RVS) とは、ターゲット宇宙機との相対的な位置を計測するセンサーである。ターゲットに対する接近のための航法誘導制御には欠かせない機能を担っており、ランデブー技術の核心部分のひとつといえる。この RVS には、大別して、電波を使用したもの、光

学カメラを使用したもの、レーザーを使用したものがある。レーザーには、光の広がり小さいためエネルギーが集中できる点、単色であるため光学フィルターを使うことで特定波長のみを取り出すことができる点から、信号対雑音比を高くとりやすいという特徴がある。そのため、遠距離からの安定した計測が要求され、かつ光学環境のばらつきが大きい宇宙空間でのランデブーには、適した方式であるといえる。

宇宙機のランデブー用レーザーセンサーには、すでに実証あるいは実用化されているものがある。代表的なものを表1に示す。これらは、ターゲットの種類、利用する距離幅、視野の広さ、計測精度などの要求の違いにより、方式や性能が異なる。わが国は、世界的にみても早い段階で技術試験衛星「おりひめ・ひこぼし」のランデブーレーダー (RVR) を開発し、ランデブー・ドッキング実験を成功させた実績がある¹⁾。また、小惑星探査機「はやぶさ」にはレーザー高度計 (LIDAR) が搭載され、科学観測機器としてのみならず小惑星イトカワへの主要な相対航法手段のひとつとして使用されて、ミッション成功に貢献している²⁾。さらに、ランデブーに用いられてはいないが、

*宇宙航空研究開発機構 (〒305-8505 つくば市千現 2-1-1 筑波宇宙センター) E-mail: yamamoto.toru@jaxa.jp

**日本電気(株) (〒183-8501 府中市日新町 1-10)

表1 代表的な宇宙機ランデブー用レーザーセンサー。

宇宙機	センサー略称	センサーの用途
スペースシャトル (米)	TCS	国際宇宙ステーションへのランデブー
おりひめ・ひこぼし (日)	RVR	ランデブー・ドッキング技術実験
XSS-11 (米)	RLS	非協力ターゲットへのランデブー技術実験
はやぶさ (日)	LIDAR	小惑星へのランデブー
Orbital Express (米)	AVGS	ランデブー・ドッキング技術実験
HTV (日), ATV (欧)	RVS	国際宇宙ステーションへのランデブー
ATV (欧)	VDM	国際宇宙ステーションへのランデブー

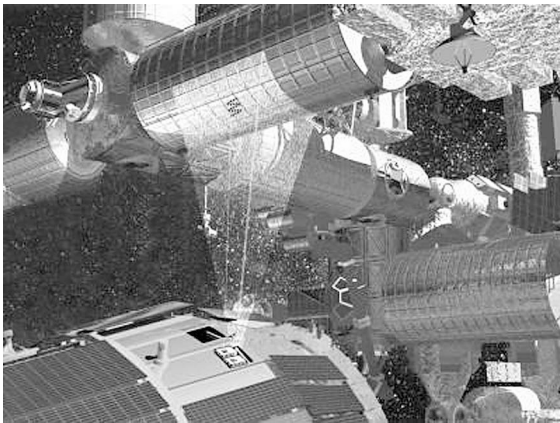


図1 ランデブーセンサーを用いて国際宇宙ステーションに接近する HTV。

月探査機「かぐや」にはレーザー高度計 (LALT) が搭載され、月面の形状計測が行われた³⁾。

2. HTVのランデブーセンサーの概要と国産化の意義

宇宙ステーション補給機 HTV (愛称「こうのとり」) は、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が開発した宇宙船で、ISS へ物資を運搬する機能を有する。HTV は、技術実証機 (HTV-1) が2009年9月11日に H-IIB ロケットによって打ち上げられ、順調にランデブー運用を行い、9月18日に成功裏に ISS に到着した。続いて、2号機目である HTV-2 も、2011年1月22日に打ち上げられ、1月27日に到着している。HTV は遠方では相対 GPS 航法を主航法手段として用いるが、ISS のごく近傍 (約 500 m 以近) では、レーザーを用いた RVS を主航法手段として用いる⁴⁾。HTV が ISS へ接近する様子を図1に示す。RVS はレーザー光をターゲットである ISS へ向けて放つ。ISS には専用のコーナーキューブリフレクター (CCR) が備え付けてあり、レーザーの到来方向へその反射光が返る。RVS はそれを受信し、ISS に対する相対位置を計測する。HTV は、その計測値を用いて誘導制御され、ISS に対して接近していく。

