

# 月面電波源の開発

河野宣之<sup>1</sup>, 久慈清助<sup>1</sup>, 鶴田誠逸<sup>1</sup>, 佐藤克久<sup>1</sup>  
 岩館健三郎<sup>1</sup>, 花田英夫<sup>1</sup>, 大江昌嗣<sup>1</sup>, 川口則幸<sup>1</sup>  
 水谷 仁<sup>2</sup>, 藤村彰夫<sup>2</sup>

## 1. 概要

太陽系の力学進化あるいは起源の解明には地球に最も近い天体である月の運動や内部構造の詳細な観測・研究が1つのアプローチの方法と考えられる。月面上に複数の電波源を設置し、これらの電波源を地球上で相対VLBI観測することにより、ほぼ無限遠にあるとみなされる位置のよく分った準星に対する電波源の位置および電波源間の距離の変化を測定して、月の秤動や潮汐変形をこれまでより1~2桁高精度で求めることができる。

本電波源は月周回衛星から月面に落下させることを想定して、1991年度から本格的な開発が始められ、1993年度に完成した。

## 2. 序論

月面上に複数の電波源を設置し、それらの位置と相対位置の変化を測定する計画は1970年代にNASAのアポロ計画で実施された[1, 2, 3]。この計画では月面上に5個の電波源が設置され、地上のVLBI観測から電波源の相対位置を1~3mの精度で求めた[1]。この精度は我々が予定している数cmと比較すると1~2桁劣るが、このように大きな誤差を生じた要因は1) 当時の月の暦は±1km程度の精度に過ぎなかった、2) VLBI観測局の位置精度は±10m程度であった、3) それぞれの電波源の発振周波数が±1MHz程度異っていたため電離層による伝搬遅延時間の変動の影響を受けた、等

である。しかし近年の観測技術の著しい進歩によりこれらの誤差は1~2桁も改善されており、1) 月の暦は月レーザー測距や計算法の改善により数m程度の誤差、2) 地球的規模のVLBI観測により、観測局の位置は±1cm程度の誤差、3) 高安定発振素子の使用により周波数の違いを数十kHz以下にすることができる。

このように現在では測定精度の大幅な改善が見込まれることから、月面上の複数電波源を相対VLBI観測し、その位置と相対位置を数cmの精度で求めると、月の物理秤動の振幅を $10^{-5}$ 、潮汐による変形の振幅を約1桁の精度で推定できる。これらの精度はALSEPで得られたものより1~2桁良く、その結果は月に関する重要な情報である核の大きさや物理的性質に制限を与える[4, 5]。例えば物理秤動の振幅を $10^{-5}$ の精度で決定すると、月のコアの半径を400kmと仮定すれば、コアの密度を $0.01\text{gr/cm}^3$ の高精度で推定できる。

電波源は月周回衛星[6]から月面上に落下し、月面下30cmに埋没される[14]ことを想定した。また誤差要因となる対流圏における伝搬遅延の変動の相対VLBIに与える誤差[7]が±3cmであり、その他の誤差を考慮して±4cm~±7cmを目標測定精度として開発した。電波源の開発において最も困難な課題は電波源が月周回衛星から落下し、月面に衝突した時に1万gにも及ぶ衝撃に耐え、なおかつ高い周波数安定度で発振させることである[8, 9]。従って開発の重点は大きな衝撃に耐え得るこ

<sup>1</sup> 国立天文台

<sup>2</sup> 宇宙科学研究所

とに置かれた。また月面上で電力の供給が不可能なため、観測時にのみ発振するようにタイマー機能を追加し、小電力高能率で、かつ小型軽量化についても考慮した。

### 3. 観測法と必要性能

#### 3.1 観測法

初めに、月面電波源を用いてそれらの位置および相対位置をどのようにして測定するか述べる。図1は観測の概要を示している。月面上に設置した複数の人工電波源とその近傍にある位置のよく知られた例えば準星を交互にVLBI観測し、それぞれについて得られるフリンジ位相の差を観測量とする。例えば月面上の人工電波源を3個、地上のVLBIアンテナ2基を仮定すると、フリンジ位相の差（以後フリンジ位相差という）は3つの電波源からの電波が地上の2つのアンテナに到達するそれぞれの時刻差の差に相当する。地上の各VLBI

