

III. 5 関 連 技 術

—衛星レーザ測距装置—

国森 裕生*¹ 今村 國康*¹ 高橋富士信*¹

板部 敏和*² 有賀 規*³ 山本 淳*⁴

(平成元年10月6日受理)

III. 5 ASSOCIATED TECHNOLOGY —SATELLITE LASER RANGING SYSTEM—

By

Hiroo KUNIMORI, Kuniyasu IMAMURA, Fujinobu TAKAHASHI,
Toshikazu ITABE, Tadashi ARUGA, and Atsushi YAMAMOTO

The Communications Research Laboratory (CRL) has developed a Satellite Laser Ranging (SLR) system as one of facilities in the Space Optical Communication Research Center in Tokyo.

The purpose of the SLR system is for global positioning, earth rotation measurement, satellite orbit determination and time transfer as well as for collocation with VLBI. The SLR has a principle of measurement on the basis of the dynamical earth-satellite system, and it is far different from that of VLBI. So the SLR is not only a rival technique for VLBI but also a joint technique because their geodetic accuracy both approach less than 1 cm.

The CRL-SLR system is composed of a Nd : YAG laser, transmission/reception optical system with an 1.5 m ϕ telescope, a receiver (photo multiplier and discriminator), a timing system, and control computer. Telescope pointing is calibrated with a precision of 2~3 arcsec using the FK4 stars. The telescope reference point is measured by internal ranging and is also connected to the VLBI reference point nearby by land surveying within a precision of 2 cm.

The ranging precision of 1 cm is also obtained by internal calibration ranging and terrestrial ranging.

1. は じ め に

衛星レーザ測距 (Satellite Laser Ranging : SLR) 装置は、逆反射鏡をもつターゲット (衛星) に対しレーザ光を放射し、反射された光を望遠鏡で受信、その往復経過時間、つまり衛星までの距離を高精度に測定する装置である。

衛星と地上局間の測距データを解析することにより、地上局の3次元の測位、地球回転、プレート運動の測定

や衛星の軌道決定など汎地球規模の力学現象の測定に用いることができる。

衛星レーザ測距の初の観測は1964年、米国 NASA (National Aeronautics and Space Administration) の GSFC (Goddard Space Flight Center) グループにより当時の BEACON-EXPLORER-B 衛星に対し行われた⁽¹⁾。この時はルビーレーザを使用、測定精度は数 m であった。

その後、NASA の地球力学プロジェクト (CDP : Crustal Dynamics Project) がスタートする際、SLR 専用衛星が1975年 (STARLETTE : 仏)、76年 (LAGE OS : 米) と打ち上げられ、86年には日本による中高度の測地専用衛星「あじさい」が、89年にはソ連による高

*1 標準測定部 周波数・時刻比較研究室

*2 電波応用部 光計測研究室

*3 宇宙通信部 宇宙技術研究室

*4 電気通信大学

第1表 世界の SLR 局と測距精度
1988年 LAGEOS クイックデータ⁽²⁾⁽³⁾
(* はデータ不明または解析中)

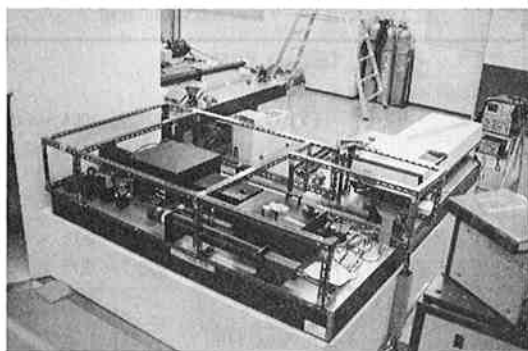
地 域	SLR 局	国 名	固定/移動	パス数	bad データ率	測距精度 cm	VLBI 局	備 考
北 米	McDonald	米国テキサス	固定	300	3.4	3.6	Fort Davis	月レーザ
	Otay	米国カリフォルニア	移動TLRS-3	59	13.9	1.4		
	Mojave	米国カリフォルニア	移動TLRS-3	58	14.5	1.4	Mojave	
	Haystack	米国マサチューセツ	移動TLRS-1	60	8.2	1.3	Westford	
	Platteville	米国コロラド	移動MTLRS-1	74	0.7	5.5	Mobile	
	Owens Valley	米国カリフォルニア	移動MTLRS-1	60	0.2	5.6	Owens	
	Richmond	米国フロリダ	移動MTLRS-1	49	3.9	5.4	Richmond	
	Quincy	米国カリフォルニア	移動MBLS-8	309	0.9	0.9	Mobile	
	GSFC	米国メリーランド	移動MBLS-7	236	2.7	1.0		
	Monmnt Peak	米国カリフォルニア	移動MBLS-4	375	1.4	1.1	Mobile	
欧 州	Grasse	フランス	固定	561	1.4	2.4		月レーザ
	Greenwice	英国	固定	473	2.7	4.4		
	Matera	イタリア	固定	212	11.5	12.4	Matera	
	Zimmerwald	スイス	固定	158	1.8	7.6		
	Graz	オーストリア	固定	139	2.5	2.1		
	Wetzell	西ドイツ	固定	78	6.1	5.1	Wetzell	
	Potsdam	東ドイツ	固定	65	32.3	13.1		
	RIGA	ソ連ラトビア	固定	56	85.3	13.1		
	Borowiec	ポーランド	固定	32	*	23.0		
	Metsahovi	フィンランド	固定	2	*	*		
	Kootwijk	オランダ	移動MTLRS-2	52	6.5	5.1		
	Cagliari	イタリア	移動MTLRS-2	46	3.7	5.2		
	Medicina	イタリア	移動MTLRS-2	8	0.5	6.0		
中 南 米	Arequipa	ペルー	固定	218	26.2	13.4		
	Santiago-Cuba	キューバ	固定	66	64.6	14.1		
	Cabo San Lucas	メキシコ	移動TLRS-1	47	2.7	1.2		
	Mazatlan	メキシコ	移動MBLS-6	142	3.9	0.9		
太 平 洋	Haleakala	米国ハワイ	固定	243	7.1	2.9		月レーザ
	Huahine	ポリネシア仏領	移動TLRS-2	40	8.7	2.5		
	Easter Island	チリ	移動TLRS-2	35	3.7	3.0		
極 東	下里	日本	固定	87	3.9	3.7		
	父島	日本	移動HTLRS	*	*	*		
	上海	中国	固定	36	25.4	6.9	上海佘山	
豪 州	Orroral	オーストラリア	固定	168	3.9	1.7		(月レーザ)
	Yaragadee	オーストラリア	移動MBLS-5	222	2.1	1.0		
中 東	Helwan	エジプト	固定	43	2.5	3.4		
	Bar Giyyola	イスラエル	移動MBLS-2	2	7.6	8.7		

