U.D.C. 621. 396. 969. 35. 029. 73 : 621. 375. 826 629. 783 : 522. 5/. 6

# レーザによる人工衛星測距

Satellite Ranging with a Laser

竹 内 端 夫*	富 田 弘一郎**	長谷川 幸 雄***
Tadao Takenouchi	Koichiro Tomita	Yukio Hasegawa
橘 篤 志****	山本真吾*****	高 辻 正 基*****
Atsushi Tachibana	Shingo Yamamoto	Masamoto Takatsuji

# 要旨

レーザを利用して人工衛星までの距離を測定するトラッキング方式を検討し,設計製作上の基礎資料を得る 目的でレーザ測距装置を開発した。本体は出力20 MW ルビーレーザ,光電受信機などを架台上に実装したも ので,電算機によりあらかじめ計算した人工衛星の予測軌道に沿ってプログラム追尾を行なう。本装置の性能 は距離500~2,000 km の衛星をシステム精度5 m,分解能1.5 m で測定することが可能である。本装置は東京 天文台の堂平観測所に設置し現地試験を行なったが,昭和44年6月8日アメリカの逆反射器付衛星 GEOS-B およびフランスの DIADEME 衛星に対してレーザ光の反射を受信することに成功し,天文台の電算機による 検定の結果得た測距値は,確かに人工衛星からの戻り光によるものであることが明らかとなった。本文ではト ラッキングの方式,装置の概要,現地試験結果について概要を報告する。

— 45 —

#### 1. 緒 言

人工衛星に光学的逆反射器を取り付け,地上から発射したレーザ 光が衛星に反射されて再び戻ってくるに要する時間から,衛星まで ーザは甚だ有効なトラッキング手段となりうる。

このようにレーザにより初めて可能なこの精度と高分解能は衛星 測地ならびに高精度軌道計測の面からきわめて魅力ある手段となり つつある。

の距離を高精度で測定する方法は、1964年ごろからアメリカの航空 宇宙局 (NASA)、スミスソニアン天文台 (SAO)、フランスの国立宇宙 研究所などで実験研究されている<sup>(1)</sup>が国内における研究例はない。 したがってこの種の装置を製作し試験することによりシステムの立 証あるいは装置設計製作に関する基礎資料が得られるであろう。

## 2. レーザ測距の必要性

人工衛星の軌道を1メートルあるいは数十センチという正確さで 求めることができるようになると,地震予知のための地殻変動の研 究や相対性原理の検証に衛星が利用できるようになる。また,離島 の地理的位置など地表における遠隔地点の相互位置を精密に決定す るのにもきわめて有効な手段となりうる。しかしこのような高い精 度は電波を用いる方法では容易に期待し得ない。また衛星の写真撮 影用としてわが国でも東京天文台に1台が設置されているベーカー ナンカメラをもってしてもじゅうぶんでない。その理由は写真撮影 の際の1秒~2秒という不可避の角度誤差が1,000 km も遠くの衛 星の位置に少なくとも10 m という程度の不確かさを導入するから である。

ところがレーザを使うことにすると事情は変わってくる。レーダ と同様レーザは衛星までの距離を測るもので空間における衛星の見 える方向を知るものではない。しかしその測距精度は現在でも数メ ートル,近い将来には数十センチにまで高められる可能性がある。 またベーカーナンカメラと併用すれば観測点から衛星までの距離と 方向が直ちに決まることになる。わが国でも最近,待望の国産の人 工衛星が実現したが,将来の大形衛星を別として電源などの理由か ら電波レーダ用の中継器を積むことの困難な中小衛星の場合,2次 レーダが使用できないため電波的方法によるトラッキングの精度は

#### 3. システムの基本設計

#### 3.1 回線設計と受信入力

遠距離のレーザ測距には電波レーダと同様に光をパルス状に放出 し反射光が戻ってくるまでの時間を計測して距離を知ることになる が,測定距離が長くなるほど高いピーク出力が要求され,固体レー ザからのジャイアントパルスが使用される。

さらに距離を延長するために有効な手段として前述した逆反射器 を用いるが,これは光が入射したのと全く同じ方向に光を反射させ る特殊なプリズムであって,これを取り付けた衛星は1964年10月 にNASAが打ち上げたエクスプローラ22号をはじめとして現在6個 を数える。今回の実験もこれらの衛星を対象として行なったもので ある。