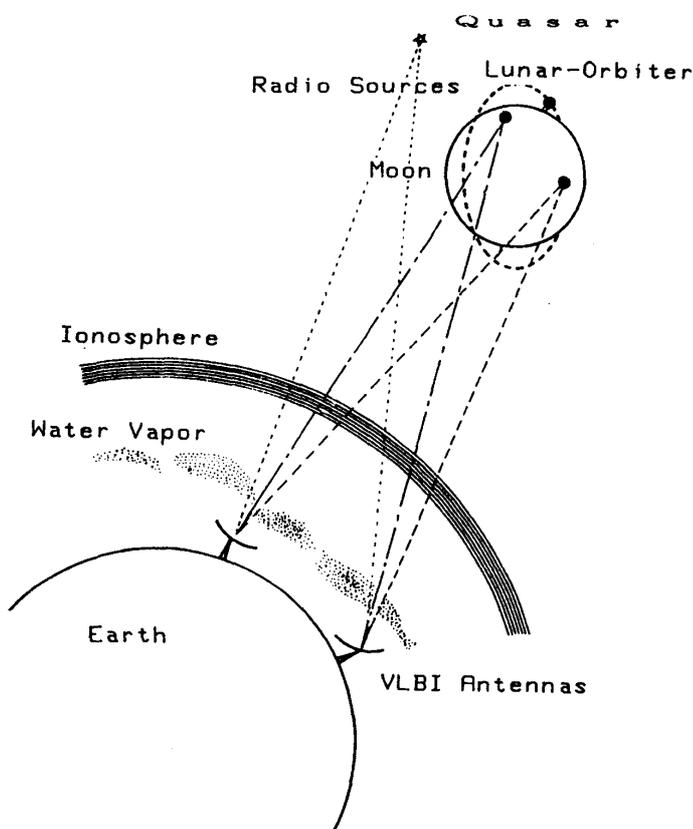


図1.観測の概要

局が3個のアンテナを有していれば同時に3つの電波源をVLBI観測できるので3つのフリンジ位相が求められ、2つの独立なフリンジ位相差を観測量として得ることができる。この2つの独立なフリンジ位相差を長時間追跡することにより各電波源間の相対位置ベクトルを推定することができる[7, 10]。VLBI局が1つのアンテナのみの場合は、電波源の電波強度を十分大きくとり、短時間で3つの電波源を交互に切り替えながら観測することにより、フリンジ位相差を追跡することもできる[11]。このように互いに接近した複数の電波源のフリンジ位相差を観測量とするVLBIは相対VLBIとされている。ここで注目すべき点は3つの月面電波源の位置は、準星の位置を基準にして正確に決められるため、月の暦の決定に重要なデータを提供することができ、これが2つの電波源間の位置ベクトルの決定に役立つ[12]。

2つの独立なフリンジ位相差は3つの電波源の観測に必要な時間内でほぼ同時に得られ、また月面電波源間の角距離はわずか30分角以下、準星とのそれも適当に選べば2~3度以内の極めて近傍の3つの電波源についてフリンジ位相差を測定することになり、VLBIの精度の限界を与えている1) 大気による位相変動、2) 原子周波数標準で生じる位相変動、3) 装置内の環境変化によって生じる局内位相変動、等を大幅に軽減でき、高精度で3つの電波源間の相対位置ベクトルを決定できる。

#### 3.2. 目標精度

アポロ計画によるALSEPを用いた月面上の複数電波源間相対位置ベクトルの測定における誤差要因であった月の暦および地上のVLBI局位置誤差については、当時のそれらと比較して現在では2桁以上改善され、また周波数の違いについても十分改善可能であることから最早これらは誤差の要因ではなくなった。表1はアポロ計画における誤

誤差の原因	誤差	相対電波源位置に与える誤差	現在予想される誤差
月の歴	$\pm 10^3\text{m}$	} 1~3m  $\pm 30\text{cm}$	±数m
VLBI局位置	$\pm 10\text{m}$		$\pm 0.01\text{m}$
周波数の違い	$\pm 1\text{MHz}$		$< \pm 0.05\text{MHz}$

表1. アポロ計画におけるALSEPを用いた月面電波源間の位置推定誤差の要因と現在予想される誤差の比較

差の原因と誤差および現在予想される誤差を示す。

観測法で述べた大気による位相変動は相対VLBIによって大幅に除去されるが、完全に相殺されることはない。大気の空間的、時間的スケールの大きい変動はほぼ除去されるが、スケールの小さい変動については観測時刻の差あるいは電波源の方向のわずかな差によって除去できない。また仰角のわずかな差も大気を貫く伝搬路長の系統的な差を与える可能性がある。このようにVLBIシステムの改良や月の歴、地上VLBI局の位置の改善をいかに行なっても除去できない誤差の要因は大気による伝搬遅延の変動にある。

大気の乱れがKolmogorovの乱入理論に従う簡単なモデルを仮定すると、観測量であるフリンジ位相差の測定誤差 $\Delta\phi$  (rad) は次式で与えられる[7]。

$$c \cdot \Delta\phi / (2\pi f) = c \cdot \sigma_{\Delta\tau} \sim \sqrt{2} \cdot 1.3 \phi / T^{2/3} \text{ [cm]} \quad (\text{for } T > 560 \text{ sec.}) \quad (1)$$

ここで $c$ は光速 ( $3 \times 10^8\text{m/sec}$ )、 $f$ は受信周波数 (Hz)、 $\sigma_{\Delta\tau}$ は位相変動を遅延に換算した時の2乗平均誤差 (sec)、 $\phi$ は相対VLBI観測を行なう2つの電波源の離角 (deg) 及び $T$ は平均時間 (sec) である。 $\phi$ を2度および $T$ を560秒と仮定すると、 $c \cdot \sigma_{\Delta\tau} \sim 0.06\text{cm}$ 、 $\sigma_{\Delta\tau} \sim 1.8\text{ps}$  ( $1\text{ps}=10^{-12}\text{sec}$ )、 $\Delta\phi \sim 1.4$ 度 ( $f=2.2\text{GHz}$ を仮定) となる。地上の相対VLBI観測におけるこの測定誤差による月面での誤差 $\Delta D$ は、地上のVLBI基線長を $D$ 、月までの距離を $A$ とすると、

$$\Delta D \sim c \cdot \sigma_{\Delta\tau} \cdot (A/D) \quad (2)$$

である。 $D$ を8000km、 $A$ を38万kmと仮定すると月面上での誤差は3cmになる。電波源間の離角を2度に仮定したのは月に近い適度な強度をもつ準星を選ぶためである。もちろん月面電波源間だけの相対VLBIでは更に誤差は小さくなる。