高度の測地衛星 2 基 (ETALON 1, 2) が打ち上げられ、測距可能な衛星も次第に増えてきた。地上局は、第 1 表⁽²⁾⁽³⁾に示すように、北米、欧州を中心に世界に 30 局以上設置されてきており、装置も安定で出力の大きい短いパルスを生み出すレーザ装置が開発されるなど、測距精度も 80 年代に 10 cm を切り、最近では 1 cm に達する装置も出てきた^{(4)~(7)}。これは、VLBI の基線決定精度の向上の歴史に符合する。

SLR で得られる測定量は、地球重心に準拠した衛星

の力学的な運動に基づいており、無限遠の準星等の位置に準拠した幾何学的な測定を行う VLBI とは本質的に異なっている。この意味で SLR と VLBI は、単に宇宙測地技術のライバルとしてではなく、異なる原理による測定結果をお互いに比較・補完しながら発展すべき宇宙測地の 2 大技術としてとらえることができる。

日本では、東京天文台 (現在の国立天文台) 堂平観測所等でのパイオニアの観測から、現在では海上保安庁水路部下里水路観測所が CDP に参加し定期的な観測を行



第1図 衛星レーザ測距装置の外観

っている。

通信総合研究所では、1987年小金井本所に設置された宇宙光通信地上センター⁽⁶⁾の観測装置の一つとして、世界トップレベルの性能をもつ衛星レーザ測距装置を導入した。装置の外観を第1図に示す。

本装置を導入した理由は、VLBI に匹敵するその測位精度により、測地衛星による地上位置や地球回転の測定、衛星の軌道決定の研究を行うとともに、VLBI や GPS (Global Positioning System) との同時運用による測位比較実験、さらに、米パルスを用いた超高精度時刻伝送の基礎実験等に利用するためである。

本論文では、以下に、衛星レーザ測距装置の各部の概

要と性能について述べる。また、SLR 基準点の位置測量や望遠鏡の軸較正観測結果および、地上ターゲット測路等の試験観測結果について述べる。

2. 衛星レーザ測距システムの概要

2.1 構成要素

一般に、衛星レーザ測距装置を機能的にみると、第2図のような基本構成となる。また、測距精度・精度に関連するシステム全体の誤差起源には、第2表の項目が挙げられる⁽⁴⁾。

(1) パルスレーザ装置

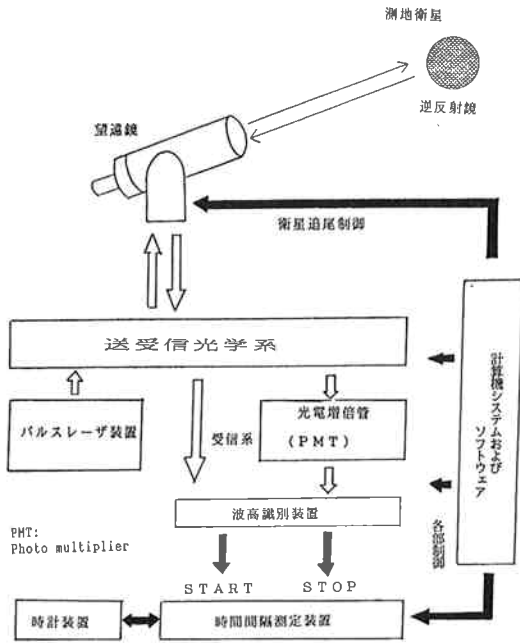
パルス幅が短く、かつ1パルスあたりのエネルギーの大きいレーザ装置を使用する。これにより、リターンパルスの立ち上がり検出の精度向上およびリターン光子数を増やすことができる。マルチモード共振等の不安定な動作は、パルスの個数や波形の変動をまねき測距誤差を増大させる。また、パルスの繰り返し周期が短いほど、運動する衛星に対するリターンの確率を高めることができる。

(2) 送受信光学系

発生させたレーザ光を効率よく望遠鏡送信部へ導き、また望遠鏡でとらえた衛星からのリターンパルスをロスなく、かつノイズのフィルタリングを行いながら受信部へ導く。送信ビームの一部はスタートパルスとして検出

第2表 衛星レーザ測距装置の誤差起源⁽⁴⁾

誤差起源	タイプ	誤差起源	タイプ
[レーザ装置]		[局内遅延較正/サーベイ]	
マルチモード効果	システムティック	光波測距儀精度	ランダム
パルス形変動	ランダム	大気効果	システムティック
[送受信系全体]		光波測距儀位置	システムティック
光学的S/N比	ランダム	較正ドリフト	システムティック
[光電増倍管:PMT]		[大気]	
応答時間	システムティック	気象測定器	システムティック
通過時間ジッター	ランダム	モデル	システムティック
入力光子数増減	システムティック	ゆらぎ	ランダム
入力光子像位置	システムティック	[衛星, 局位置]	
バックグラウンドノイズ	システムティック	衛星重心オフセット	システムティック
[波高識別装置]		リターンパルス重なり効果	ランダム
入力強度依存ウォーク	システムティック	軌道モデル	システムティック
ジッター	ランダム	局位置設定誤差	システムティック
入力パルス幅依存性	ランダム	[人為誤差]	
[時間間隔測定装置/時計装置]		PMT, 波高識別装置のスレッシュホールド等の設定	システムティック
周波数オフセット	システムティック	ミス	システムティック
位相ノイズ	ランダム	各種較正(カウンタ, 局内遅延測量, 発振器, 気象測定器等)のミス	システムティック
カウンタ線形性・安定性	システムティック		
カウンタ分解能	ランダム		
時刻エポック誤差	システムティック		



第2図 衛星レーザ測距装置の基本構成

される。レーザ装置から望遠鏡出口まで、ビーム径、幅が調整され、送信ビームと受信ビームの分離が行われなければならない。また、校正用のパスが設定できること、送受信パスのアライメント調整が容易なことも重要である。