以上により E(J) のエネルギーを送出したときに受ける光子数 Sはルビーレーザ波長 6,943 Å において次のレーダ方程式で与えら れる。

 $\frac{S}{E} = \frac{1}{R^4} \frac{A_s A_R}{\Omega_T \Omega_s} \cdot T^2 \frac{10^{19}}{2.86} \frac{\text{Photons}}{J} \dots \dots \dots (1)$ ここに、 $A_s$ : 衛星の実効反射面積 (m<sup>2</sup>)  $A_R$ : 実効受光面積 (m<sup>2</sup>)  $\Omega_T$ : 送出ビームの持つ立体角 (Sr.)  $\Omega_s$ : 反射ビームの持つ立体角 (Sr.) R: 距離 (m) T: 大気の減光係数

いま,最大距離 Rmax t(1)式に,確率論の立場から定まる外 来雑音を考慮した最低光検出レベル,実現できるレーザピーク出力 を与えると他のパラメータ  $A_s$ ,  $A_R$ ,  $\Omega_T$ ,  $\Omega_s$  はトラッキング機構 から制約される数値であるから自動的に決定される。 たとえば本装置の持つ諸元値をアメリカ GEOS 衛星の  $A_s$ =9.35 ×10<sup>-2</sup>,  $\Omega_s$ =7.85×10<sup>-9</sup> と組合せると距離 2,000 km において送出 エネルギー1J に対し受信される光は 3×10<sup>4</sup> Photons と求まる。た だし T は気象条件で大幅に変わるが晴天における値としてT=0.7 を用いる。実際の受信レベルは距離,レーザパルスのエネルギーの

らてらく奴キャメート	ルとはりさるを侍ないか	、てのような物合し
------------	-------------	-----------

*	東京大学東京天文台 理学博士	
**	東京大学東京天文台	
***	日立製作所中央研究所 工学博士	
****	日立製作所戸塚工場 理学博士	
****	日立製作所戸塚工場	
*****	日立製作所中央研究所 理学博士	

344	昭	和	45	年	4	月	
				2.4		0.00	

立 評

日

第 52 巻 第 4 号

ばらつき,衛星への光の入射角,ビーム中 のエネルギー分布,大気のゆらぎ,後述す る速度光行差にかなり左右される。

## 3.2 測距精度

この種のレーザ測距の精度に影響を与え る誤差の原因としては種々あるが、いず れも誤差の範囲が数メートルの程度であ る<sup>(2)</sup>。システムとしての精度を検討するた めに、これらの標準偏差をシステム精度と みると標準スパン 2,000 km に対するシス テム誤差は約5メートルとなり、またその 際の距離分解能はカウンタの周波数から決 まるが本装置の場合 1.5 m である。

# 3.3 信号 検出

背景雑音から有効に受信光パルスを検出 しカウンタを作動させる目的に光電子増倍 管を使用したが,背景雑音をカットするた めにレーザ波長以外の入力を阻止する干渉 フィルタ,視野角を制限する虹彩絞りを必 要とした。実際にはトラッキングは夜間に 限られるので背景雑辛より人座電法雑辛が古馬

限られるので背景雑音よりも暗電流雑音が支配的である。

暗電流雑音は光電子増倍管の光電面の面積,第一ダイノードの構 成物質の種類に左右され,冷却により,軽減できる性質のものであ



図1 レーザ送信部構成

# 4.1 送 受 信 部

論

4.1.1 レーザ送信部

レーザ送信部はレーザ発振部,同電源部,冷却水循環装置,レ

り,本装置では光電子増倍管を,ドライアイスで冷却する必要があった。

以上から本装置に用いた光電子増倍管 RCA 7265 の量子効率 2.5% ダイノード逓(てい)倍率 10<sup>7</sup> を考慮し,負荷抵抗を1kΩ とす るとパルス幅を 50 ns として負荷抵抗にうる端子電圧 Vs は

$$V_{s} = \frac{3 \times 10^{4} \times 0.025 \times 1.66 \times 10^{-19} \times 10^{7}}{50 \times 10^{-9}} 10^{3} = 25 \text{ V} \dots (2)$$

これに対し暗電流のパルス幅を1nsとすれば暗電流雑音の負荷 端子電圧 V<sub>N</sub> は

$$V_N = \frac{1 \times 1.66 \times 10^{-19} \times 10^7}{1 \times 10^{-9}} \, 10^3 = 1.66 \, \text{V} \dots (3)$$