位相の測定精度を1.4度、あるいは局内遅延の変化を0.6mm以下に押えるか、他の方法で測定することは現VLBIシステムでは不可能であるが、改良を加えることによって達成できる量である。また先に述べた大気の仰角による系統的な誤差が付加されることも考慮すると、月面上で4cm~7cmが実現可能な精度であろう。

### 3.3. 月面電波源の発振方式

周回衛星から落下し、月面に埋没した人工電波源への電力の供給は発振部と一緒にパッケージされた電池からのみ行われ、極めて厳しい制限を受ける。従ってできるだけ小電力で必要な情報を得るため、最適な発振方式を選択しなければならない。観測量は既に述べたようにフリンジ位相差であるが、VLBI観測を行ってこれを得るには広帯域雑音と帯域の極めて狭いCWを送信する2つの方式が考えられる。

広帯域の雑音を送信する月面電波源は丁度準星などの天体電波源に相当する。ほとんどのVLBI観測は広帯域の雑音を受信してフリンジ位相とその周波数微分である群遅延を測定している。しかし広帯域の受信機を使用しなければならないため、受信機や大気などが発生する熱雑音により良好な信号対雑音比 (S/N) を得にくい。一方狭帯域のCW (Continuous Wave: 正弦波) を送信する場合

は受信帯域を極めて狭く取れるため小電力でも大きいS/Nを容易に得ることができ、送信電力に制限がある場合、より有効な発振方式と考えられる。

受信帯域全体に広がる雑音を受信する場合のS/Nは次式の $R_{SN}$ で与えられる。

$$R_{SN} = \pi S_C D_1 D_2 L \sqrt{2B t \eta_1 \eta_2} / (8 k \sqrt{T_1 T_2}) \quad (3)$$

ここで $S_C$ は電波源のフラックス密度[W/(m<sup>2</sup>·Hz)],  $D_i$  (i=1,2)は地上のi局のアンテナの直径(m),  $L$ は大気の変搬遅延の変動やデータ処理時に生じるコヒーレンスの低下を示すコヒーレンス・ファクター,  $B$ は受信帯域幅(Hz),  $t$ は積分時間(sec),  $\eta_i$ はi局のアンテナの開口能率,  $k$ はボルツマン定数,  $T_i$ はi局におけるシステム雑音温度(K)である。またフリンジ位相の測定精度 $\sigma_\phi$ は次式で与えられる。

$$\sigma_\phi \sim 1/R_{SN} \quad [\text{rad}] \quad (4)$$

なお(1)式の $\sigma_{\Delta\tau}$ に相当する遅延の測定精度 $\sigma_{\Delta\tau}$ は次式で与えられる。

$$\sigma_{\Delta\tau} \sim \sigma_\phi / (2\pi f) \quad [\text{sec}] \quad (5)$$

一方狭帯域CW信号のS/Nである $R_{SN}$ は送信電力 $P_t$ , 送信アンテナ利得 $G_t$ , 伝搬損失 $l$ , 受信アンテナの利得 $G_r$ , 受信局システム雑音温度 $T_i$ とすると,

$$R'_{SN} = P_t \cdot G_t \cdot (1/l) \cdot (G_r / T_i) \cdot (1/kB) \quad (6)$$

となる。

表2は熱雑音による位相測定誤差が生む月面上の相対測定誤差を4cmとし、広帯域雑音を送信した場合と狭帯域CW信号を送信した場合に必要な送信電力を比較したものである。ここでは受信は1偏波のみであることを考慮し、アンテナ利得を0dB、電波源を覆う月面の砂による減衰[13]を50cm埋没[14]することを仮定して-3dBとしている。表2からフリンジ位相差を測定量とする場合、広帯域雑音を送信するより狭帯域CW信号を送信する方が電力面で有利であることが明かであろう。しかし、広帯域雑音の場合は高い周波数安定度が不要であること、また群遅延を求めることができるので、フリンジ位相測定における $2\pi$ の整数倍に相当する不明な遅延に関する情報が得られる利点はある。従って今回のような電力の供給に厳しい制限がない場合は広帯域雑音が望ましい。

なおここでは現在広く利用されているVLBIシステムをそのまま利用することを想定して、雑音帯域幅や受信局システム雑音温度等を仮定した。

### 3.4 月面電波源に要求される機能・性能

月面電波源は月周回衛星から落下して月面の砂の中に約30cm埋没し、月面衝突時には約1万gの

送信方式	帯域幅	送信電力	送信可能時間(40Wh 仮定)	月面上の精度	必要周波数安定度
広帯域雑音	2MHz	170mW	1日	4cm	$2 \times 10^{-4}$
狭帯域CW信号	2k Hz	5.3mW	31日	4cm	$1 \times 10^{-6}$

送信アンテナ利得	-3dB	積分時間	100秒
受信アンテナ	30m $\phi$	月-地球間距離	38万km
受信アンテナ開口能率	0.6	基線長	8000km
受信局システム雑音温度	300K	ボルツマン定数	$1.38 \times 10^{-23}$ Joule/K
受信周波数	2.2GHz		

表2. 広帯域雑音と狭帯域CW信号送信の比較

加速度を受ける。月面下 30cm での日照時と日陰時との温度差は約 6 度[15]と予想され、温度変化による発振周波数シフトが生じる。また厳しい重量制限により、約 1 年間の観測を継続するための連続発振に十分なバッテリーは搭載できず、観測時のみ発振するタイマー機能を必要とする。これらを考慮して月面電波源に要求される機能・性能を表 3 に示す。