現在の HTV は、RVS には海外製の製品を使用している。今後も当面は同じ製品を使用する計画である。一方で、RVS はランデブー技術の核心部分であるため、宇宙開

表2 HTV 用 RVS の主要な要求性能。

要求項目	数値	
測定レンジ	3 m~730 m	
視野範囲	40×40 deg	
レンジノイズ (3σ)	$R \leq 6.1\text{m}$	0.011 m
	$6.1\text{ m} < R \leq 50\text{ m}$	$0.0034 * R^{0.65}\text{ m}$
	$R > 50\text{ m}$	$0.003 * R\text{ m}$
レンジバイアス (0-P)	$R \leq 100\text{ m}$	0.1 m
	$R > 100\text{ m}$	$0.001 * R\text{ m}$
LOS ノイズ (3σ)	0.06 deg	
LOS バイアス (0-P)	0.1 deg	
対応レンジレート	$3\text{ m} \leq R \leq 20\text{ m}$	15 cm/s
	$20\text{ m} \leq R \leq 730\text{ m}$	1 m/s
対応 LOS 角変化率	初期捕捉時	±0.2 deg/s
	トラッキング時	±0.8 deg/s

発においてわが国の自在性を確保し、多様な宇宙活動への対応能力を備える観点では、RVS を海外製品に頼り続けることには問題点が多い。そこで JAXA では、「おりひめ・ひこぼし」の RVR や、月探査衛星「かぐや」のレーザー高度計 LALT の技術的な蓄積を基盤として、HTV 用 RVS の国産化の研究開発を実施している。次章以降で、この研究開発中の HTV 用国産 RVS について説明する。

3. HTV 用国産ランデブーセンサーの設計

3.1 機能・性能要求

HTV 用 RVS に要求されるおもな機能は、(1) 捕捉・追尾機能、(2) 計測機能、(3) テレメトリー・コマンド機能である。RVS は、ISS に設置された CCR に向けてレーザー光を発射し、ターゲットを捕捉・追尾すると同時に、ターゲットまでの相対距離 (レンジ) およびターゲットの方向 (line of sight; LOS 角) を測定して HTV に出力する。表2におもな要求性能を示す。RVS は、最大 730 m から最小 3 m の距離にて、機能性能を満たす必要がある。計測可能な角度範囲の要求は 40 deg×40 deg の矩形領域となっており、かなり広い範囲を走査できる必要がある。要求される測距精度は距離の関数で既定しており、ISS との距離が近いほど要求が厳しくなる。小型・低コスト化を目指し、できるだけ単純な方式を採用することを設計方針として、センサーのシステム設計を実施している。以下の各項にて、セ

ンサーの設計について述べる。

3.2 測距方式

「おりひめ・ひこぼし」のRVRでは、AM変調したCWレーザーの位相差を計測して測距を行う方式を採用していた¹⁾。この方式は、高精度に測距ができる利点がある。しかし、HTVでは計測角度範囲の要求が $40\text{ deg} \times 40\text{ deg}$ と広く、さらに最大距離が730 mと長いため、信号対雑音比の観点で、成立する設計解がなかった。そこで、HTV用のRVSの測距方式としては、パルスレーザーによるタイムオブフライト方式を採用した。これは、パルスレーザーを送信した時刻と、ターゲットの反射光を受信した時刻を計測し、その経過時間に光速を掛けて2で割ることで、ターゲットとの距離を求める方式である。パルスレーザーの場合、パルスエネルギーを高出力化することで計測レンジを伸ばすことが容易であるし、広視野な走査機構を採用することで広い走査範囲にも対応が可能であるので、無理なく要求を満足する設計が可能である。レーザーには、中心波長870 nmの半導体レーザーを採用し、ピークパワー30 W、パルス幅5 nsにて、20 kHzの繰り返し周波数で駆動する設計とした。受信光を光電変換する検知素子としては、感度が高く、実績のあるアバランシフォトダイオードを選択した。

距離を測定するには、パルスタイミングを検出し、パルス送信から受信までの経過時間をカウントする必要がある。受信パルスタイミング検出回路として、CFD (constant fraction discriminator) 回路を採用した。CFD回路は、受信パルス波形の極性を反転した波形と、波形に一定の遅延を与えた波形の合成波形を作り、その合成波形のゼロクロス点を検知する回路である。受信信号レベルが大きく変動しても、タイミング計測誤差が小さくなる利点があり、受信光の強弱変化の激しいRVSに適した方式である。時刻のカウンター回路には、アナログ補間回路を具備している。送信パルスと受信パルスの時間間隔は、30 MHzのクロックをカウントすることで測定するが、これは1カウントあたり時間に光速を掛けて2で割ると5 mの距離に相当するので、カウンタだけでは十分な分解能が得られない。そこで、クロックに同期して生成するのこぎり波をパルスでラッチし、そのレベルを比較することで、1クロック周期に満たない時間内の補間を行って、時間計測の高分解能化を実現している。

