Vol. 36 特 8　　通信総合研究所季報　　January 1990
pp. 105—118

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　高橋冨士信*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 mϕ 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

衛星レーダ測距（Satellite Laser Ranging : SLR）装置は，逆反射鏡をもつターゲット（衛星）に対しレーザ光を発射し，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 次元的測位，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（LAGEOS：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

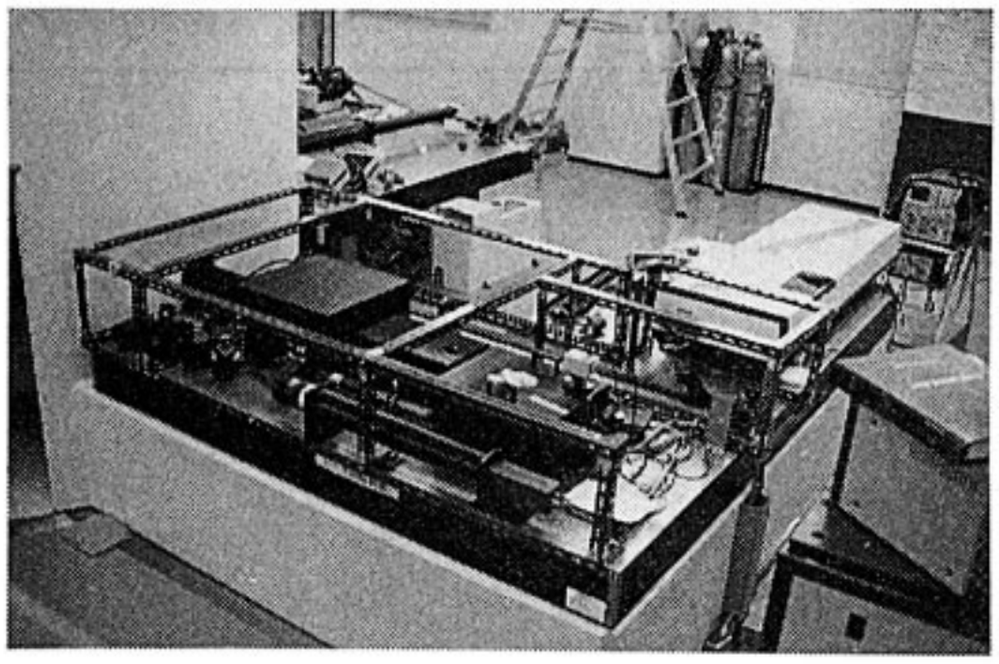
第1表　世界の SLR 局と測距精度
1988年 LAGEOS クイックデータ[2][3]
(*はデータ不明または解析中)

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	米国カルフォルニア	移動TLRS-3	59	13.9	1.4		
	Mojave	米国カルフォルニア	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	米国カルフォルニア	移動MTLRS-1	60	0.2	5.6	Owens Vailey	
	Richmond	米国フロリダ	移動MTLRS-1	49	3.9	5.4	Richmond	
	Quincy	米国カルフォルニア	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	米国カルフォルニア	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		
	Wettzell	西ドイツ	固定	78	6.1	5.1	Wettzell	
	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	上海余山	
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的観測から，現在では海上保安庁水路部下里水路観測所が CDP に参加し定常的な観測を行



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[8]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，光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・確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