#### 4. 月面電波源の開発と貫入実験

開発は 3 年間にわたり、3 つのモデルを試作し、各種実験を行った。初年度に試作した第 1 次モデルは心臓部である発振部のみからなり、貫入実験およびその前後に電源電圧、発振周波数、出力レベル、周波数安定度の測定などを行なった。発振部はトランジスターによる発振回路からなり、トランジスターなどの電子部品、接合部の耐衝撃性を調べた。いづれについても 1 万 g に耐える好結果を得、部品の選択、製作に見通しを得た。

次に第 2 次モデルでは耐衝撃性と周波数安定度を改善するため、発振回路をトランジスターから

SAW (Surface Acoustic Wave) 発振素子に変更し、クロスダイポール・アンテナを加えて、電源を除く電波源として最低限必要な機能を持たせた。製作終了後、貫入実験およびその前後の各種室内実験、アンテナパターンの測定等を行った。その結果、全回路が約 1 万 g の加速度に耐え正常動作することを確認した。しかし周波数フィルターが十分シールドされていないことやアンテナとのインピーダンス整合が完全でないために周波数変動がやや大きく、発振回路の改善の余地が残された。

引き続き、月面電波源として全ての機能と十分な性能を有する第 3 次モデルの開発に着手した。第 2 次モデルの問題点を改善し、タイマー機能・電池の付加、アンテナについてはビーム幅の拡大と耐衝撃性を考慮してマイクロストリップアンテナ (平面アンテナ) へ変更した。使用した部品についてはこれまでの貫入実験で耐衝撃性を備えていることは明かであったが、新しく追加したタイマー回路による電源 ON-OFF 用リレーについては製作工程上メカニカルリレーを使用せざるを得ず、耐衝撃性を備えた電子スイッチを使用できなかった。

	要求される機能・性能	第 3 次モデルの機能・性能	備 考
耐衝撃性	10000g に耐えられる	約 10000g に耐えられる	
放射電力	2 mW	2 mW	
偏波	右旋円偏波	右旋円偏波	
出力 ON-OFF	タイマー機能を有すること	タイマー機能あり	
体積・重量	極めて小型・軽量	本体 215g, ポッティング後 400g (電池を除く), 100mmφ × 200mm	電池を除き 300g まで可能 70mmφ × 150mm まで可能
周波数安定度	$1 \times 10^{-6}$ 程度 (100 秒) より小	最悪 $5 \times 10^{-6}$	直線的な変化を除くと $< 1 \times 10^{-6}$
発振周波数差	数十 kHz 以下	最大 570kHz	周波数の一致する SAW 発振素子を選び出すことにより 50kHz 以下に可能

表 3 月面電波源に要求される機能・性能と第 3 次モデル機能・性能の比較

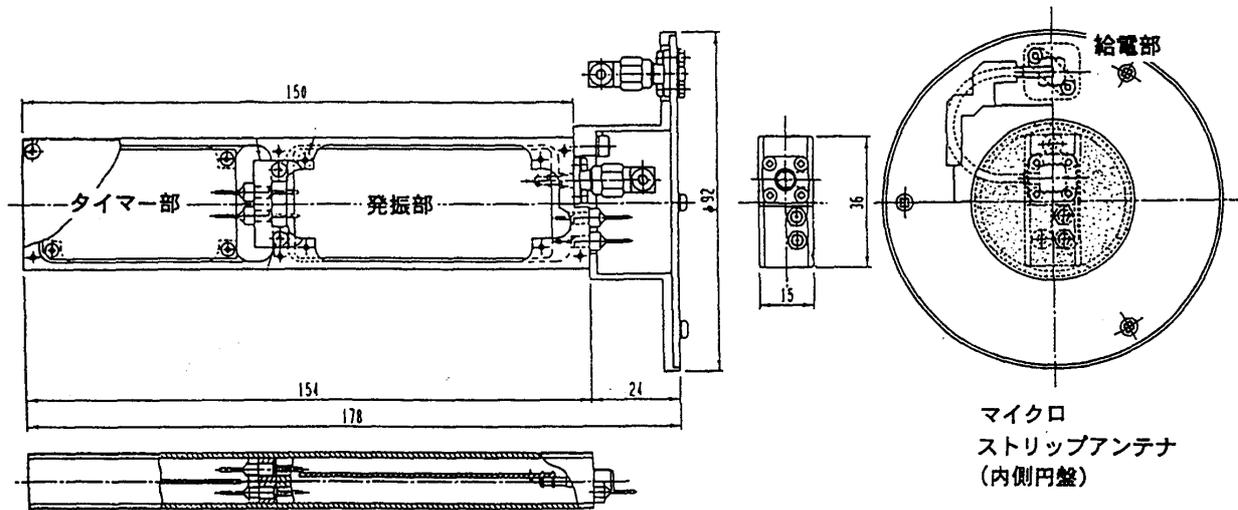


図2 第3次モデルの外観図

発振部、タイマー部、アンテナ・給電部の3つに分かれ、それぞれは配線によって電氣的に結合される。各部の間には充填材が詰められ、各部は衝撃から保護される。これらに電池を付加することにより月面電波源として機能する。

