

着陸レーダの開発 Development of Landing Radar for Planetary Explorer

宇宙科学研究本部

Institute of Space and Astronautical Science

坂井智彦、福田盛介、水野貴秀

Tomohiko Sakai, Seisuke Fukuda, Takahide Mizuno

Abstract

Institute of Space and Astronautical Science JAXA develops the radio altimeter and velocity meter (landing radar) that is one of mandatory navigation sensor for a planetary lander. The landing radar can measure its relative altitude and speed from planetary surface by C band pulse. The BBM with the function which can measure speed and an altitude simultaneously was manufactured and the field experiment has been done by using helicopter that carried the BBM radar. From the result of field experiment, the BBM radar realized the design performance and attained 5% of the required accuracy from the lander system.

This paper introduces the BBM and the algorism of radar and the accuracy of altitude and velocity measurement by the landing radar BBM.

1. はじめに

月惑星着陸用レーダは、月惑星ミッションである SELENE シリーズ計画からの要請で、2001 年より開発に着手した。月や惑星に着陸して本格的な科学観測をするためには、分散誤差 100m 程度で複雑な地形の中にピンポイントで着陸する技術が要求されている。そこで宇宙科学研究本部では、将来の着陸観測ミッションに欠かせないセンサとして、距離測定と速度測定を行うパルス方式の電波高度速度計(着陸レーダ)の開発を行っている。独自に開発が必要な理由としては次のようなことがあげられる。測定対象が惑星表面であり、レーダ散乱断面積がクラッタ的で未知なため、車搭載用ミリ波レーダなど測定対象物が既知のシステムとは異なる。民間航空機の高度計は、GPS を利用した位置速度決定システムとして開発される傾向にあり、月惑星探査には転用できない。また、月惑星ミッションでは重量の制限が厳しく、高度計と速度計を別々に搭載するのは現実的でない。米国ではすでに着陸レーダの実績があるが、軍事用のため輸入制限があるなどである。したがって月惑星の着陸に特化した最適なシステムが必要となる。本論文では、初めに着陸レーダの概要と測定アルゴリズムについて説明し、その後 BBM 用いてフィールド試験を行い、高度及び速度の測定結果について報告する。

2. 研究の概要

2.1 着陸レーダの概要

現在検討されている月着陸シーケンスでは、高度 100km の月周回軌道から離脱し、メインスタスタを連続的に使用して目標地点の上空に到達する動力降下フェーズと、障害物の回避を行いながら降下する垂直降下フェーズの 2 つのフェーズが考えられている。着陸レーダは垂直降下フェーズで用いられ、高度約 3.5km から着陸直前の 30m まで測定を行う。着陸レーダは高度とともに水平方向の速度を測定することが要求されており、要求精度は高度測定・速度測定とも 5%以下または数 10cm/s 以下である。着陸レーダの諸元を Table.1 に、概念図を Fig.1 に示す。本着陸レーダは C-band のパルス方式のレーダである。機体軸から 30°傾斜した幅 15°の速度測定用ビームを 4 本、機体軸に一致した直下方向に幅 42°の高度測定用ビームの合計 5 本のビームからなる。幅の広いビームを高度測定に使用することによって、探査機の姿勢変動が高度測定に与える影響を抑制している。パルスの送信シーケンスは、PRI が 51.2 μ sec で高度測定用ビームと速度測定用斜めビーム

を交互に送信する。50msec ごとに 4 つある速度測定用斜めビームの切り替えを行い、すべてのシーケンスが終わるのは 200msec である。また、測定レンジが広いため地表面との距離に依存した 3 つの mode が用意されている。パルス幅 15nsec の Short mode、パルス幅 50nsec の Middle mode、符号圧縮を行う Long mode である。Long mode では、複合した際に Peak Sidelobe が最小となる 28bit の Minimum Peak Sidelobe (MPS) 符号を使用する。

Table.1 Landing radar parameter (BBM)

Radar method	Pulse radar
Funciton	Altitude measurement Velocity measurement
Frequency	4.3GHz
Transmitter power	1W
Occupied Bandwidth	180MHz
PRI	102.4 μ sec (51.2 μ sec*2)
Data update rate	5Hz
Pulse width	short mode:15ns
	middle mode:50ns
	long mode 28bit MSL code 1chip 50ns
Beam for Altimeter	Beam width 42[deg] Tilt angle 0[deg]
	Beam for Velocity meter
Antenna	Patch array