となり光電面および各ダイノードにおける光電子発生機構が統計的 分布に基づくことを無視すれば,信号と雑音は振幅の弁別ができる ことになる。

# 3.4 速度光行差効果に関する検討

本装置で対象とする約2,000 km 以下 500 km 以上の高度の衛星 は,地球を回る周期が約100~120分,移動速度が7~8 km/sとなる が,このような高速移動体に入射した光は光速の3×10<sup>5</sup> km/sを考 慮すると若干角度がずれて地上に戻ってくると考えられている。こ の値は典型的な数値として地上で50~100 m の程度である。しかる にアメリカ・フランスの衛星の逆反射器の反射ビームの持つ立体角 はこれらの角度ずれを見込んだ値(10~20秒)に設計製作されてい て,速度光行差効果による角度ずれをビーム中に含むため、ビーム 中心がずれてもなお送信点にリターンが戻ってくることになり、受 信点を送信点から離すなどの配慮が不要となる<sup>(3)</sup>。

# 4. 装置の概要,性能

ーザコリメータで構成される。図1はこれを示したものである。

レーザ発振部には直径1cm, 長さ12cmの固体ルビーと励起 光源として EGG の FX-47-B キセノンランプを使用し, 励起効 率を上げるため, これらを内面アルミ蒸着の楕円(だえん)鏡筒内 に収めたものであって冷却の目的で, 内部に冷却水を流通してい る。発振は回転プリズムを用いた Q スイッチ方式によるジャイ アントパルスで繰返し数1p.p.s でピーク出力の平均は 20 MW, パルス幅 50 ns であるが, 条件としてキセノンランプへの電気入 力は 3,600 J が必要であった。

Q スイッチの同期は回転プリズムに直結したマグネチックピッ クアップ方式である。これで得た 400 Hz のパルスをカウンタの ディジタル時計またはクロックパルス局部発振器からの 1~30 秒 ごとのパルスに合わせて発振を起させるため、これらのパルスの 直後のパルスを図 1 のトリガー増幅器内にある And 回路でとり 出す。このパルスを二つに分け、一つをキセノンランプのトリガ ーにほかをコントロール回路のワンショットマルチを通して電源 の充電制御に使う。 充電はレーザ主電源にあるトランスにより 100 V 単相電源を 2.6 kV に昇圧し、コントロール回路からの制御 パルスとサイラトロン 4G63,2 個により直列抵抗 300 Ω を通して 容量 1,800 μF のコンデンサに入れる。衛星 測距の際には操作の 便、安全性の点で発振停止操作は簡便であることがより望ましい ので、おのおのの回路、電源動作をリレーと遅延回路により一つ のスイッチの ON、OFF でできるようにした。

レーザは3,600 Jの入力で繰り返し数1 p. p. sの発振を行なう と,そのままでは発熱により発振が持続しないので,冷却水の循 環装置を必要とした。発熱の問題のほかにキセノンランプが直接 水に接する構造では放電によるイオンの析出があり,冷却水の電 気抵抗が急激に劣化する。これを一定値に押えるため流量を100 cm<sup>3</sup>/秒とした。冷却水自体も純水製造装置を通して純化できる ようにした。

この種のレーザ測距装置は三つのシステムに分割される。これら はレーザ送信部,トラッキング架台と,受信光学系,測距データ系 で,この三系統がディジタル的に相互にインターリンクして光学レ ーダシステムとして作用する。

レーザの発振器からの広がり角は測定の結果4mradであった がトラッキング上の要求から倍率10倍のガリレオ式望遠鏡を逆 に使用する方式のコリメータにより0.6~5.6mradに可変できる

— 46 —



図2 レーザコリメータおよび微動台

表1	V	 -15	送	信	部	任	様	
25 1	10 C	0	N	11-1	HIM	1-1-	144	

項	日	諸	元
(1)	レ ー ザ 発 振 部		
	方 式	回転プリズム式Qスイッチルビーレーザ	
	発 振 波 長	6,943 Å	
	レーザ出力	平 均 20 MW	
	パルス幅	50 ns	
	エネルギー	1 joule	
	パルス繰返し	1~30 p.p.s 可 変	
	広がり角	$4 \mathrm{mrad} (\exists  \forall  \mathcal{A} - \mathcal{A} \mathrm{fcl})$	
		0.6~5.5 mrad (コリメータ使用)	
(2)	レーザ電源		
	出力 (Xe ランフへの 入力)	3,600 joule	
	使 用 定 格	1 p. p. s で6 min	
(3)	冷却水循環装置		
	流量	100 cm <sup>3</sup> /s	
	1回の使用定格	1 p. p. s で 6 min	
(4)	レーザコリメータ		
	形 式	ガリレオ式望遠鏡微動台付	
	有 効 径	100 mm	
	対物レンズ焦点距離	700 mm	
	接眼レンズ焦点距離	70 mm	