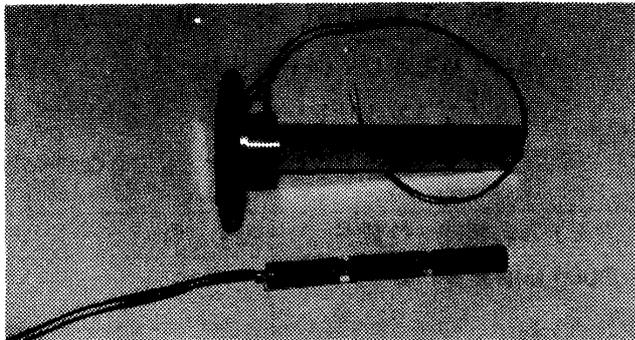


写真1 月面電波源第3次モデル

またSAW発振素子については現在国内における生産は特定のVHF帯に限られているため2.2GHz帯を得るには7通倍せざるを得ず、効率の低下は無視した。原発振周波数を更に高くし、2通倍または4通倍で2.2GHz帯を得ることにより約2~3倍効率を上げることが可能となる。

図2は第3次モデルの外観図、写真1は月面電波源第3次モデルである。月面電波源の器差を調べるため、ほとんど等しいもの2式(1号機および2号機)を製作した。それぞれはタイマー部、発振部およびT型のマイクロストリップアンテナに分

かれていて、タイマー部と発信部を取り巻くように電池が配置される。第3次モデルは衝撃に強く、また衝撃による周波数ズレが少ないマイクロストリップライン型フィルターを採用した。回路部分には充填材の誘電効果を避けるためフィルター部にシールドを施し、プリント基盤の特性が異なるものにした。消費電力は945mWである。

図3、図4に室温における電源投入から100秒間および長期の周波数変化を示す。100秒間の周波数変化は1, 2号機それぞれ $-3.2 \times 10^{-7}$ 、 $-4.1 \times 10^{-7}$ であり、両者共に $1 \times 10^{-6}$ 程度の要求を満足している。低温環境下の特性評価のために行った $-30^\circ\text{C}$ における周波数の変化は $+1.7 \times 10^{-6}$ 、 $5.6 \times 10^{-7}$ と室温下より多少悪化した。月面下30cmでの環境温度は平均 $-23^\circ\text{C}$ で日照時と日陰時において約6度の差があると推定されている。そこで $-30^\circ\text{C}$ における電源投入後の周波数変化を図5に示す。 $-30^\circ\text{C}$ の低温下では $+19^\circ\text{C}$ の室温下よりかなり大きな変化を示し、しかも1号機と2号機ではかなり大きな差

図3 電源投入後100秒間の周波数変化

消費電力を節約するため、電源ONは原則として100秒間を単位として行い、この間に観測を実施するものとしている。従って電源を投入後100秒間の周波数安定度が測定精度を左右する。100秒間における周波数変化は室温下では必要安定度 $1 \times 10^{-6}$ に相当する約2kHzよりかなり小さい。

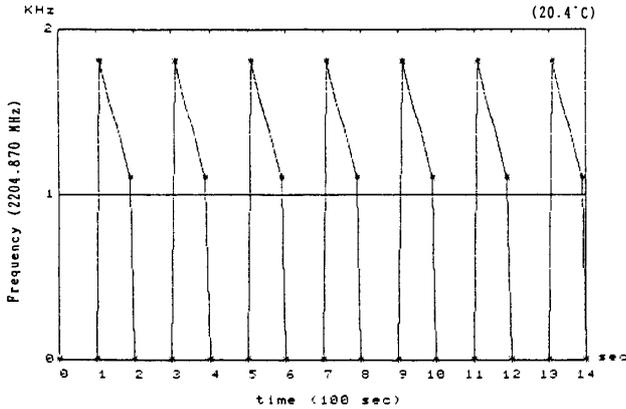
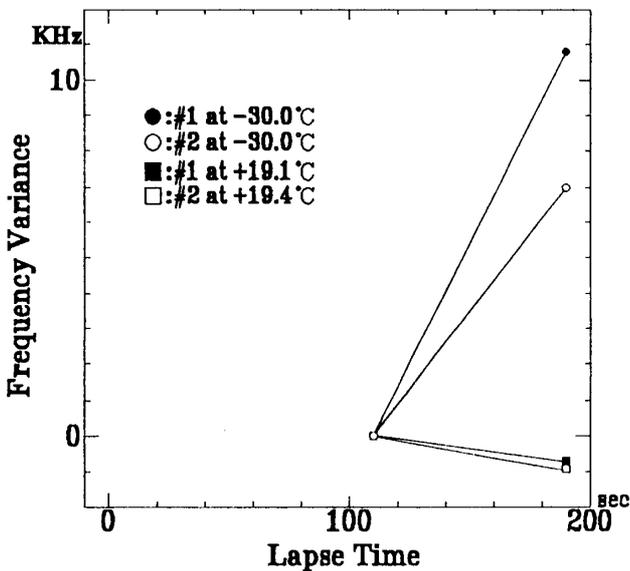


図5 月面環境下における電源投入後100秒間の周波数変化  
月面下の温度にはほぼ等しい-30℃における電源投入後100秒間の周波数変化は7~11kHz（周波数変化量 $3 \times 10^{-6} \sim 5 \times 10^{-6}$ ）である。経過時間に対する直線的な変化を考慮すると必要周波数安定度 $1 \times 10^{-6}$ より小さくなる。

**On/Off Drift on Timer Switching**



がある。これは使用素子の温度特性によると考えられ、使用する単体毎に温度特性を測定し適当なものを選択することにより、より周波数変化の少ない発振器を作ることができることを示している。図6は月面下の環境温度による周波数の変化を示