3.3 走査および測角方式

前述のように、HTVでは計測角度範囲の要求が $40\text{ deg} \times 40\text{ deg}$ と広い。そのため、走査および測角方式としては、パルスレーザーを往復運動する2軸ミラーで二次元スキャ

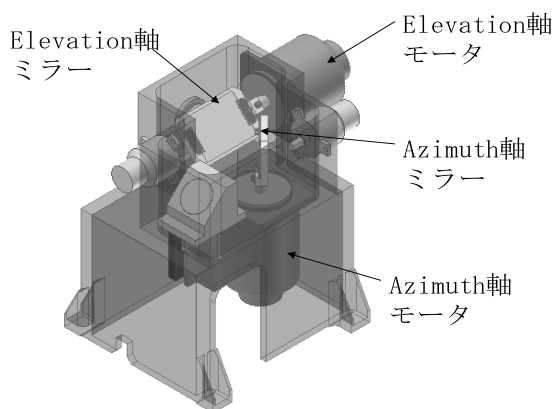


図2 ガルバースキャン方式の2軸ミラー。

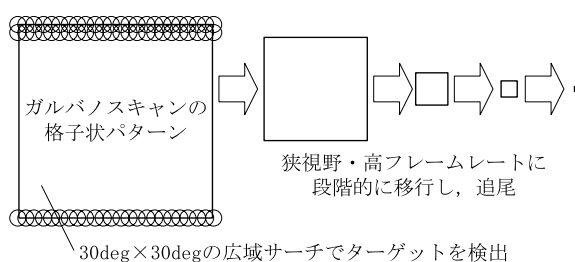


図3 スキャン動作の模式図。

ンし、反射光のある角度を検出する。2軸ガルバースキャン方式を採用した。ガルバースキャン方式の基本構成を図2に示す。送信レーザービームは、まず高速で往復運動するazimuth軸ミラーに入射し、その反射光は低速で往復運動するelevation軸ミラーに入る。elevation軸ミラーの反射ビームは、azimuth方向およびelevation方向の二次元の領域をスキャンする。走査用のモーターには高速のサーボ制御が可能でブラシレスDCモーター、角度検出にはモーター軸に固定されたレゾルバーを用いている。

広域走査による初期捕捉から追尾に至る一連のスキャン動作を図3に示す。本センサーは、まずターゲットの初期捕捉のために、 $30\text{ deg} \times 30\text{ deg}$ の広い矩形領域を走査し、ターゲットであるCCRを検出する。この広い矩形領域の走査には、1フレームあたり約10秒を要する。次に、それを逃さないように徐々に、走査範囲が狭くフレームレートの高いスキャンモードに移行しながら追い詰めていき、最終的に狭視野・高フレームレート (0.65 deg , 2 Hz) のトラッキングモードに入る。なお、本センサーのトラッキングモードにおける計測角度範囲 (視野角度範囲) は $40\text{ deg} \times 40\text{ deg}$ であるが、走査する1フレームの最大領域 (最大走査角範囲) は $30\text{ deg} \times 30\text{ deg}$ と異なっている点に留意されたい。