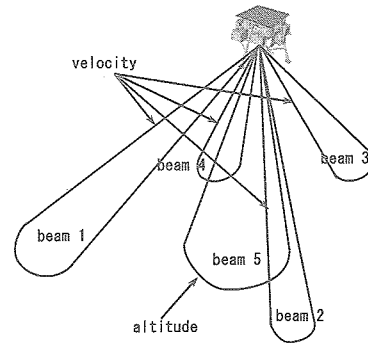


Fig.1 Beam configuration of landing radar

2.2 測定アルゴリズム

高度測定は直下に向けられた幅の広いビームを用いて行われる。反射パルスは送信パルス幅で決まる急峻な立ち上がりの特徴とした波形であることから、波形の立ち上がりを捉える必要がある。追尾方法として、Gate 追尾方法と、First Threshold Detection(FTD)検出方法の 2 通りを検討した。Gate 追尾方式は、Edge Detect(ED)Gate を用いて、パルスの立ち上がりを捉えるシングル Gate 方式で、反射波形のピークの 1/2 に位置したときに Gate 内の積算値が 0 になるように設置する。Gate 幅はパルス幅に固定である(Fig.2(a))。Gate 追尾方式の特徴として、応答速度が反射波形により変化し、捕捉時間がやや長い。H/W 面ではメモリ容量が小さくなくて済むが、処理に DSP or CPU が必要である。一方、FTD 検出方式では、同期積算を行い、同期積算後のパルスに対して全レンジにわたってサンプリングを行い、ノイズレベルを元に設定した閾値を初めて超えたタイミングを検出して追尾する。ノイズによる誤検出を一定にするために、しゅレッシュヨルドはノイズレベルにより可変である(Fig.2(b))。特徴としては波形の変化に対する影響が少なく捕捉時間が短い。H/W 面では、全サンプルをメモリに格納するため容量が若干大きくなるが、FPGA に容易に実装可能である。高度測定の分解能については、FPGA 内で用いられているクロック周波数に基づく。宇宙用で高速に動作する AD コンバータが少なく、また消費電力の面から考慮して 40MHz とした。そのため得られる分解能は 3.75m(25nsec) である。クロック周波数をそのままに分解能を向上させるため、送信パルス発射タイミングを制御するカウンタと、往復時間測定カウンタの基準クロックの位相を 2 相または 16 相の遅延をかけている。Middle・Long mode では 3.75m(25nsec)の分解能を上げるためにインターリーブを行い、交互にサンプル点を 12.5nsec ずらして 1.88m(12.5nsec)とする。Short mode では、さらに分解能を高めるために 16 倍のサンプルレートとして、0.23m(1.56nsec)のサンプルレートとしている¹⁴⁾。

速度測定は機体鉛直軸より約 30°傾斜した 4 本のビームを用いて、反射パルスのドップラ周波数を測定することによって行われる。これまでに検討してきた Gate 追尾方式では、傾斜ビームを使用した場合の反射パルスの形状は地形にきわめて敏感であるため、Gate 内で異なるドップラ周波数成分の平均をとっていたため要求精度に対して十分な精度を出すことが困難であった。そこで、独自のアルゴリズムの開発を行った。反射パルス内の S/N のよいある点において、パルス間にわたる斜めビームのドップラ周波数求める。その後、高度情報を用いてサンプル点とのなす角を求め水平方向速度を算出する(式(1))。反射パルス内のサンプル点の取

り方によって単点サンプル方式と複数点サンプル方式に分かれる。単点サンプル方式では S/N の最もよい一点を用いる。一方、複数点サンプル方式では一定レベル以上の複数点を用い、パルス内の周波数の時間変化曲線を推定する(Fig.2(c))。本レーダでは複数点サンプル方式と JANUS システム (航空機誘導用ドップラレーダで使用) を併用することにより高精度な速度測定を実現している^[2]。