図3 受信光学系構成図



図4 接続光学系·光検出部

# 4.2 追跡系統

実験には前述のレーザ送信部,受信部のほかに,これを実装して 衛星の方向に高精度で指向させるトラッキング架台が必要である。

ようにした。コリメータは広がり角を変えるほかに受信望遠鏡, 照準望遠鏡とレーザとの光軸合せに必要で,このため切換可能な 照準接眼レンズを付け,コリメータ全体を半固定式の微動台に取 り付けた。この部分を示したのが図2である。

次にレーザ発振器とコリメータの間にはビームスプリッタを 置き,レーザ発振光の一部をフォトダイオード SGD-100 で受け て,約2V のパルスとし,カウンタのスタートに入れる。

レーザはこれまでの実験で約42,000発の発振を経験したが, ルビーは平均10,000発の発振で,損傷が激しくなり再生を必要と した。

以上レーザ送信部のおもな仕様をまとめて表1に示した。

4.1.2 受 信 部

受信部は図3に示すようにカセグレン式受光器,接続光学系, 光電変換部で構成された。装置の設計に当たって前述したように 視野角を制限する目的から焦点距離を長くする必要があるが,一 方,重量軽減のため全体の長さを極力切りつめる必要がある。この ため形状をカセグレン構造とし極力重量軽減を図った。また,鏡 面はアルミ蒸着の上にSiO<sub>2</sub>のコーティングを施したものである。 こうして集めた光束はフィルタ,可変絞り,光軸合せ用光学系を

トラッキング方式には種々考えられ、たとえばアメリカの SAO で 行なっているように、レーザの発射を30秒に1回程度として衛星 が速い速度で空を横切って行く期間中, あらかじめ計算したレーザ 発射と同時刻の予報位置に手動で,次から次へと動かす方式もあろ う。これに反し本装置では、NASAなどで採用しているような方法,す なわち電算機であらかじめ計算した毎秒の衛星位置(仰角:以下 El, 方位角: 以下 Az) に従って架台をなめらかに動かし, 追跡中つね に毎秒1回のレーザを発射する方式をとった。もし発射するたびに 必ず衛星からの反射光が受信され,観測が成功するならば,軌道デ ータ収集の目的からは1分に1回のひん度でもじゅうぶんなのであ るが,追跡の精度や反射光のレベルのばらつきなど,種々の理由に よって受信率が下がることが予想されるので,このような方式をと った。しかしこのような方法でも、追跡中つねに衛星を眼視し予想 位置からはずれた場合に随時レーザ送受信部の光軸の方向を補正す るための補正手段が必要で,この機構を考慮して初めて逆反射器付 衛星の追跡が可能となる。

4.2.1 架 台

— 47 —

架台は経緯台式でマイクロ波用のアンテナ架台を一部改造した もので、その電気的系統は図5に示すとおりである。レーザ送受 信部のほか、案内用望遠鏡を取り付けた外観は図6に示すとおり である。図6でEI軸の下方にあるカウンタウェイトはバランシン グに際し必要であった。

装置を駆動する主電動機は出力 0.5 HP(El), 0.75 HP(Az)の直 流電動機で最大回転速度は 2.5°/s(El), 5.4°/s(Az)である。また速 度制御は電動機の電機子に供給する電圧を SCR にて点弧角制御 することにより行なう方式で,最小速度は衛星追跡の目的に合わ せ最大速度の 1/100 まで可能となっている。

通って光電子増倍管の光電面に達する。フィルタとしては赤外, ND, 干渉(70Å)の各種を使用目的に応じてそう入する。さらに 絞りは外部から可変できる方式とした。可変範囲は視野で3~20 分である。また, 図で照準合せ用光学系は光軸の平行合せをする 際必要であった。図4は接続光学系, 光検出部の外観を示したも のである。 図で▷は高性能の高利得直流増幅器で,後述の角度プログラム 装置からの誤差電圧を入力端に接続することにより増幅器内で, 速度発電機の饋(き)還電圧と加算しプログラム追尾制御を行な う。このほか入力端から一定のDC電圧を手動で与えると,そ のときの電圧に応じた一定の角速度で回転し続けるが,これは手 動で架台を自由の方向に回転する場合必要となる。