(3) 受信部

受信されたわずかな光子(フォトン)を光電子に変換し増幅する光電増倍管,そこからの様々な形,エネルギーをもったパルスの波形整形を行う波高識別装置からなる。光電増倍管の量子効率,フォトン検出に重要な量であり,一方,応答時間の入力フォトン数や像位置による依存性,ジッタ等は誤差の起源となる。

波高識別装置についても,出力パルス立ち上がり時間の入力パルス強度・幅依存性が測距精度を決定づける。

(4) 時計装置(時間間隔測定装置)

発射パルスと受信されたパルスとの時間間隔を精密に測定する。また,時系を維持し,システム各部に正常なタイミングを供給する。

時間間隔測定装置(カウンタ)の原振となる時計装置の(短期)安定度,周波数オフセットはそのまま測距値のゆらぎに反映される。カウンタの分解能およびカウント値の校正(線形性,安定性)の正確さは,測距精度と確度を定める重要なファクタである。

また,時計のUTCからのずれは,衛星のトラッキングに影響を与える。

(5) 計算機システムおよびソフトウェア

第3表 衛星レーザ測距装置各部の仕様

[パルスレーザ装置] Quantel YG501C	
送信波長	: $\lambda=532\text{ nm}$ (YAG レーザの共振波長 1064 nm の第2高調波)
出力エネルギー	: 100 mJ/pulse (通常運用時)
パルス幅	: 100 ps \pm 15%
パルス繰り返しレート	: 10 \pm 0.2 PPS (通常運用時)
出力安定度	: 平均パルスエネルギーの7%以内
[送受信光学系]	
焦点	: クーデ焦点利用
送受信パスの分離	: ミラー付き回転シャッター
受信開口直径	: 1.5 m
有効受信開口面積	: 約 1.7 m ²
校正用パス	: 副鏡支持アームおよび光学テーブル上折り返しパス
空間フィルタ	: 4, 8, 16, 32, 50 秒角 選択
スペクトルフィルタ	: 1, 10 Å より選択
送信効率	: ~70%
受信効率	: ~30%

[受信部] RCA C31034A (PMT), ITT F4129f z-PMT (MCP), TENNELEC TC454 (波高識別装置)

立ち上がり時間	PMT: 2.5 ns MCP: 100 ps
量子効率	PMT: 20~22% MCP: 8~10%
遅延変動	TC454: <30 psec (入力パルス電圧: -25 mV~-2.5 V)

[時間間隔測定部, 時計装置] Lecroy2229A (カウンタ)

FTS1050 (Trimble5000A) (GPS 受信機)	
ゲート幅	: 20 ns~1.3 ms 可変 (20 nsステップ幅)
ストップチャネル数	: 4
測定精度	: ~10 psec
測距基準信号(X'TAL)	: 安定度 (1.5 \times 10 ⁻¹¹ @10ms, 5 \times 10 ⁻¹² @1s)
時刻同期精度	: UTC と 100 ns 以内同期

[望遠鏡駆動]

方位角 (AZ) 駆動速度	: 最大15°/秒
仰角 (EL) 駆動速度	: 最大 5°/秒
指向精度	: ~1 秒角 (エンコーダ分解能 0.36秒角)

[その他]

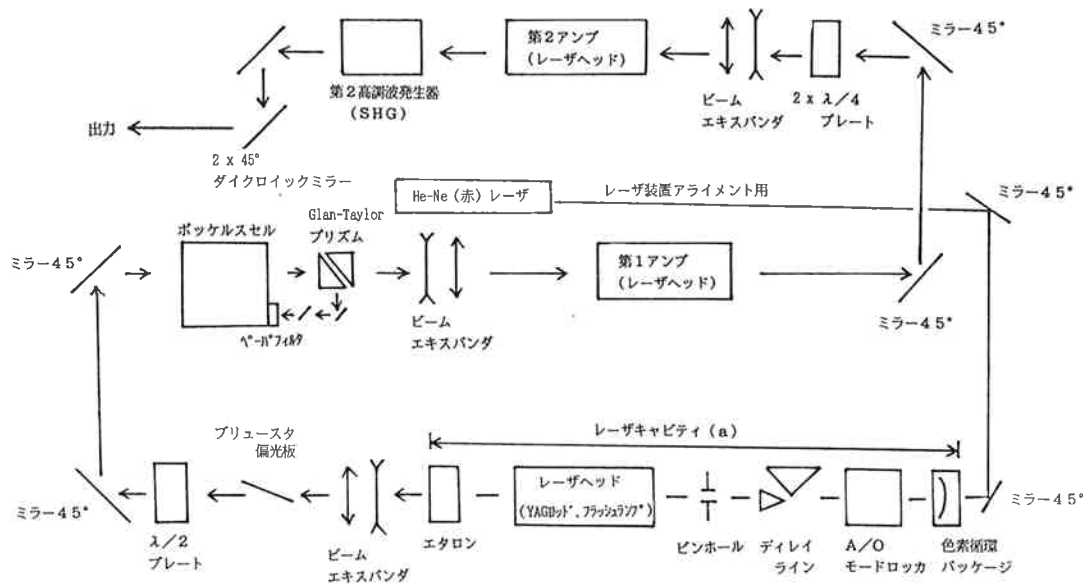
気象測定器	: 測定精度 温度(0.1°C), 気圧(0.3 mb), 湿度(3%)
-------	--------------------------------------

衛星追尾のための望遠鏡の駆動制御をはじめ, レーザ, 送受信光学系, 受信装置, 時間間隔測定装置を制御しデータを収集する。また, 衛星の軌道計算, 取得データの編集・解析を行う。

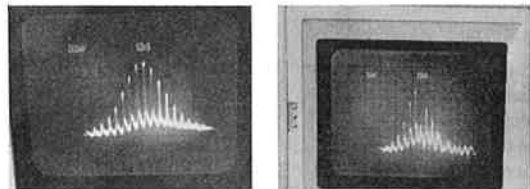
2.2 通信総研衛星レーザ測距装置

第3表に本装置各部の主な仕様を示す。

2.2.1 パルスレーザ装置



第3図 レーザ装置内部構成



第4図 YAG レーザのモードロックされた波形例
左：キャビティ出力後
右：ポッケルスセルで中央のパルスが抜かれた後

レーザは、Nd : YAG モードロックレーザを使用している。

第3図にレーザ装置の内部構成を示す。

キセノンフラッシュランプでレーザ媒質 Nd : YAG ($\text{Nd}^{3+}\text{Y}_3\text{Al}_5\text{O}_{12}$) ロッドが励起され、エタロン (波長選択性ハーフミラー) と色素循環パッケージ内の反射鏡を両端とするレーザキャビティ内 (図3中 a 部分) で発振を開始する。キャビティ内ではごく短いパルスを得るため、超音波による光の回折効果を利用した A/O モードロッカーおよび過飽和吸収体色素によってレーザの発振スペクトルモードの位相同期 (モードロック) が行われる。このほかキャビティ内には、キャビティ長の調節のためにディレイラインが、また、レーザ光をシングルモードにするためにピンホールが設置されている。