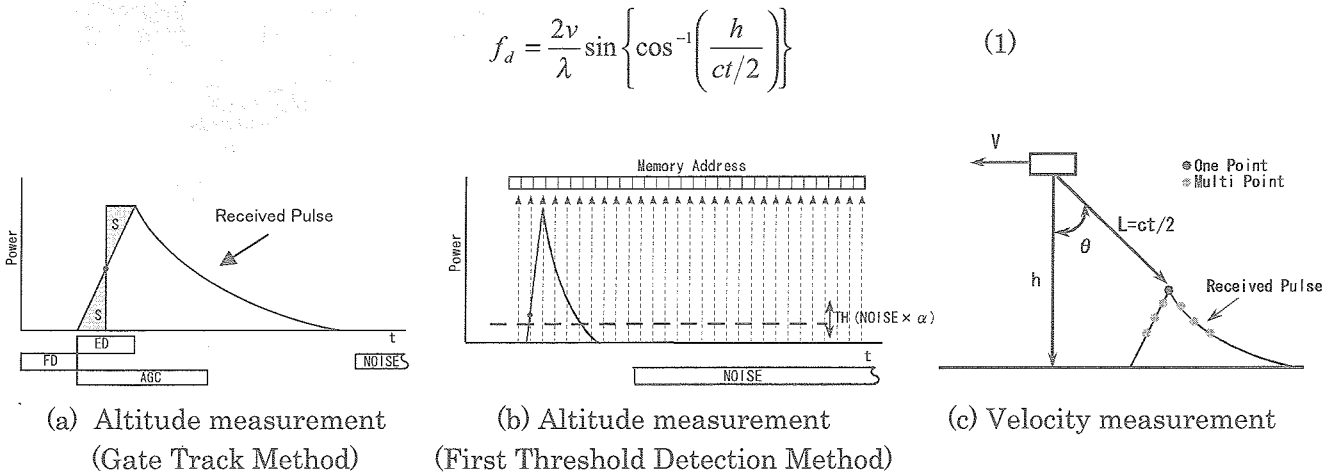


Fig.2 Algorithm of measurement

2.3 BBM の試作

着陸レーダの高度・速度測定方法の試験のために BBM の製作を行った。BBM はアナログ信号処理部、デジタル信号処理部、RF 部、アンテナ部からなる。Fig.3 に BBM の写真を示す。アンテナ部では、8×8 素子のパッチアレイアンテナで 64 素子の内、1 角の 4 素子は高度測定 (直下) 用のビーム幅 42°を形成し、60 素子は速度測定 (30°傾斜) 用のビーム幅 12°を形成する。高度測定用ビームと速度測定用ビームの切り替えは PIN スイッチによって行う。アレイへの給電はテイラー分布で行い、分配回路に Wilkinson 型分配器を採用して、隣接素子とのアイソレーション抑さえ、サイドローブレベルを-23dB に抑えている。速度測定用はアンテナ前段に装備された位相切り替え器によって、機体進行方向に対して前方傾斜ビーム、後方傾斜ビームを形成する。FM では、高度測定用のビーム 1 本と速度測定用のビーム 4 本を使用する予定であるが、BBM では高度測定のための直下方向ビーム 1 本と速度測定用の前後ビーム 2 本である。

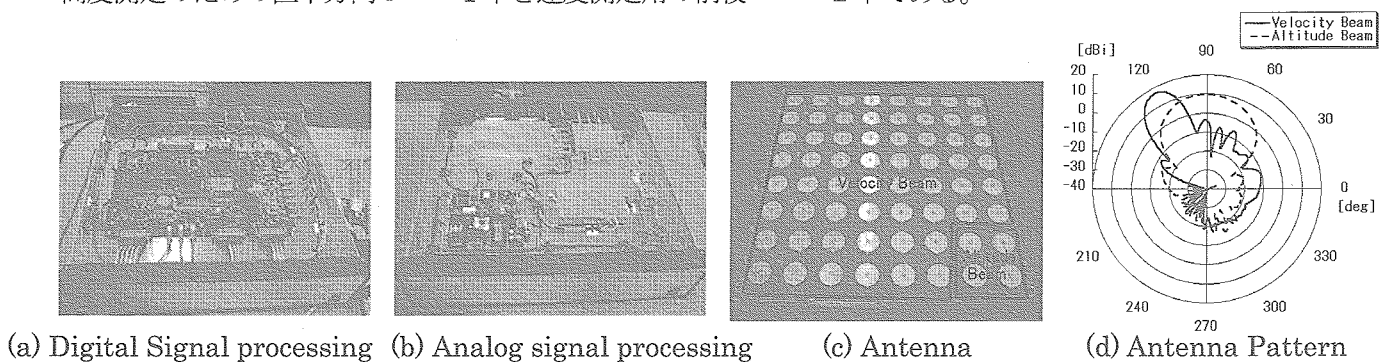


Fig.3 BBM (Bread Board Model)