評 立

論

日

#### 第52卷第4号



注:El,Azのうち片側につき記す

図 5 架 電 気系統 台 义



== 0	073	111	十日	>=ter	Ate	11.	144
衣 4	余		至	7呆	步見	11	标志
	~1~			~	200	and the second second	100

	名	アポジー望遠鏡	コメットシーカ望遠鏡
方	式	5 in 屈 折 式	8 in 屈 折 式
倍	率	20	32
開 『	口 径	12.5 cm	20.0 cm
視 野	野 角	2.4 度	1.0度
照 明 -	十 字 線	有	有
十字線下	可動機構	無	有

図6 トラッキング装置本体

このほかポテンショメータを El, Az 各軸に直結しプログラム動 作に必要な位置の検出用とした。シンクロ送受信機は位置検出用 で軸の角度を0.03度以下の精度で読みとれるものである。

## 4.2.2 案内望遠鏡

人工衛星追跡中たえず太陽の反射光に輝く衛星を捕え、レーザ 送受信軸が正しく衛星を指向しているかどうかを確認するための もので、本装置では一般市販品または標準品の天体望遠鏡では8 等級程度の衛星(4)を安定に追尾するのに使用不可能なことが判明 したため,天文台で使用されているアポジー望遠鏡, コメットシ ーカ望遠鏡の2本を微動台を通して架台に取り付けている。

表2はこれらの仕様を示したものである。いずれも視野の十字 線ならびにその可動機構 (コメットのみ), これに対する明るさ 可変の照明装置を考慮したものとなっている。

台の位置を訂正する適当なサーボエラー信号を発生することが要

#### 4.2.3 角度プログラム装置

求される。

架台を予測軌道に沿って動かすための角度プログラム装置とし ては架台のトラッキングに最も適した方式として開発する必要が ある。このような目的からわれわれは図7のようなブロック図 に基づくものを試作した。図8は角度プログラム装置の外観で の大きさをもってシステム精度とみることができる。この大きさ ある。 は0.5度の程度であった。案内望遠鏡の視野角は表2に示すとお 本装置はあらかじめ電算機で計算した予測トラッキング角をと り出し, El, Az角の実際位置とそれらを比較し、トラッキング架

予測軌道を8単位紙テープに電子計算機でせん孔し、この内 容をディジタル時計(後述)の時刻に同期した1秒1回のクロッ クパルスによって駆動される紙テープ読取機 (PTR) により読 みとる。こうしてテープから読み取る角度は時間について階段 状の電圧波形となるが,他方架台の動きは連続的であるのでそ のまま減算したのでは誤差が三角波形となる。したがって図で S1を1秒1回約100msメークしその間の900msの期間はコ ンデンサC1の充電電圧の形でホールドすることによって自動 的に内挿(そう)させている。この結果, 軌道予報が1秒1回でよ いのでテープの長さも比較的短く1回分のパスにつき約10mで ある。

なお,このほかさらにプログラム追尾の精度を向上させる方法 として以上で得た誤差電圧を増加積分し, 誤差電圧の出力を合計 してゆく方式をとっているが,これは以上の自動制御系の定常速 度偏差を除去するために必要である。

トラッキングエラーについて言及すれば、図7で架台のトラッ キング精度はエラー表示計で記録することができる。すなわちこ れはポテンショメータで決まる架台の位置とテープの指令位置と の差である。この指示値をいまダイナミックな位置精度とするな らば、典型的な駆動テープに対し0.1度以下である。他方、実際 の衛星追跡に関するシステムのトラッキング精度はポテンショメ ータの分解能や直線性,架台の垂直軸の傾き,光軸合せの精度, 一つの衛星に対する予報テープの精度などに影響されるものであ る。これについては図7でR7により示される補正用バイアス調 整によりレーザ送受信部の光軸を衛星に一致させるに必要な角度

り、1.0度以上であり実際に衛星を追跡して必ず視野内に捕えら れる性能が得られた。 4.3 測距系統 測距系統(図9)はレーザ送信部,角度プログラム装置を制御す

星 チ に よ る T 衛 測 人 V



注: 演算回路は Az, El の片側について記す

図7 角度プログラム装置系統図







距

347

角度プログラム装置 図 8

る系と衛星までの距離測定系で構成されるが、後者は100 MHz カ ウンタの時間間隔測定ユニットを使用しており、これを駆動するス タートストップ信号としてはそれぞれレーザビームスプリッタ, 光電子増倍管の出力増幅器(エミッタホロワ)からとっている。こ の際,時間間隔測定ユニットのデータは一度その中に記憶され,デー