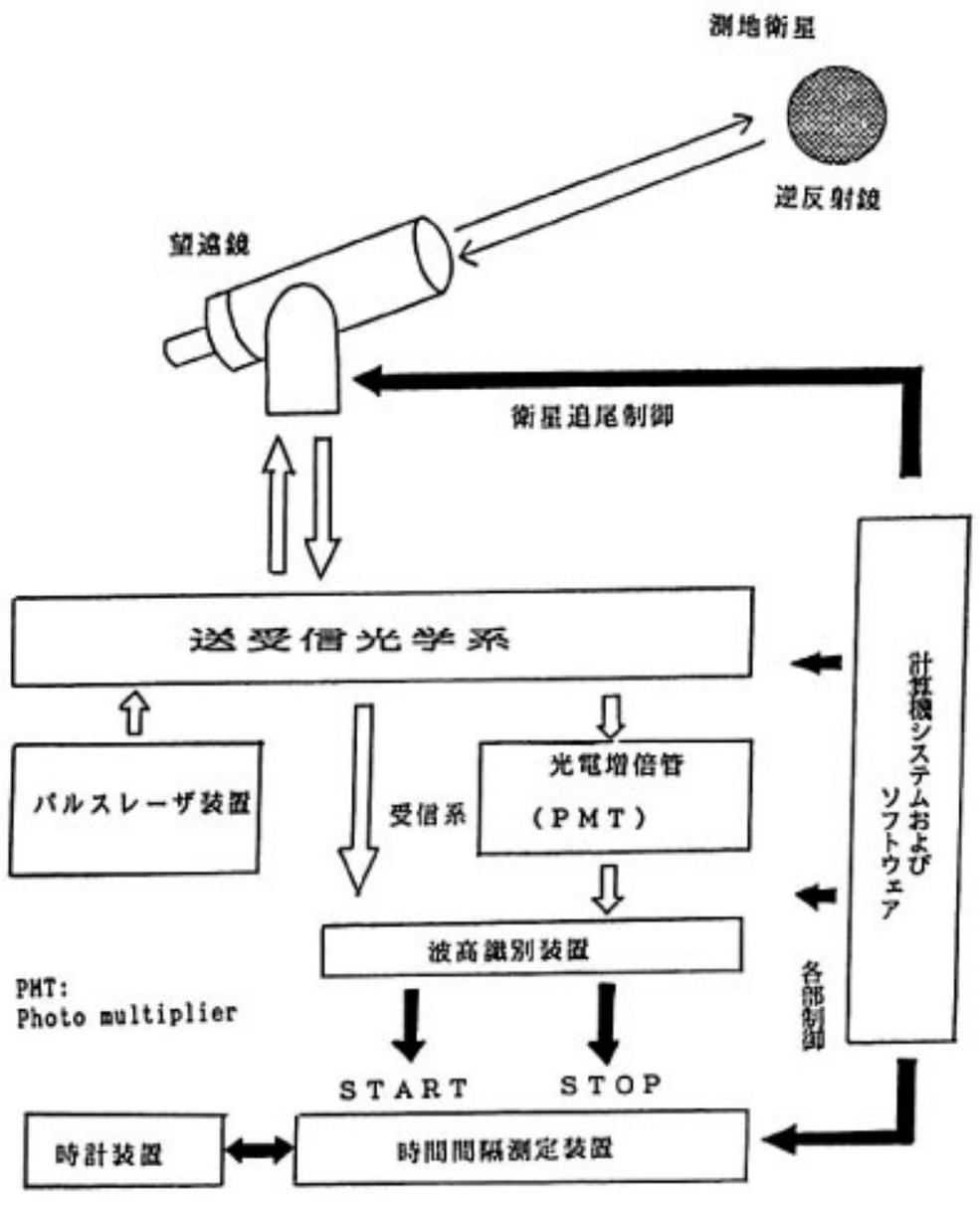
パルス幅が短く，かつ1パルスあたりのエネルギーの大きいレーザ装置を使用する．これにより，リターンパルスの立ち上がり検出の精度向上およびリターン光子数を増やすことができる．マルチモード発振等の不安定な動作は，パルスの個数や波形の変動をまねき測距誤差を増大させる．また，パルスの繰り返し周期が短いほど，運動する衛星に対するリターンの確率を高めることができる．

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



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，較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は，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較正（線形性，安定性）の正確さは，測距精度と確度を決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