図4 電源投入後80分間の周波数変化

長時間にわたって電源を投入したまま観測を行う場合を想定して、長期間の周波数変化を測定した結果である。19℃では必要周波数安定度 $1 \times 10^{-6}$ より小である。想定される月面下にはほぼ等しい-30℃では多少悪化するが $1.7 \times 10^{-6}$ とほぼ満足する。電源投入直後は経過時間に比例して増減している。

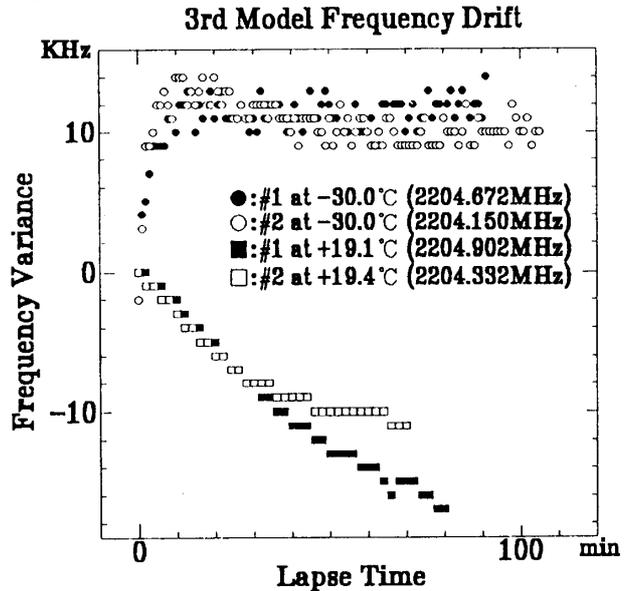
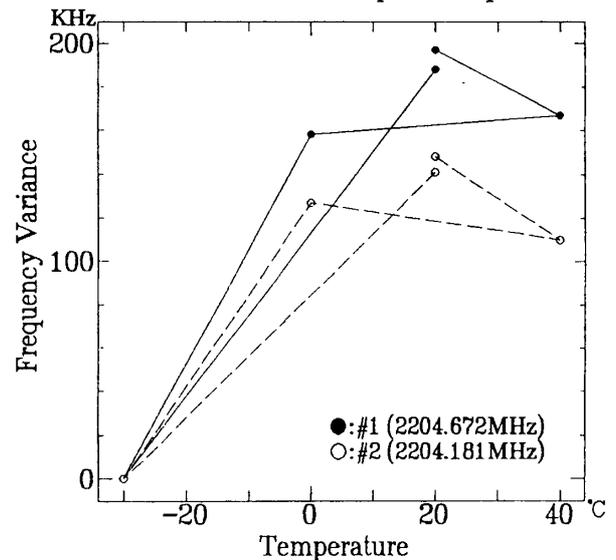


図6 発振周波数の温度変化

-30℃, 0℃, 20℃, 40℃における発振周波数である。この結果から、月面下で想定される日照時と日陰時の温度変化、すなわち-23℃付近の6°の変化に対して、およそ30kHzの発振周波数の変化が予想される。

**3rd Model Temp. vs Freq.**



している。月面環境下-23℃付近での6度の変化に対しておよそ30kHzの変化があり、日照時と日陰時でこの程度の周波数の違いを見込む必要がある

図7 アンテナパワーパターン (右旋円偏波, H面)

実線はマイクロストリップ・アンテナ面に垂直な方向を0度とし、これを含む特定の面 (H面) における放射電力を示す。0度で放射電力は最大になっている。H面に垂直なE面においても同様な結果が得られており、このアンテナは、ほぼ軸対称で半球状に電波を放射することがわかる。

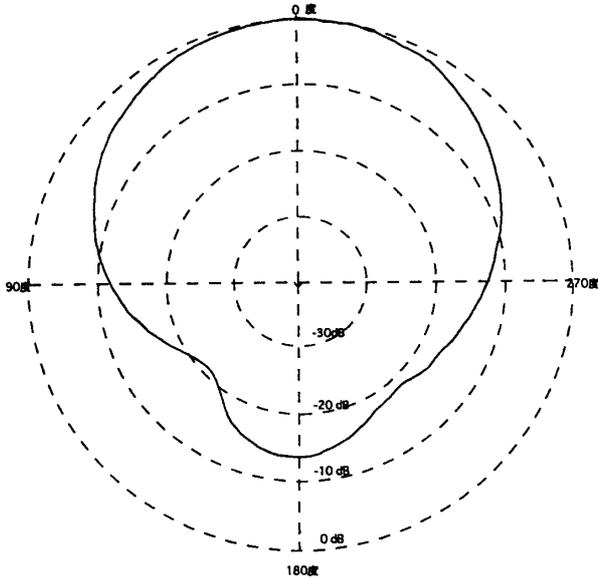
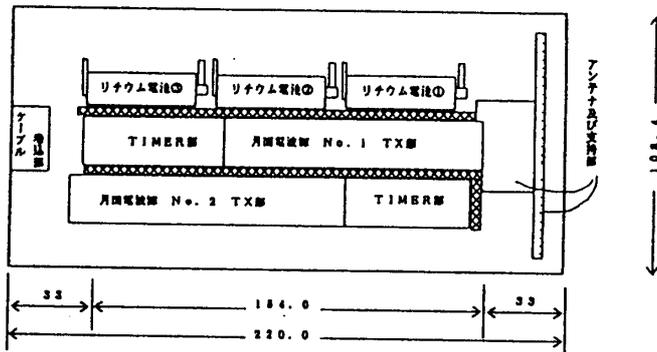
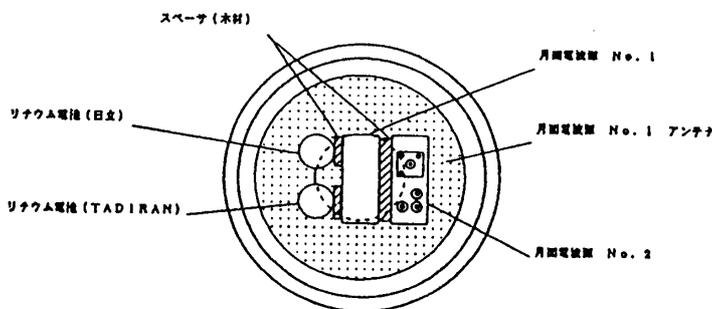