3. 研究の成果

3.1 実験概要

平成 17 年度の 3 月に、製作した BBM をヘリコプタに搭載して機能と測定精度の評価のためにフィールド試験を行った。実験場所は、理想的な平面である熊本空港 3000m 滑走路と自然地形の中でも比較的平坦で十分な広さを有する阿蘇大観望北側の牧場地帯上空にて行った。本実験は総合技術本部飛行試験技術開発センターの協力を得て、実験用ヘリコプタ MuPAL-e を使用した(Fig.4)。アンテナはヘリの腹部に取り付け、実験装置はキャビン内に設置した。

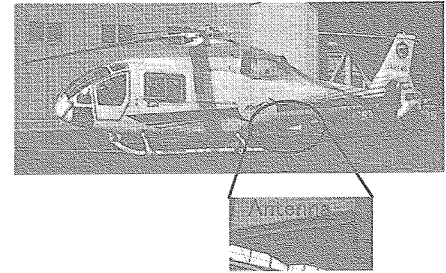


Fig.4 MuPAL-e

3.2 実験結果

フィールド試験は平坦な地形を対象としてレーダの精度評価を行う実験と、自然地形を対象として動作確認を行う実験に分けられる。速度及び高度の測定精度は、熊本空港滑走路を平坦な地形としてヘリコプタに搭載されている GPS を真値としてレーダ性能の評価を行う。測定精度結果について Table. 2 に示す。なお、標高データとして 10m メッシュ DEM(Digital Elevation Models)を使用した。

高度測定結果について Fig.5 に示す。Fig.5(a)は、滑走路上空約 230m を 30m/s の一定速度で飛行したときの高度測定結果である。Gate 追尾方式と FTD 両方式ともに精度よく追尾をしており、測定誤差は 2%以内と要求精度を十分満たしていることが確認された。バイアス誤差については滑走路上空でキャリブレーションを行ったため発生していない。捕捉時間について Gate 追尾方式では、Sweep 時間は高度に比例するため最大 1.1sec(3.5km)かかる。Sweep 速度を上げると追尾の安定度が下がるため Sweep 速度の向上は難しい。一方、FTD 方式では反射波形ごとに判定を行うため捕捉時間は 50msec と非常に短時間であり、降下中何らかの原因によって反射波を見失った場合でも、即座に再補足が可能である。自然地形を対象とした高度測定結果を Fig.5(b)に示す。試験地域では 100m 前後の起伏が連続する地形である(Fig.7)。GPS とレーダでは測定原理が異なるため、自然地形を対象とした場合評価が難しい。レーダによって測定される高度は、ビーム幅 42°の中にある最短地点との距離であるのに対し、GPS は GPS 標準面からの高さを算出した上で地形図から 10m mesh の地形図から高度を算出するため、レーダの真下との距離が導出されることになる。従って谷の上空では、レーダは谷のふちを捉えるため GPS と一致せず、機体とビームスポット内の標高データから求めた最短距離と合致する。姿勢が変化した場合の高度測定結果を Fig.5(c)に示す。高度 1000m から 300m まで急降下を行っているため姿勢の変動は大きく、最大 15°近く傾いている。しかしながら誤差は 3%以内である。ビーム幅が 42°と広いと、15°程度の姿勢の変化を吸収していることが確認できる。ビーム幅を広くするにつれて、姿勢の変化に対してロバストな構造となるが、ビーム幅を広くしすぎると、レーダは最短距離を測定するため、起伏の大きな地形において機体の真下以外の点を測定する可能性が高くなる。両者の間はトレードオフの関係である。

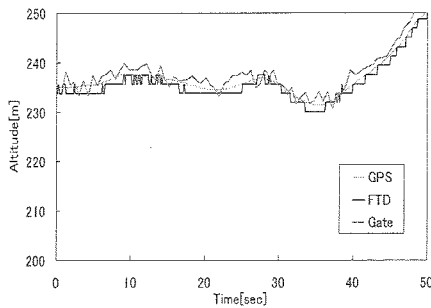
速度測定結果について Fig.6 に示す。Fig.6(a)は、滑走路上空高度 300m を 30m/s 一定の速度で移動したときの速度測定結果であり、単点サンプル・複数点サンプル方式とも GPS とトレンドが一致し正常に測定している。測定誤差は単点サンプル方式で 8~10%、複数点サンプル方式で 1.5~2%である。複数点サンプル方式を用いることにより要求精度の 5%を満たすことが確認された。単点サンプル方式が複数点サンプル方式に対して精度が劣っているのは、パルス幅(50nsec)による分解能のアンビギュイティが残っているためと考えられる。また、JANUS システムにならひ、前後ビームで各々測定された速度測定値の平均をプロットしており、水平方向の機体姿勢 (Yaw 角) が及ぼす誤差要因などを相殺した測定結果が得られている。自然地形に対する速度測定結果を Fig.6(b)に示す。速度測定においても、GPS とレーダでは測定原理が異なるため GPS とのトレンドが一致していない箇所がみられる。GPS データから得られる水平速度は、GPS 標準面に対しての水平速度であるのに対し、レーダが計測する水平速度は、スラントレンジのパルスが照射されている面に平行な方向の速度成分であるためである。このため全体的に傾斜している地形では GPS との相違がみられる。この