エタロンからのレーザ出力は、ビームエキスパンダーを通り偏波板に入射する。偏波板はプリュースター角になるように設置されており、ここを通過したレーザ光は水平に偏光される。λ/2 板で偏波面を 90° 回転され、2

つのミラーを介してポッケルスセルに入射する。ポッケルスセル内では両端に偏光子を 90° 傾けて設置しており、電気光学効果により、入射してくる鋸山状の光パルス列の中の一番大きなパルスだけが出口の偏光子を通過するように電界が与えられる。これにより出力レーザ光は単一パルスとなる。第4図にモードロックされたパルス波形の例を示す。

このあとレーザ光は2つのアンプを経由し所要のエネルギーを得た後、第2高調波発生器 (SHG : Second Harmonic Generator) により、YAG レーザの発振波長 1064 nm (赤外) の光から 532 nm (緑) の光が作られる。SHG には非線形結晶を用い、変換効率率は 40~50% である。緑の波長を使う理由は、大気の減衰を受けにくいことと、現在得られる高性能な光電子増倍管を利用するためである。最後に、レーザ光は波長選択性のある2つのダイクロイックミラー (Dichroic Mirror) によりレーザ装置の外へ導かれる。

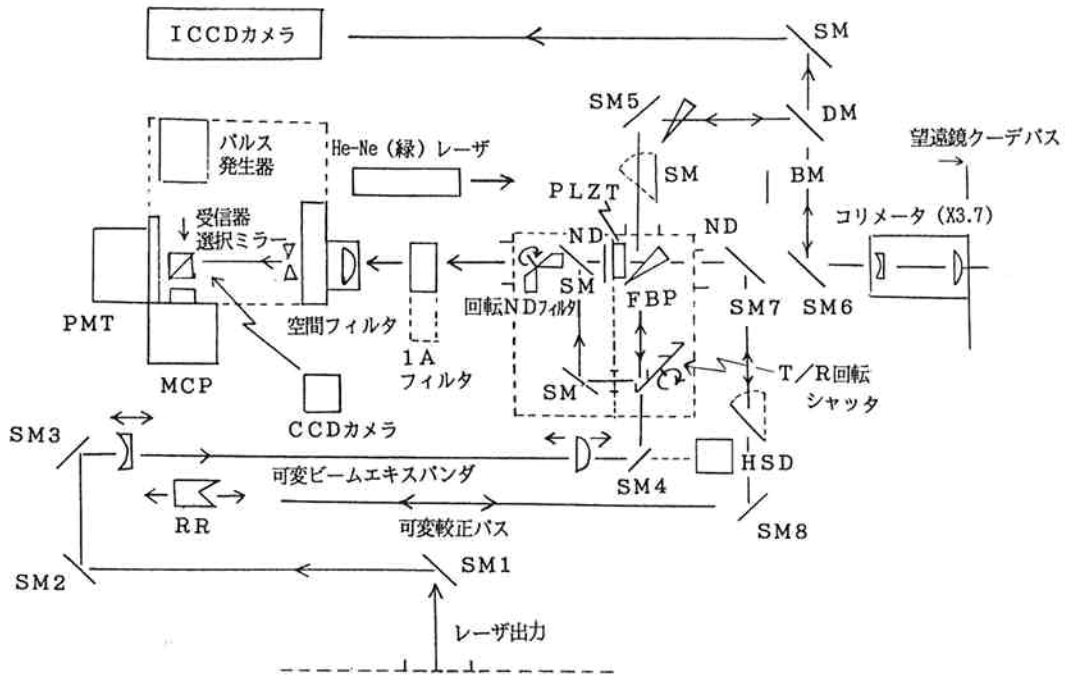
本レーザ部により、パルス幅 100 ps、出力 100 mJ/パルス、パルス周期 10 pps を実現できる。レーザ出力エネルギー、パルス周期はキャビティ内およびアンプ内のフラッシュランプの発光間隔および発光強度の調節により可変できる。

2.2.2 送受信光学系および望遠鏡

第3図に送受信光学系の構成を示す。

〔送信パス〕

出力レーザ光は、3つのミラーにより可変ビームエキスパンダーに入り、ビーム径を所要の太さに設定され、



第5図 送受信光学系の構成

- | | |
|-------------------|---|
| RR : 逆反射鏡 | PLZT : Lead Lanthanum Zirconate Titanate フィルタ |
| DM : ダイクロイックミラー | CCD : Charge coupled device |
| SM : ステアリングミラー | ND : Neutral Density フィルタ |
| BM : バックミラー | PMT : Photo Multiplier tube |
| FBP : フィードバックプレート | MCP : Micro Channel Plate |
| HSD : 高速ダイオードセンサ | |

ステアリングミラーで反射し、送受信 (T/R) 回転シャッターに向かう。この可変ビームエキスパンダにより送信ビーム広がり角を望遠鏡回折限界 (0.1 秒角) から 30 秒角の範囲で設定できる。(実際には、これに大気のスイング (数秒~10秒角) の影響を受ける。)