通して1p.p.sまでカウントダウンしたもので、このようにして得 たクロックパルスの前縁をたとえば JJY のような外部の標準時刻に 対し同期させ、同時にその時間を表示し測定したデータと並列にデ ィジタル印字装置に記録する。

レーザは回転"Q"スイッチの機構上クロックパルスと同時にジ タをゼロにリセットする前に記録印字のためディジタル印字装置で ャイアント発振をすることはできない。必ず数ミリ秒の時間遅れを 印字するように構成されている。しかしこのカウンタでの時間間隔 伴うものである。しかしこれは観測上の精度に矛盾するものではな 測定が完結した場合に限りプリンタが作動する必要から, 印字指令 い。この理由は10ミリ秒の間に衛星は70~80m移動するにすぎな 信号を設定することにより一種のゲートの機能を持っている。この いが,一方,レーザ光の衛星付近での広がりの直径は約1~2kmと ほか光電子増倍管のエミッタホロワの出力はカウンタにはいる前に なるからである。したがってクロックパルスに対しレーザの発射時 電圧振幅に対するスレショルドゲートを通るが、これは外部光や光 刻が示す位置を正確に測るため,遅延時間間隔カウンタが必要とな 電子増倍管自体の雑音によりカウンタを動作させないようにすると る。このカウンタはクロックパルスでスタートし、レーザビームス プリッタからの信号でストップしてレーザを発射する時刻を,10μ 同時にカウンタを動作させる入力信号最低光電子数を制御する目的 に必要であった。 秒の精度で計測する。 レーザ送信部,角度プログラム装置,測距系統を同時に動作させ 遅延カウンタのデータもまた一度記憶させ,前述の時間間隔測定 る信号として1秒1回の"クロックパルス"をディジタル時計で発 結果とともに印字するものとした。 生させている。ディジタル時計は二次時間標準として1MHzの発 以上のほか光電子増倍管で得た受信信号の S/N 比をさらに改善 振器の周波数を,外部時間標準と同期させるための時間合せ回路を するため"レンジゲート"を使用している。前述した電圧振幅的ス ----- 49 -----



図10 測距装置



図11 標的板設置状況



部,受信部,案内望遠鏡に対応して4点のマークを取り付けたもの で,一方,レーザ光は45度傾斜させた板で2度拡散反射して受信部 に受信される。測定の結果,装置内の遅延時間は約100 ns であっ た。またこの標的板に対する測距試験の結果,トランシットによる 測距結果と20 cm の差で一致した。

5.2 観測作業の概要と装置の運転

以下,操作順序に従って実験期間中に行なった装置の運転方法の 概略を述べる。

- (1) 衛星の姿勢・角度を検討したうえで対象とする衛星を選び 観測日を決定する。
- (2) 電算機により,実験を行なう衛星のパスに対する予測デー タを作り軌道テープを作成する。
- (3) レーザの光軸をコリメータの内部に構成した特殊な光軸合 せ装置を用いてあらかじめ日中にこの十字線の中心とレー ザ光のビーム中心が一致するようにしておく。

すなわちレーザ光軸はレーザを標的板上に発射し,当た った位置の中心の場所を確認する。その後コリメータ内の 反射ミラーを切り換えて十字線の中心がその場所と一致す るように十字線を合わせる。

- (4) 標的板を用いてレーザ送信部,受信部,案内望遠鏡の光軸 が平行となるように調整する。
- (5) 北極星により光軸の平行度を調整する。
- (6) 装置を点検し、衛星のパスに先だってレーザ発射試験、地

図12 観 測 室

レショルドゲートに対し時間的なスレショルドゲートとも表現でき るもので,あらかじめ衛星までの距離を電算機で予測しておき戻り パルスが受信されるべき前後の短い期間(約1ミリ秒)を除いてエ ミッタホロワの出力がカウンタをストップするのを妨げるために取 り付けたものである。これにより外部光,近距離からの散乱光,光 電子増倍管自体の雑音を有効に除去できることを確認した。