図8 貫入実験用月面電波源の配置図



月面電波源セグメント内部の部品配置



貫入方向から見た電波源の配置

ことがわかる。なお1号機と2号機の発振周波数の違いが $-30^{\circ}\text{C}$ において491kHz、 $20^{\circ}\text{C}$ で570kHzもある。これはSAW発信素子は大きさと形状によって、固有の発信周波数を持つため多少周波数が異なってしまふからである。そこで発振周波数を決めるSAW発振素子を多数製作し、これらの中から周波数の等しいものを適当に選択すれば周波数の違いを50kHz以下にすることは容易である。

図7は第3次モデルの右旋円偏波のアンテナパワーパターンである。同心円は等レベルを示し、実線はそれぞれの方向におけるアンテナからの放射電力を示している。0度で示すビーム中心から放射電力が5dB低下するビームの幅はおよそ $105^{\circ}$ であり電波源がほぼ半球状に電波を放射することがわかる。

貫入実験は宇宙科学研究所能代実験場で行われた。

貫入実験用構体の大きさは固定されており、第3次モデルより大きい。1号機全体と2号機のタイマー部およびTX部を図8に示すように同一構体に納め、2号機同時に試験を行った。充填剤の流し込み後の固形化については、自然硬化させるため室温にて2日間放置し、さらに恒温槽 (設定温度 $60^{\circ}\text{C}$ ) で約2日間加熱した。第3次モデルの貫入実験の結果、予想通りメカニカルリレーは破壊したものの、それ以外は全機器が約1万gの衝撃に耐え、正常に動作することを確認した。

月面電波源の性能を決め

る電源電圧，出力周波数，出力レベルや信号波形などについては，貫入実験の前後で直ちに比較した。電源電圧については1号機と2号機で異なる電池を使用し，それぞれ4%および5%の低下が認められたが，これらは性能にほとんど影響を与えない。出力周波数については1号機では変化が認められなかったが2号機では200kHz大きくなった。この理由はSAW発信器のプリント基板への固定強度に差があり，2号機において衝撃のため僅かに移動したと考えられる。1号機で行ったような完全な固定が必要である。出力レベルについては僅かの低下がみられたが，信号波形にはほとんど変化が認められなかった。このようなことからシステム全体は衝撃によってほとんど変化を生じていないとみなされる。

第1次モデルから第3次モデルの開発を通して，耐衝撃性に最も留意してきた。すなわち(1)使用する電気・電子部品の選択が最も重要である。過去に宇宙機に使用した経験のあるもの，構造面から破壊しにくいもの(例えば形状が単純なSAW発信素子やマイクロストリップアンテナ)を選択した。2)水晶振動子のように，方向によって耐衝撃性が異なるものがあり，部品によって取付方向にも配慮が必要である。3)装置を可能な限り集積，分離しそれぞれを充填材で固定することにより装置全体で生じる歪の影響を避ける。4)ハンダ付けや充填材及びこれらによる固定法についてはこれまでに蓄積された経験を踏襲した。このように本開発はこれまでに蓄積された多くの技術に支えられてきたと言えよう。

## 5. まとめ

月周回衛星から落下させ，月面下30cmに埋没させて地上で相対VLBIを行うことにより4cm～7cmの精度で月面上の2点の距離変化を測定するための電波源の開発を行った。この目的のために

要求される周波数安定度，周波数設定精度，耐衝撃性を満足する電波源を開発することができた。また軽量化については本体215g，電池を除いたポッティング後の全重量は約400gとほぼ満足できる重さである。一方，小型，小電力化については第3次モデルにおいて，大きさ約100mmφ×200mm，消費電力に対する放射電力は1%以下であり，必ずしも満足できるものではない。

この月面電波源を用いた相対VLBIは月の物理秤動や潮汐を測定する今回の目的のみならず，月，惑星，小惑星を対象とするこれらの軌道や探査機の位置の精密決定等の一技術として今後広く応用されるものと期待される。一方このような目的に広く利用できるようには今後更に次のような改良を加えて行く必要がある。すなわち，1)小型・軽量化，2)消費電力に対する放射電力の効率を上げる等である。