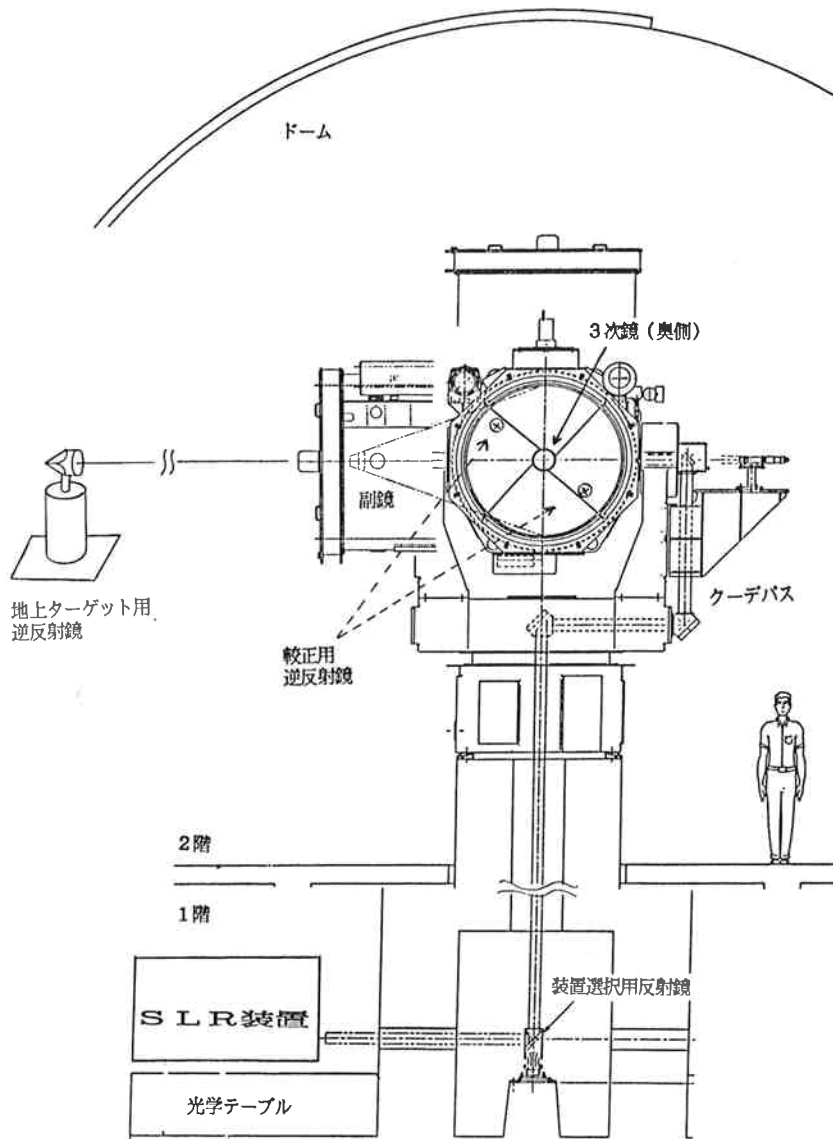
ステアリングミラーの後方には、HSD (ハイスピードダイオード) があり、ステアリングミラーを透過した微弱なレーザー光をスタートパルスとして検出する。回転シャッター上の2箇所には、直径約 4 cm の送信口があり、送信口を抜けたレーザー光のほとんどは FBP (フィードバックプレート) を透過するが、約 0.3% の光は反射し可変較正パスに向かう。透過したレーザー光はステアリングミラー、ダイクロイックミラーによりクーデ系とのインターフェースとなっているコリメータに入射し、望遠鏡クーデパスをとおる望遠鏡主鏡から宇宙空間へ発射される。

〔受信パス〕

衛星により反射されたレーザーパルスは、直径1.5 m の望遠鏡により集光され、送信パスと同じクーデパスからコリメータへ戻ってくる。光はステアリングミラーで反

射されダイクロイックミラーに向かうが、ダイクロイックミラーは波長選択性があり、532 nm 付近の光だけが反射され、他の波長の光はこのミラーを透過して増幅型 CCD カメラへ向かう。増幅型 CCD カメラは星像等の観測用である。反射された光は、ステアリングミラー、FBPを通り T/R 回転シャッターの鏡面で反射され2つのステアリングミラーにより空間フィルタに入射する。空間フィルタ (ピンホール) は 4, 8, 16, 32, 50 秒角に設定でき、1 Å, 10 Å フィルタとともに、ターゲット位置の不確実性や背景ノイズの多少等の観測条件により選択して挿入できる。空間フィルタを通過した光は受信装置に達する。受信装置の選択は、2つの可動式ミラーによって行う。選択できる受信装置には、PMT (Photo Multiplier Tube), MCP (Micro Channel Plate), CCD (Charge Coupled Device) カメラの3種類がある。

受信パスのアライメントは、付属の He-Ne レーザ (緑) の光軸を YAG レーザの送信軸と望遠鏡出口の中心軸に合わせ、かつ T/R ミラーを受信ポジションにした時、PMT 開口面の中央に来るように受信側ミラーを



第6図 望遠鏡システムと光経路

調節することによって行う。

〔校正パス〕

校正パスには、リアルタイム校正用の望遠鏡内固定校正パスと、オフライン時に時間間隔測定の絶対校正を行うための光学テーブル上可変校正パスがある。

固定校正パスは、望遠鏡副反射鏡支持アームに取り付けた2つの逆反射鏡に反射したレーザー光を使用するもので、往復レンジ（生データ）は約 185 ns である。この時 T/R 回転シャッターは送信ポジションにあり、過大エネルギーをもつ反射光を受信機側に向かうのを遮断する。反射光は FBP で反射され PLZT に入射する。

PLZT の透過率は印加電圧によって制御でき、回転 ND (Neutral Density) フィルタと同様に受信装置に入るエネルギーを制限するために使用される。反射光は、受信パス最後のステアリングミラーの後面から前面に抜け、回転 ND フィルタを透過後、受信パスと同じ経路をたどって受信装置に達する。この2つの逆反射鏡のリターンイメージは、受信機開口面に取り付け可能な接眼レンズのアイピース上で直接観察でき、送信ビームが正しく望遠鏡の向きにアライメントされているかのチェックにも用いる。

テーブル上可変校正パスは、FBP の反射光が光学テ

ープル上の逆反射鏡に達し、反射されたレーザ光を用いる点が固定校正パスと異なる。逆反射鏡は約 2 m の光学レール上を移動可能で、レール上には 1 mm 刻みの目盛りが打ってある。この可動範囲内で逆反射鏡を移動させて、それぞれの測距データを取得し、時間間隔測定装置のカウント値の校正を行うことができる。

〔望遠鏡〕

望遠鏡は口径 1.5 m、有効受信面積約 1.7 m² で世界の SLR 局では有数の集光力をもっている。駆動形式は Azimuth-Elevation 式で、15°/秒 (AZ)、5°/秒 (EL) の最大駆動速度をもつ。低高度・高速の衛星、例えば地上高度約 700 km の STARLETTE 衛星においても天頂付近 (87.0°) 通過時のトラッキングが可能である。望遠鏡内の光学パスを第 6 図に示す。主鏡で受けた光は、クーデ焦点用副鏡から 3 次鏡をとおり 3 つのミラーを介し階下クーデルームの装置選択用反射鏡に導かれ、ここでコリメータを介して SLR 装置とインターフェースされる。送信パスも受信パスと全く同じパスを利用する。