図10は本装置の外観を示したものである。

#### 5. 現地試験結果と検討

#### 5.1 実 験 方 法

実衛星に対する実験を行なう場所として、われわれは東京天文台の協力を得て、東京天文台堂平観測所(埼玉県都幾川村、高度 876 m)に5×8 m の大きさの観測室を新設して、上記の装置を設置した。このように天体望遠鏡と同じく観測条件のよい場所を選ぶ必要があるのは、ルビーレーザの波長が可視光のスペクトルの中の一つの波長(赤色領域)であるため、空が晴れていなければ観測作業が行なわれないという理由と、案内望遠鏡により衛星を眼視追跡する立場から、光度8等級の衛星が安定に見えるためには空気中の塵埃(じんあい)スモッグの少ないことを必要とするからである。

なお,近い将来衛星の予報精度がより向上し,架台の精度がさら に改善されれば,レーザ観測は日中でも行なえる可能性があり,そ の場合望遠鏡による眼視も不要となろう。図12は観測室に取り付

- 上標的測距試験,テープによる架台の運転試験を行ない全 系の正常な作動を確認する。
- (7) 観測時間の20分前に屋根を開き,テープにせん孔した6 分間の観測時間の最初の位置(衛星が見えはじめる方向) に架台の方向を合わせる。
- (8) 追跡開始後テープによる録音を行ない、また、必要により ポラロイドによる受信波形の記録撮影を行なって状況を記 録する。
- (9) 追跡終了後,得たデータを検討する。

以上が装置の運転方法であるが1回に数パスをまとめて実験する 場合には(3)~(6)の操作は省略される。通常実験開始までの所要 時間は4時間である。

このほか,実験には月令が関係し,満月の日を中心とする前後各 5~7日は空が明るすぎる理由で衛星が見えない。また気象も大き く影響すると考えられる。実験を行なう時間には空には雲があって はならない。快晴が必要である。

#### 5.3 軌道予測の方法

— 50 —

予測軌道の計算は本開発のソフトウェア的な部分ともいえるもの で,現在,週一度,東京天文台に SAO より連絡されてくる衛星の 軌道要素を基として天文台の電子計算機を用いて行なっている。計 算機としては今後これを,日立電子株式会社の協力により日立科学 計算用小形計算機 HITAC 10 に切り換える予定でいる。

SAO から連絡される要素は,要素を与えた時刻,軌道長半径,近 地点平均離角の二次の時間変化率,軌道傾斜角,軌道離心率,昇交 点経度,昇交点経度時間変化率,近地点引数,近地点引数時間変化 率,近地点平均離角,近地点平均離角の一次の時間変化率,軌道離 心率の時間変化率などであって,これに観測地点の緯度,経度およ

けた試作装置の設置状況を示したものである。 以上のほか衛星測距の精度を上げるためには,装置自体の光線折 返し時間を測定し,装置内部の遅延時間をあらかじめ知って,これ により測距時間に補正を施す必要がある。この目的に図11のよう な標的板を約900 m 離した地点に設置した。 この標的板は写真に示すように光軸の平行調整のためレーザ送信

び高度,観測を始める時刻,観測を終える時刻,予報時間間隔など を計算機の入力データとして与えることにより,衛星の予測軌道が 計算できるようになっている。

計算機による計算結果は現在仰角,方位角,直距離,SHINE・DARK の別,レーザ光往復予測時間,地心角,位相角などの各項目を20 秒間隔で求めプリントアウトする。一方,テープ(8単位電算機用)

			時 刻	レーザ	連続測距回数		
衛 星 名 称	H	時	( <b>J</b> S <b>T</b> )	測距回数	$2_s$	3s	4s
GEOS-B	8 Ju	n. '69	$22^{h}25^{m}00^{s} \sim 31^{m}00^{s}$	8	1	1	0
DIADEME-2	9 Ju	n. '69	02 33 00 $\sim$ 39 00	17	1	1	1
DIADEME-2	10 Ju	n. '69	02 22 00 $\sim$ 28 00	24	6	0	1

表3 測 距 結 果

には毎秒の仰角,方位角に特殊なバイアス値を付加したものを0.1度 単位でせん孔し角度プログラム装置に実験時に入れる。このバイア ス値は架台に取り付けたポテンショメータの取り付け角によって決 まる定数であって, Az のほうは1回転に1個所の不連続点がある。

# 5.4 現地試験結果および考察

われわれは以上試作した装置により昭和43年12月から現地試験 を実施してきたが,実際に衛星を測距するに必要な諸機能の追加,天 候そのほかの理由により衛星予報軌道数160パスを数えたにもかか わらずデータを得るに至らなかった。すなわち,昭和44年3月~6 月は全期間を通じて実験に好都合な快晴の日は数日しかなかった。