ように複雑な自然地形に対しても、高度・速度ともに十分測定可能であるが、実際のミッションで使用する際は、着陸地点の地形について事前に評価する必要がある。

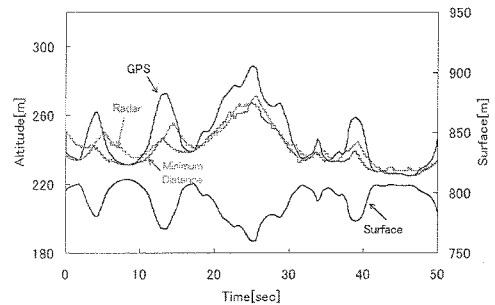
Table.2 Result of measurement accuracy

	Altitude		Velocity			
	FTD	Gate	One point		Multi point	
Altitude (m)	Random Error(%)	Random Error(%)	Random Error(%)	Bias Error(%)	Random Error(%)	Bias Error(%)
200	1.8	1.36	7.82	-3.66	1.26	-1.27
300	0.52	1.04	6.60	0.36	1.93	-0.55
500	0.33	0.66	7.09	-0.71	1.35	-0.50

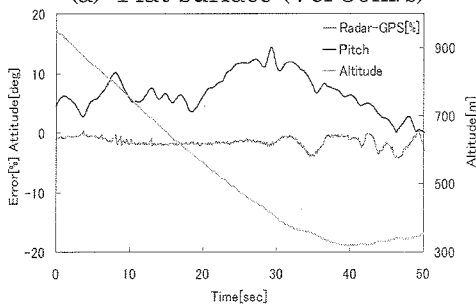
$$BiasError \equiv \left\langle \frac{measurement - ref}{ref} \right\rangle * 100 [\%] \quad RandomError \equiv \left\langle \frac{measurement - ref}{ref} * 100 - BiasError \right\rangle$$



(a) Flat surface (Vel:30m/s)

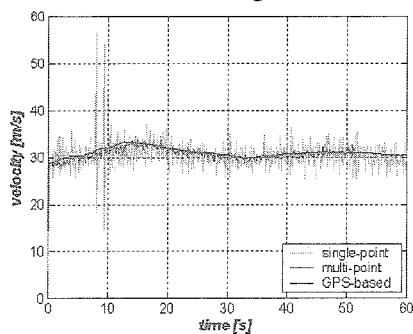


(b) Natural surface (Vel:30m/s)

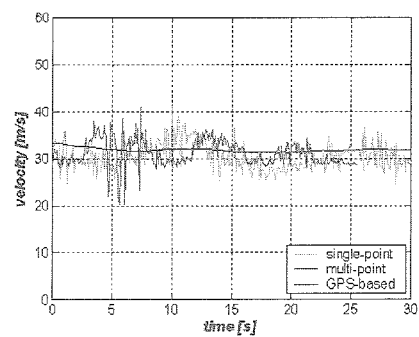


(c) Effect of attitude fluctuation

Fig.5 Result of altitude measurement



(a) Flat surface (Alt:300m/s)



(b) Natural surface (Alt:300m/s)

Fig.6 Result of velocity measurement

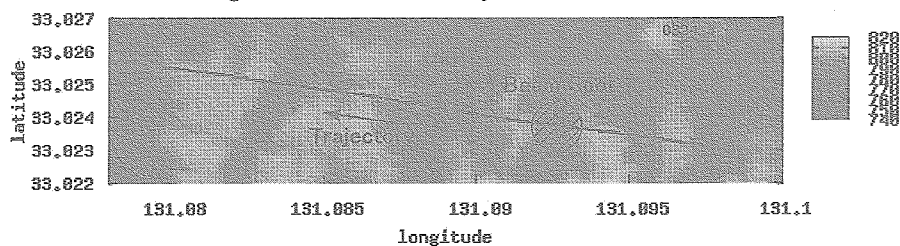


Fig.7 Altitude of natural surface (10m mesh)