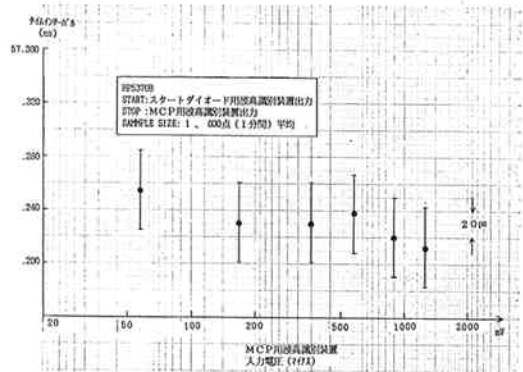
また、望遠鏡の AZ-EL 直交点は 3 次鏡の中心付近にあり、望遠鏡の向きによらないレーザビーム延長線上の不動点である。この点が、VLBI アンテナの場合と同様 SLR の基準点となる。

2.2.3 受信部

衛星から戻ってきた光は、光電効果を利用して光電子に変換されるが、受光部に到達する光は、大気、空気および望遠鏡内部で減衰し、数フォトンレベルのエネルギーになっている場合が多い。光電増倍管は、たたき出された光電子を 10 数段の縦列配置された陽極により、加速増幅し信号を検出するもので、1 光電子レベルの信号の検出が可能である。光電増倍管には通常の PMT タイプのほか MCP タイプが用意されている。

MCP は、直径 10 μm のガラス毛細管を数百万本たばね、それを 1 mm 以下の厚さのディスクに輪切りにしたもので、毛細管の内壁には二次電子を放出する物質がコーティングされている。これにより光電子の増幅を急激に行うことができ、測距精度を決定付けるパルスの立ち上がり時間を短くできるという特徴がある。

光電増倍管の出力は、入力信号レベル依存性の少ない波高識別装置によって、パルス高を次の時間間隔測定装置の入力レベルに調整される。本装置に使用されている波高識別装置は入力パルスの電圧が 2 桁程度変化しても、出力の立ち上がり時間のウォークが約 30 ps 以内におさまる能力を持っている。波高識別装置の調整は、校正パスの測定で PLZT の電圧を変化させ、光電増倍管を 1〜数光電子レベルのスレッシュホールドに設定することによって行う。波高識別装置の応答測定例を第 7 図に



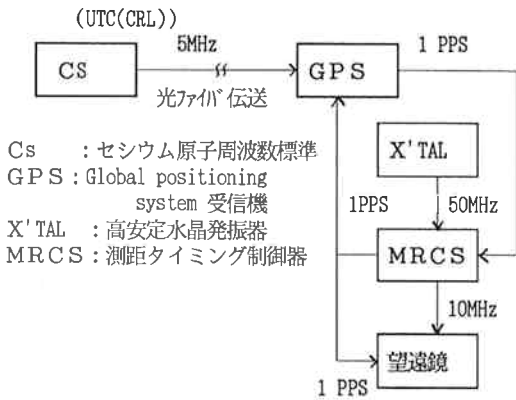
第 7 図 波高識別装置の応答測定例

第 4 表 種々の衛星ターゲットとリターンフォトン数
送信ビーム幅は、「あじさい」で掛け、「Moon」でせよめた。

衛星	項目	あじさい	LAGEOS	ETALON	Moon
レーザー	レーザーパワー (mJ/パルス)	100	100	100	100
	波長(m)	532	532	532	532
送信	送信フォトン数	2.7E+17	2.7E+17	2.7E+17	2.7E+17
受信	送信効率(%)	70	70	70	70
	大気ロス (片道%)	40	40	40	40
	ターゲット反射効率 (%)	70	70	70	70
	受信効率(%)	30	30	30	30
総合	総合往復効率 (%)	5.3	5.3	5.3	5.3
ターゲット	ターゲット平均距離 (km)	2000	8000	25000	380000
	送信ビーム幅 (μ rad)	150	50	50	30
	ターゲット有効反射面積(m ²)	0.04	0.04	0.04	0.25
	反射ビーム幅 (μ rad)	30	30	30	30
望遠鏡有効受信面積 (m ²)	1.7	1.7	1.7	1.7	
総空間ロス	総空間ロスファクタ	3.4E-10	1.2E-11	1.3E-13	4.1E-17
受信	受信光子数(個)	4.8E+06	1.7E+05	1.8E+03	0.6E+00

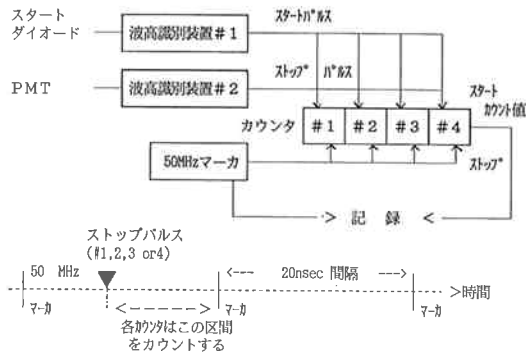
示す。

また、第 4 表に本受信部及びレーザー、送受信光学系を用いた場合の受信光子数の計算例を示す。本装置の性能としては、月レーザ測距をする以外は検出に十分な光子のリターンが望め、静止衛星クラスのレンジングも十分に可能である。月レーザ測距の場合でも、シーイング条

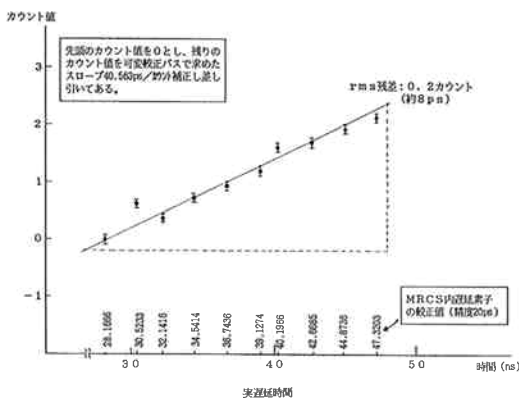


Cs : セシウム原子周波数標準
 GPS : Global positioning system 受信機
 X' TAL : 高安定水晶発振器
 MRCS : 測距タイミング制御器