小型化については，今回の第3次モデルの径を大きくしている原因は，製作を容易にするため，給電部をマイクロストリップアンテナの外側に配置したためであり，給電部をアンテナの裏側に取り付け，基板を貫いて給電することにより60mmφに縮小できる。更に誘導率の大きいアンテナ基板を用いることにより50mmφ以下にできる。またTX部，タイマー部をさらにコンパクトにすることも可能であろう。軽量化については，電池が総重量の半分以上を占めていることが最大の問題である。現在最も効率のよい電池では0.5Wh/gの電力量を得ることができるが，5mWの送信電力で1年間連続送信するには放射電力の消費電力に対する割合が20%と仮定しても約500gを必要とする。月面電波源の総重量を500g以下に抑えることを想定すると，太陽電池等により外部から電力が供給されない限り，タイマー機能は不可欠である。またポッティング材の重量が占める割合も大きく，小型化によってポッティング材を減らすことができ

るので小型化と軽量化は密接に関係している。従って軽量化のためには小型化と電池の改善を待たねばならない。現時点ではアンテナ、TX部、タイマー部の小型化により直径60mm～70mm、長さ150mm程度、電池を除き300gまで小型・軽量化が可能と考えられる。

消費電力に対する放射電力の割合を上げるには既にのべたように高い周波数を直接発振し、通倍数を小さくすることが最も有効である。このためには発振素子を特別に製作する必要がある、また周波数の一致のために数多くの製品から適当なものを出さなければならない。更に当然ではあるが低消費電力、高効率のトランジスタの使用と回路の工夫が必要である。

## 謝辞

本開発に当たっては国立天文台の笹尾哲夫、亀谷 收、原 忠徳、鹿児島大学の森本雅樹、安田茂、東海大学の藤下光身各博士から多くの有益な意見を頂いた。明星電気の森川公夫、阿部 誠氏には製作を担当して頂いた。これらの方々から感謝の意を表します。

## 参考文献

- [1] Counselman III, C.C., Hinteregger, H.F., King, R.W. and Shapiro, I.I., 1973: Lunar Baselines and Libration from Differential VLBI Observations of ALSEPs, *The Moon* **8**, 484-489.
- [2] King, R.W., Counselman III, C.C. and Shapiro, I.I., 1976: Lunar Dynamics and Selenodesy: Result from Analysis of VLBI and Laser Data, *Journal of Geophysical Research*, **81**, No.35, 6251-6255.
- [3] Counselman III, C.C., Hinteregger, H.F., King, R.W. and Shapiro, I.I., 1973: Precision Selenodesy via Differential Interferometry, *Science* **181**, 772-774.
- [4] Ooe, M. and Hanada H., 1992: Tidal Deformation of the Moon, *J. Phys. Earth* **40**, 525-534.
- [5] Hanada, H., Ooe, M., Kawaguchi, N., Kawano, N., Kuji, S., Sasao, T., Tsuruta, S., Fujishita, M. and Morimoto, M., 1993: Study of the Lunar Core by VLBI Observations of Artificial Radio Sources on the Moon, *J. Geomag. Geoelectr.* **45** 1405-1414.
- [6] Mizutani, H., Kohno, M., Fujimura, A., Yamada, I., Tanaka, S. and Hayakawa, M., 1992: Lunar Penetrator Mission, AIAA 92-0357.
- [7] Sasao, T., Kawano, N., Hara, T., Kuji, S., Sato, K., Kameya, O., Iwadate, K., Tsuruta, S., Asari, K., Sato, K-I., Horiai, K., Tamura, Y., Hanada, H., Tsubokawa, T., Yokoyama, K., Manabe, S., Sakai, S. and Yasuda, S., 1993: Antennacluster-Antennacluster VLBI for Study of the Core-Mantle Coupling, *J. Geomag. Geoelectr.* **45**, 1395-1403.
- [8] 河野宣之, 久慈清助, 花田英夫, 鶴田誠逸, 笹尾哲夫, 川口則幸, 1992: 月面電波源の開発, 国立天文台水沢観測センター技報 **4**, 116-127.
- [9] Kawano, N., Hanada, H., Ooe, M., Kuji, S., Sasao, T., Tsuruta, S., Sato, K., Hara, T., Iwadate, K., Kawaguchi, N., Morimoto, M., Mizutani, H., Fujimura, A., Fujishita, M., Yasuda, S., Morikawa, K. and Abe, M. 1993: Development of a Radio Transmitter on the Lunar Surface for Differential VLBI, *Proceedings of the International Workshop for Reference Frame Establishment and Technical Development in Spacegeodesy*, 97-103.

- [10] 河野宣之, 1994: 位相追尾相対 VLBI による測地・地球回転観測, 月刊 地球 Vol.16, No.1, 67-70.
- [11] Edward C.D., 1990: Development of Realtime Connected Element Interferometry at the Goldstone Deep Space Communications Complex, AIAA90-2903.
- [12] 福島登志夫, 1994: Lunar Ephemeris-Position and Libration, 私信.
- [13] Malcolm, J. Campbell and Juris Ulrichs, 1969: Electrical Properties of Rocks and Their Significance for Lunar Radar Observations, Journal of Geophysical Research **74**, No.5, 5867-5881.
- [14] 鶴田誠逸, 1992: 月面電波源の潜り込みの深さと加速度について, 国立天文台水沢観測センター技報 **4**, 100-104.
- [15] 花田英夫, 河野宣之, 久慈清助, 鶴田誠逸, 藤下光身, 川口則幸, 笹尾哲夫, 大江昌嗣, 亀谷 収, 佐藤克久, 原 忠徳, 森本雅樹, 安田 茂, 水谷 仁, 藤村彰夫, 森川公夫, 阿部 誠, 1992: 相対 VLBI 用月面人工電波源の開発, 国立天文台水沢観測センター技報 **4**, 89-99.