しかるに昭和44年6月8日~10日,月令と快晴に恵まれ,実験 を実施したところ,6月8日22時27分00秒(JST)日本上空を北 から南に進行中のGEOS-B衛星からの反射光線の受信に成功, 1,638.886kmの点で発見した。

本試験は6月7日~10日, GEOS-B, DIADEME-1, DIADEME-2 の3個の衛星に対して1日4パス,計16パスについて実施したもの で,このうち天候の理由から表3のように8~10日の3パスに対し 測距データを得たものである。





図13はこれらの結果のうち,10日の DIADEME-2 のパスについてレーザ発射時刻対レーザ光往復時間を電算機の予測値とを合わせてプロットしたものである。

以上の試験結果では光電子増倍管の冷却は行なわれず,常温であったために,光電子増倍管自体の発生する雑音によってカウンタが 動作する可能性もじゅうぶんあった。しかしながら,追跡試験中テ ープレコーダが録音した観測中の状況から衛星がレーザの光軸を示 す十字線の中心にあった時刻を正確に知ることができたが,これか ら試験終了後解析した結果,図中にプロットされた測距時刻と全く 一致することを見出した。また1個所に数点の測距が2~4秒間の 期間に1秒間隔で得られたことは上記の光電子増倍管のダークノイ ズのランダム性からは考えられないところである。

さらに測距値が人工衛星からの戻り光によるものであることを確 認するため次の検定を行なった。すなわち図14のように、観測時 間を横軸,衛星までの距離を縦軸にとりレーザの測距した測距値の 曲線を O,軌道計算により得た距離の予測値の曲線を C とすれば, C は一般に O に対し 0 ~ 5 秒程度の時間のずれを伴うものである。 そこでいま,レーザの測距した時刻における C の値を,このずれを 考慮せずに個々に電算機で計算し直し,代数的にそれぞれ O-C の 差をとれば,O が真の測定値であれば図中L のように時間に対しほ ぼ直線となる。一方,測距値がたとえば光電子増倍管の雑音のよう なランダムなものであればこのような直線には並び得ない。われわ れはこの手法により検定した結果,3パスともに O-C が直線上に 約 30 ns の偏差で並ぶことが確認された。以上により人工衛星から の受信波による測距であることが明らかとなった。



あり、まことに貴重なものである。

— 51 —

アメリカの例にならってわが国においてもレーザ方式が宇宙開発 の追跡技術にとり入れられる日も近いことと考えられる。現在,日 立製作所においてはさらに実用面からの改善を加味しながら試験を 繰返し経験をつみつつあるが,本機およびそれに続く機械によって より多くの実績を得,人工衛星レーザ追跡技術の向上に努めたいと 考えている。関係各方面のご協力をお願いする次第である。

終わりに本研究の企画以来終始ご指導をいただいた東京大学宇宙 航空研究所斎藤成文教授ほか関係各位,また研究の全期間直接ご協 力,ご指導いただいた東京大学東京天文台広瀬秀雄博士ほか天体掃 索部,計算施設のかたがたに心からの謝意を表するとともに,今後 のご指導をお願いする次第である。

また本研究は昭和42年度の通産省鉱工業技術試験研究補助金を えて行なったものであり、同電気試験所桜井健二郎博士ならびに東 京通産局のかたがたに深謝する。

## 参考文献

- (1) T.S. Johnson, et al: IEEE QE3, No. 11, p. 435~439 (Nov. '67)
- (2) C.G. Lehr, et al: SAO Special Report No. 215 (Jun.

6.	結	言
以上のとおり本装置は現	見地試験によって	こ,装置性能に関するもの
はもちろん,実衛星追跡性	生能,望遠鏡も含	含めた光学系の総合試験を
実施し,ほぼ所期の性能を	を確認することか	ぶできた。これらの各種試
験を通じて得られた試験ラ	データは,その-	-つ-つが初めてのもので

'66)
(3) H.H. Plotkin: Laser Reflections from the Beacon Explore Satellite" Unclassified. p. 311~339, GSFC, NASA
(4) C.G. Lehr et al: Laser Ranging to Satellites SAO Prague COSPAR, (May '69)
(5) 竹内: 天文月報 62, 2, p. 39~42, (Feb. '69)
(6) 冨田ほか: レーザによる月との交信, 光学技術コンタクト Vol.7, No.9, p. 32~38