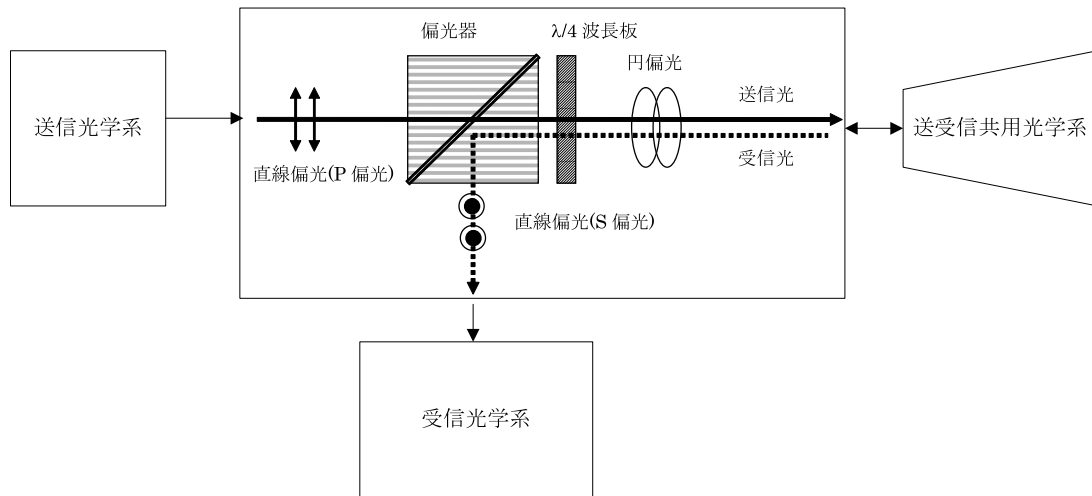


図4 送受信光学系の構成。

3.4 送受信光学系の方式

RVSの送受信光学系は、図4のような送受信同軸光学系とした。この方式には、送信光軸と受信光軸を一致させることができるため、光学系を単純化・小型化できるというメリットがある。

送受信同軸光学系では、送受信結合分離機構が必要であるが、これに偏光切替方式を採用している。この方式は、図4に示すように、偏光器を送受信ビームの結合分離に使う方式である。直線偏光(P偏光)で出たレーザー光は偏光器を通過し、λ/4板で円偏光に変換される。ターゲットで反射され、送受信共用光学系から円偏光で入射した受信光は再びλ/4板を通過する際に直線偏光(S偏光)に変換される。この偏光は偏光器で反射され受信光学系に入射する。本方式は光学損失が少なく、目標距離、レーザー繰り返し、受信視野、送信ビーム径のいずれにも影響を与えないというメリットがある。

3.5 ダイナミックレンジ対応方式

前述のとおり、RVSは、最大730mから最小3mの距離にて、CCRの計測ができる必要がある。この距離変化は、受信光のエネルギーにして約6桁の変化に相当する。RVSはこの大きいダイナミックレンジを動的に吸収する仕組みを備えている必要がある。

RVSでは、複数の方式を組み合わせ、ターゲットからの反射光の受信レベルがほぼ一定となるよう制御することで、これを実現する設計となっている。まず、送信レーザーの出力制御および受信光検知器の感度制御で、それぞれ1桁の変化を吸収できる。次に、CFD回路を採用したことで、1桁の変化に対応できる。そして、送信光の光路に直列に配置した2式の減光フィルターを、磁石を利用したアクチュエーターで出し入れすることで、残りの3桁の変

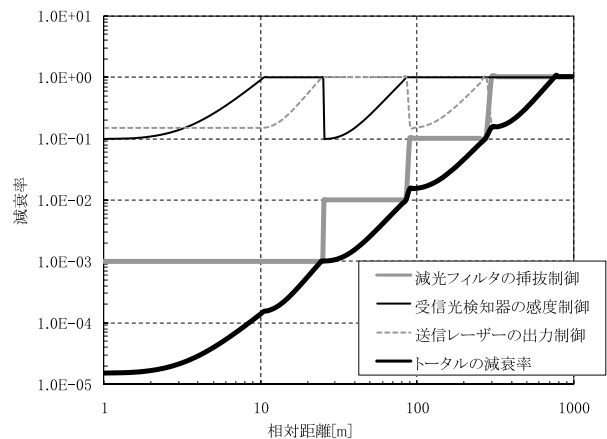


図5 距離に応じた受信レベル制御。

化に対応し、全体として6桁のダイナミックレンジを達成している。本方式は、送信光のパワーを固定減衰率の光学減衰器で直接減衰させるため、温度環境に影響されず、受信レベルの制御に不安定要素がない点が特徴である。図5に、距離に応じて受信レベル制御が行われている様子の一例を示す。距離が変化しても、各種の制御を実施し、約5桁減衰率を変化させることができていることがわかる。残りの1桁をCFD回路で稼ぐことで、全体で6桁のダイナミックレンジを吸収できる。

4. BBMの試作と評価

4.1 BBMの試作

RVSの技術的な実現性を確認するために、BBM (bread board model) を試作した。図6にその概観を示す。研究開発用のモデルであるため、民生品の部品を多用しており、作業がしやすいように大きな筐体にアセンブリーされているが、この装置単独で捕捉・追尾機能、計測機能、テ