第8図 衛星レーザ測距装置の時系の構成



第9図 時間間隔の測定システム



第10図 時間間隔測定装置の校正例

第4カウンタ: 54回(約1時間)繰り返し測定

件がよい時、あと一步(感度の高いPMTの利用, レーザパワーのアップ)で月からのリターンの光子検出が可能と考えられる。

2.2.4 時系および時間間隔測定装置

SLR で使用する時系の構成を第8図に示す。SLR の

個々の測距では、通常 10 ms~100 ms の時間間隔を測定するため、基準信号源にはこの間の安定度にすぐれたものが必要となる。

測距タイミング制御器 (MRCS) のマスタークロックは、測地衛星トラッキング中は短期安定度の優れた高安定水晶時計でドライブされるが、長期的時系を維持するため、観測の前に GPS レシーバからの 1 pps でリセットされる。また、MRCS からの基準時刻信号は望遠鏡の駆動制御にも使用される。

GPS レシーバは、GPS 衛星が受信されている間は、衛星からの信号で時系を保持するが、GPS 衛星が見えないときは、光ファイバケーブルを介したセシウム (UTC (CRL)) からの基準信号 (5 MHz) でドライブされる。本光ファイバシステムは、将来の光パルス伝送による時刻比較システムに重要であり、基準信号伝送の際の安定度の評価も行っている⁽⁹⁾。

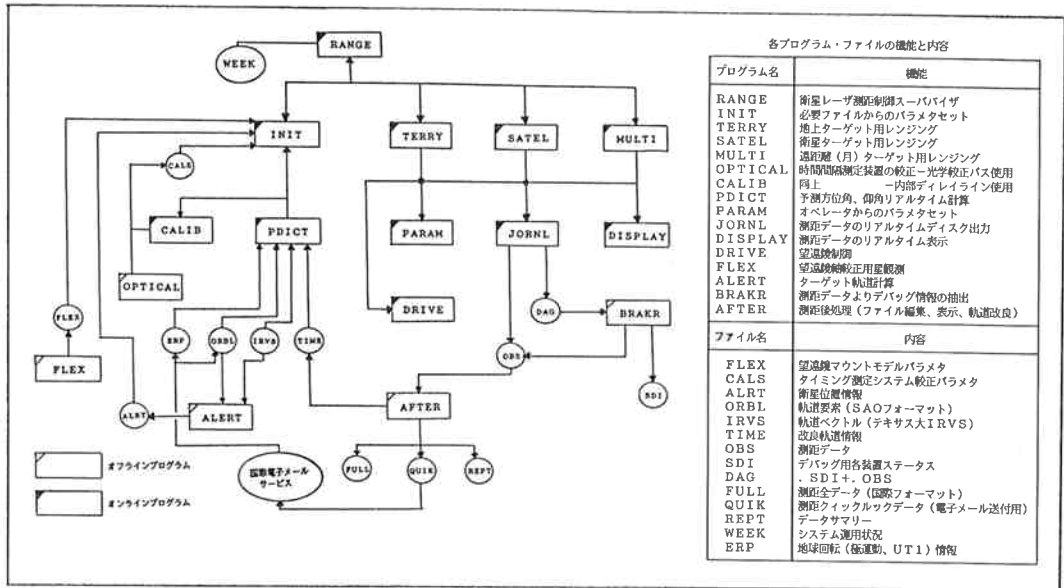
時間間隔測定装置は、MRCS の 50 MHz 基準信号で、まず 20 ns の分解能でタイミング測定が行われる。20 ns 以下については、4つの独立したカウンタによって分解能約 40 ps で計測が行われる。同時に4つのストップ信号までの発生時間間隔を記録できる。(第9図参照)

各カウンタは、独立した8つのチャンネルをもち、多数決論理により信頼性を上げている。そのカウント値と実時間(実距離)を対応付けるため、光学テーブル上の可変校正パスによる絶対校正測距を行い、各カウンタのオフセット(カウンタ間のカウント値の差)およびスロープ(各カウンタの1カウントあたりの遅延時間)を求めることができる。通常、このスロープ値を用いてMRCS内のプログラマブル遅延素子の実遅延時間を定期的に求め、実際のレンジングの直前に、再びカウンタの校正を自動的に行う。

第10図に、可変校正パスで決まったMRCS内遅延素子の遅延時間を、カウンタで計測したカウント値(1時間連続取得)を示す。スロープを一次式でフィッティングした後の、カウント値の r.m.s. は 0.2 カウント(約 8 ps)以内におさまっている。

2.2.5 計算機システムとソフトウェア

レーザ装置、送受信光学系、望遠鏡、時間間隔測定装置は、専用インタフェース装置を介してミニコンピュータ(HP1000-A900)によって制御される。本ミニコンピュータは、3 MB メモリ、500 MB ハードディスクを有し、処理速度は約 3 MIPS である。周辺機器としては、CRT ターミナル、グラフィックスターミナル、1600 bpiMT ドライブ、高速シリアルプリンタ、カラープロッタが用意され、また、測距データ収集時の高速タイミ



第11図 ソフトウェアの体系

ング制御のために、CAMAC インタフェースが採用されている。

第11図に本システムのソフトウェア体系を示す。オンライン時ソフトウェア RANGE は、まず観測の準備として、INIT により、ターゲットの位置、自局位置、地球回転、UTC、時間間隔測定装置校正、望遠鏡軸校正ファイルからセットアップ情報を抽出する。衛星軌道情報はあらかじめ、NASA の軌道要素またはテキスト大 IRV (Initial Ranging Vector) データを国際電子メール等によって入手しておく。次にターゲットの種類によって、TERRY (地上)、SATEL (衛星)、MULTI (月) が起動され、オペレータとの会話を通じながら、衛星のトラッキング、ハンドパドルによる望遠鏡のポインティング微調、レーザの発射、T/R 回転シャッターの回転制御、測距データの収集、O-C 表示等を行う。またオフラインソフトウェアとして、軸校正、観測計画作成、衛星 AZ-EL 計算と太陽方向警告、時間間隔測定装置の校正および測距データの一次処理のためのソフトウェアが用意されており、出力データは国際互換性有している。