最後に、回線計算について Table.3 に示す。高度測定の受信レベルについては、約 100m 以下の低高度では距離の 2 乗に比例し、100m 以上の高高度では距離の 3 乗に比例する。これは、有効反射断面積が低高度においてはビーム幅によって決まり、高高度ではパルス幅によって制限されるためである。一方、速度測定用斜めビームで照射される面積は、パルス幅とビーム幅によって囲まれた領域となり、受信レベルは高度の 3 乗に比例する。Fig.8 に阿蘇の牧場における受信レベル結果を示す。高度測定用直下ビーム・速度測定用斜めビームともに、地形の影響をうけばつきは大きいものの理論曲線にほぼ一致し、回線設計が妥当であると言える。FM モデルでは送信電力 20W・月面上空 3500m を想定している。後方散乱係数は、阿蘇では草地であるのに対し月では岩石が中心であるため、直下の反射強度が強く斜めからの反射強度は弱い。符号長は 28bit とし、得られる符号圧縮利得は 14.5dB である。Table.3 の結果から 3500m まで測定可能である。

Table.3 Link budget

Parameter			PM・Aso		FM・Moon	
			ALT	VEL	ALT	VEL
Slant Range	R	m	1000	1000	3500	3500
Frequency	f	GHz	4.3	4.3	4.3	4.3
Transmitter Power	P_t	dBm	30.0	30.0	43.0	43.0
Antenna Gain	G^2	dBi	21.4	42.4	21.4	42.4
Wavelength	λ^2	dB	-23.1	-23.1	-23.1	-23.1
Backscatter Coefficient	σ^0	dB	3.0	-12.0	-1.0	-15.0
Radar Cross Section	σ	dBsm	48.7	23.9	50.1	26.3
Constant $(4\pi)^3$		dB	33.0	33.0	33.0	33.0
Transmission Loss	L_p	dB	0.0	0.0	0.0	0.0
Other loss	L_{other}	dB	1.0	1.0	1.0	1.0
Coding Gain		dB	-	-	14.5	14.5
Slant Range	R^4	dB	120.0	122.5	141.8	144.3
Receive level		dBm	-77.0	-83.3	-69.8	-75.2
Threshold		dB	-86.2	-86.2	-86.2	-86.2
Margin		dB	9.2	2.9	16.4	11.0

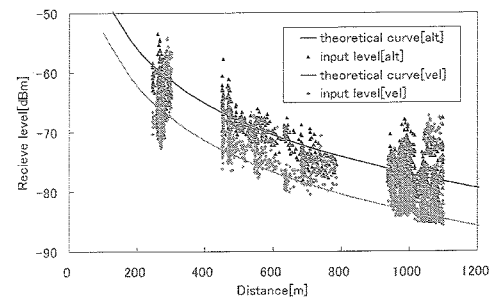


Fig.8 Result of receive level

4. まとめ

BBM を試作しフィールド試験を行い、高度測定・速度測定ともシステムの要求精度を満たしていることを確認した。高度測定については Gate 追尾方式と FTD 方式の両方式を実装した。精度面では両方式に違いはみられないが、FTD 方式は捕捉時間が短く実装のしやすさを考慮すると有効である。速度測定については、地表に対し水平方向の速度を求めるという精度が得られにくい中で、独自のアルゴリズムを開発し要求精度を達成することができた。また、自然地形を対象とした場合や、機体の姿勢が変動した場合においても測定可能であることを確認した。

今年度の予定は、速度測定用斜めビーム数を現在のモデルの前後 2 ビームから、前後左右の 4 ビームへ改修し、実際の着陸飛行に近い飛行形態で試験を行って評価する。4 ビーム切り替えに伴い給電回路が複雑化するが、多層基盤を用いた Butler Matrix 使用してコンパクトで効率のよい回路の作成を行う。また、FM に向けて重量・サイズ・電力・部品の選択等を行う予定である。

[参考文献]

- [1] T.Sakai, S.Fukuda, T.Sato, H.Tomita, T.Mizuno "Design and Test of Altitude Measurement for Planetary Landing Radar", ISTS, 2006
- [2] 井高, 福田, 坂井, 林, 水野 「月惑星探査機用着陸レーダにおける速度測定精度改善に関する」宇宙科学シンポ, 2006