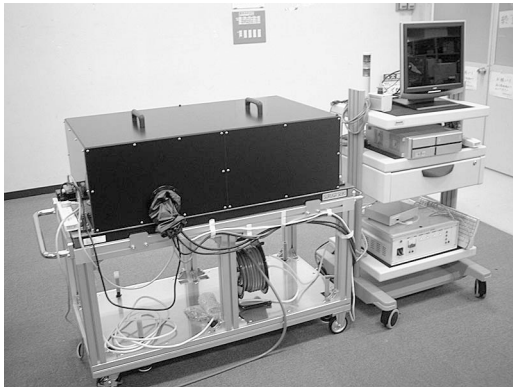


図6 国産ランデブーセンサーのBBM外観。

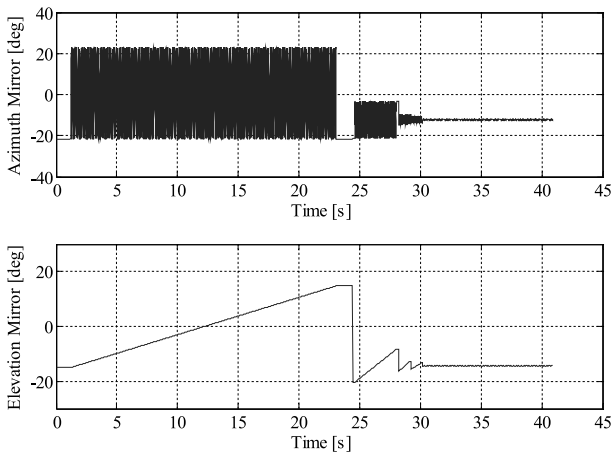


図7 初期捕捉時の2軸ミラーの動作。

レメトリー・コマンド機能をすべて備えており、完結したセンサーシステムである。測距・測角性能についても、基本的に搭載品と同等である。特に重要な構成要素であるレーザーダイオード、Si-APD、測距回路部、走査駆動部および走査部については、衛星搭載品と同等の設計となっている。

4.2 BBM モデルの試験による評価

試作したBBMモデルを試験により評価した結果を紹介する。筑波宇宙センターには、ランデブー・ドッキングシステム開発試験設備 (rendezvous and docking operation test system; RDOTS) という試験設備がある。これは、HTVの開発のために整備された6軸および2軸のサーボテーブルで構成されるモーションシミュレーターで、宇宙機のランデブー・ドッキングシステムの開発に必要となるシミュレーション試験を実施するための設備である。RDOTSを運転することで、ランデブーセンサーを搭載した宇宙機が、位置や姿勢を制御しながら、CCRを装着したターゲット宇宙機に接近する状況を模擬することができる。