測距データファイルは、1ショットあたり128バイトで、1パス(例えば LAGEOS で20分間)当り12000ショット、そのデータ容量は約1.5Mバイトとなる。

3. 望遠鏡基準点と局内遅延

3.1 SLR 基準点と VLBI 基準点との結合

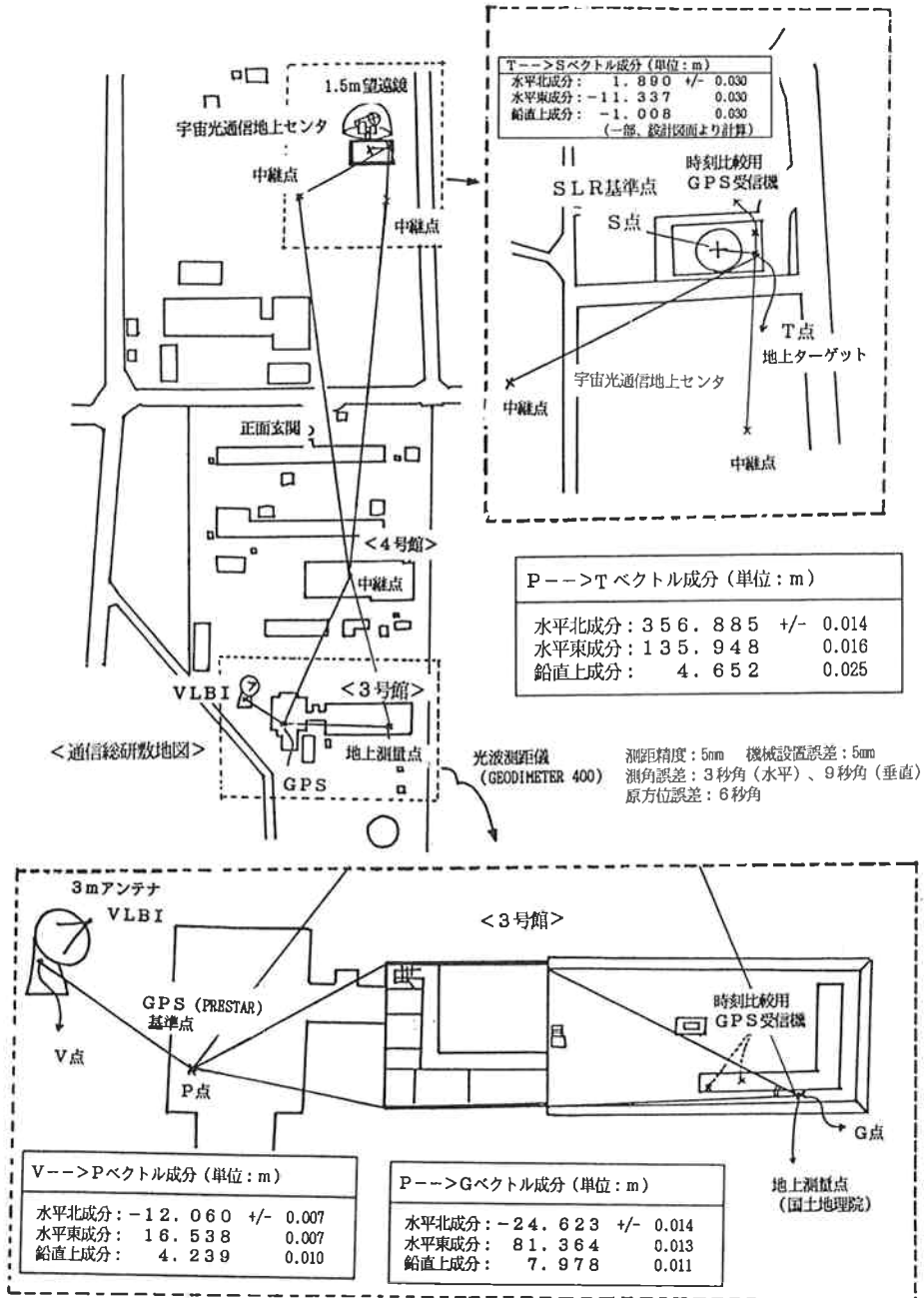
通信総研小金井本所には第12図に示すように、すでに

VLBI 超小型局および干渉測位型 GPS 受信機 (PRES-TAR) による基準点がある⁽¹⁰⁾。それらと宇宙光通信地上センター地上ターゲットとの間の関係を光波測距儀(ジオジメータ)により求めた。測定誤差は、ジオジメータの測距精度(5mm)、機械設置誤差(5mm)、測角誤差(3~9秒角)等により、各成分とも2~3cmで求まっている。

また、地上ターゲットと SLR 装置間は、光波測距儀(メコメータ)および一部設計図面より別途測定され、この測定パスの途中にあると考えられる望遠鏡の AZ-EL 直交点の位置が求められた。これにより、将来のコロケーション実験のため、VLBI を基準とする SLR 基準点の位置が求められた。これらの位置を第5表にまとめた。なお、基準となる鹿島の位置は、C. Ma らによる CDP DATA ANALYSYS 1988⁽¹¹⁾ によっている。

3.2 局内遅延

衛星レーザ測距で観測される測距量には、望遠鏡基準点(AZ-EL 直交点=3次鏡中心:2.2.2参照)からターゲットまでの往復レンジの他に SLR システム内部で生じる局内遅延が含まれる。局内遅延量は、第5図(前出)のステアリングミラー4から T/R 回転シャッターまでの遅延時間(τ_1)、T/R 回転シャッターから望遠鏡3次鏡までの遅延時間(τ_2)、主鏡と副鏡間の遅延時間(τ_3)、T/R 回転シャッター鏡面から受信装置(PMT)までの遅延時間(τ_4)、ステアリングミラー4からスタートダイオードを経て時間間隔測定装置へカウント開始パルスが届く時間(δ_0)、PMT から波形識別装置を経



第12図 通信総研敷地図内の各基準点の位置

て時間間隔測定装置へカウントストップパルスが届く時間 (δ_r) を用いて次のように表すことができる。

$$\text{局内遅延} = \tau_1 + 2\tau_2 + 4\tau_3 + \tau_4 + \delta_r - \delta_s \quad \dots (1)$$

ここで、 $\tau_1 \sim \tau_4$ 、および一部 δ_s に含まれる光学パスは、望遠鏡の機械的振動やミラー配置の変更により変化する。また、 δ_r 、 δ_s に含まれる PMT 以降の電氣的パス

は、環境温度や受信されたフォトン強度、バックグラウンドノイズにより大きく変動する。このため、(1)式各部を別々に測定するかわりに、距離のわかっている固定反射鏡 (校正パス) に対するレンジングデータを取得し、局内遅延をショット・バイ・ショットで補正する方法がとられている。