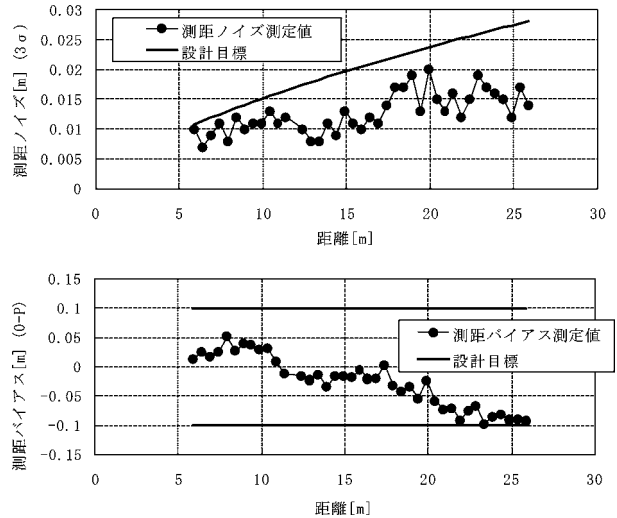


図8 測距ノイズ、測距バイアスの試験結果。

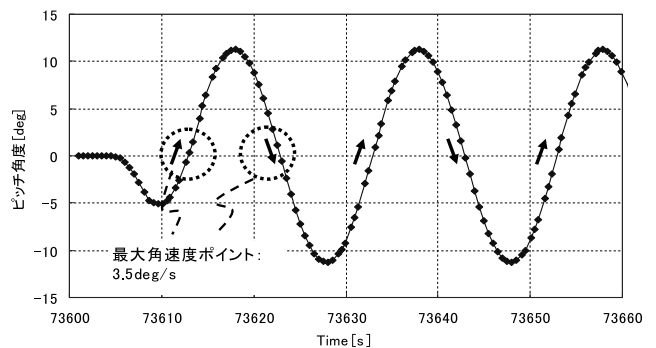


図9 追尾限界性能の試験結果。

初期捕捉シーケンスの確認試験を、静止したCCRに対して行った結果を図7に示す。まず、 $30\text{ deg} \times 30\text{ deg}$ の矩形領域走査を1フレーム行い、CCRを発見している。azimuth軸側の振幅が 15 deg 必要なところ、 20 deg を超えているのは、走査が高速であり、運動が線形な有効角度領域を 30 deg 確保するためには、折り返し点付近に助走用の角度領域が必要だからである。次に、徐々に走査範囲を狭めながら、最終的にトラッキングに至っている状況が把握できる。図8に、測距ノイズおよび測距バイアスの評価結果を示す。測距ノイズ、測距バイアスともに、 $5\sim 25\text{ m}$ の範囲において設計目標を達成していることがわかる。図9に追尾限界性能の試験結果を示す。正弦波の動作パターンで、 0 deg の位置が最大角速度になる試験プロファイルで評価した。ランデブーレーザーセンサーの目標性能以上である 3 deg/s を超える角速度に対して、連続追尾が可能であることが確認できた。茨城県稲敷郡の阿見飛行場にて、長距離性能評価試験も実施した。この試験では 730 m から 3 m までCCRとの距離を連続的に変化させて、長距離域における測距の安定性と、ダイナミックレンジ対応の

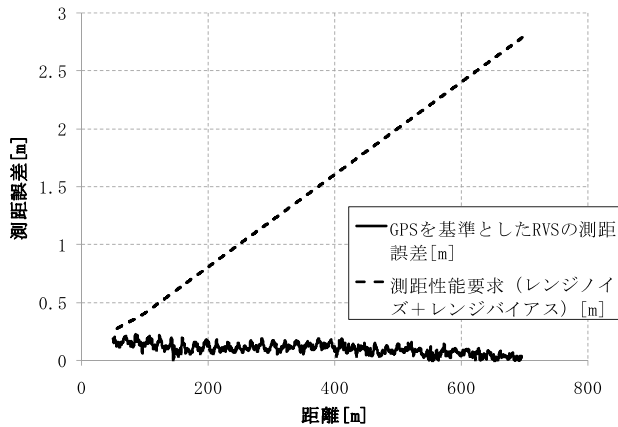


図10 長距離測距性能の試験結果.

適正動作を評価した。RTK-GPSを距離のリファレンスとした。図10に測距データの例を示す。最大距離から近距離までに変化する約6桁のダイナミックレンジに対し、安定したレンジ性能が得られることを確認できた。

宇宙機のランデブーのためのレーザーセンサーについて概説した。また、現在開発中の、HTV用国産RVSについて、その設計とBBMの試作および試験結果について概説した。RVSは光学・電子回路・機構・制御など複数の技術要素によって構成される複雑なセンサーシステムであり、

さまざまな分野の専門知識を基盤として、設計が行われている。今後、国産RVSは、BBMの試験結果を踏まえて、基本設計を完了させ、EM(エンジニアリングモデル)の開発に移行する計画である。近い将来のHTV、そして、その後の計画として検討されている回収機能付加型宇宙ステーション補給機(HTV-R)をはじめとするその後のランデブーを行う宇宙機への適用を目指して、着実に開発を進めていく所存である。

文 献

- 1) 河野 功, 空野正明, 姉川 弘, 若林靖史, 鈴木 孝, 卯尾 匡史, 檜原弘樹, 森村忠昭, 功力 信: “ETS-VIIランデブ・レーダの軌道上性能評価”, 計測自動制御学会論文集, **38** (2002) 1047-1054.
- 2) 水野貴秀, 津野克彦, 奥村英輔, 中山通雄: “小惑星探査機はやぶさ搭載用レーザー高度計: 機器開発とその実運用結果報告”, 日本航空宇宙学会論文集, **54** (2006) 514-521.
- 3) 田澤誠一, 荒木博志, 野田寛大, 石原吉明, 坪川恒也, 河野 宣之, 浅利一善, 右田恵美子, 佐々木晶, 加瀬貞二, 村田 茂, 國森裕生, 大嶽久志: “かぐや(SELENE)搭載レーザー高度計による観測”, 測地学会誌, **55** (2009) 179-193.
- 4) S. Ueda, T. Kasai and H. Uematsu: “HTV rendezvous technique and GN&C design evaluation based on 1st flight on-orbit operation result,” *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference* (Toronto, 2010) pp. 2010-7664.

(2011年2月10日受理)