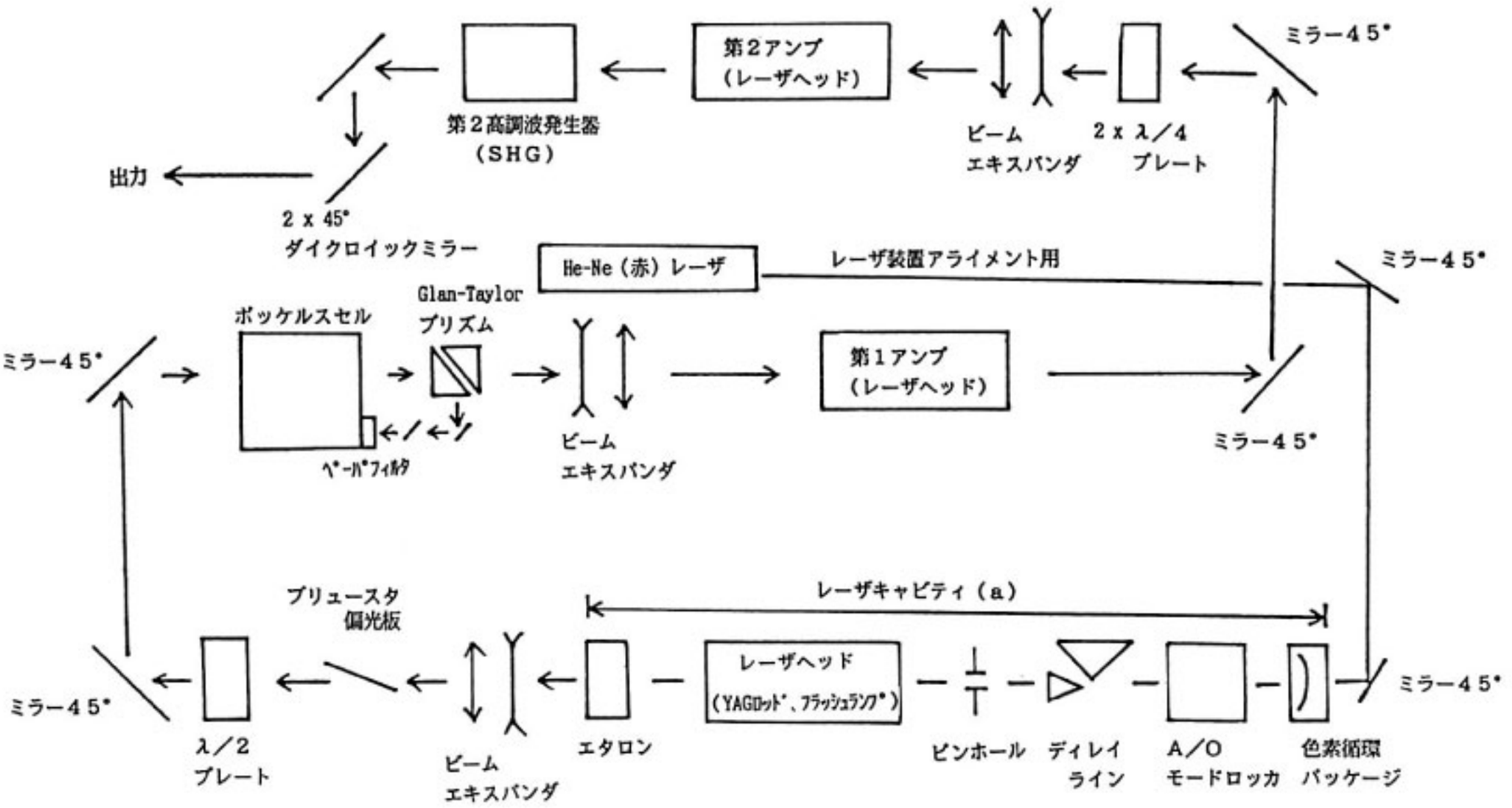
[パルスレーザ装置] Quantel YG501C	
送信波長	：λ=532 nm（YAG レーザの共振波長 1064 nm の第2高調波）
出力エネルギー	：100 mJ／pulse（通常運用時）
パルス幅	：100 ps±15 %
パルス繰り返しレート	：10±0.2 PPS（通常運用時）
出力安定度	：平均パルスエネルギーの7 %以内
[送受信光学系]	
焦点	：クーデ焦点利用
送受信パスの分離	：ミラー付き回転シャッター
受信開口直径	：1.5 m
有効受信開口面積	：約 1.7 m²
較正用パス	：副鏡支持アームおよび光学テーブル上折り返しパス
空間フィルタ	：4, 8, 16, 32, 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（1.5×10^{-11} @10ms, 5×15^{-12} @1 s）
時刻同期確度	：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	：測定確度　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．

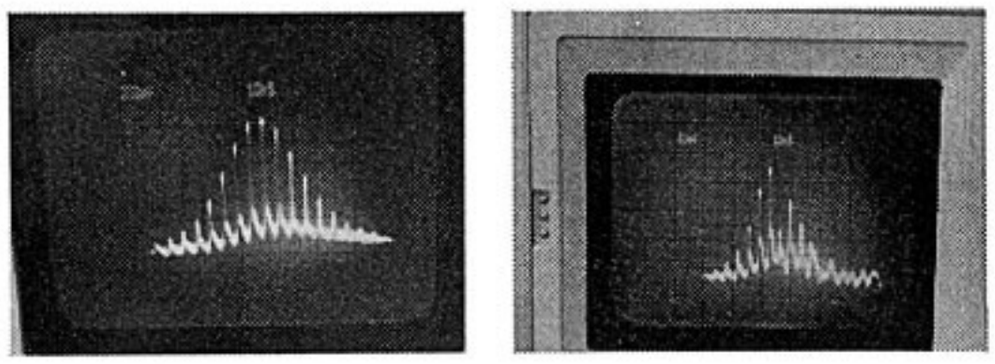
2.2　通信総研衛星レーザ測距装置

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 ($ND^{3+}Y_3Al_5O_{12}$) 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．偏波板はブ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° 傾けて設置してあり，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）の光がつくられる．SHG には非線形クリスタルを用い，変換効率は 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．

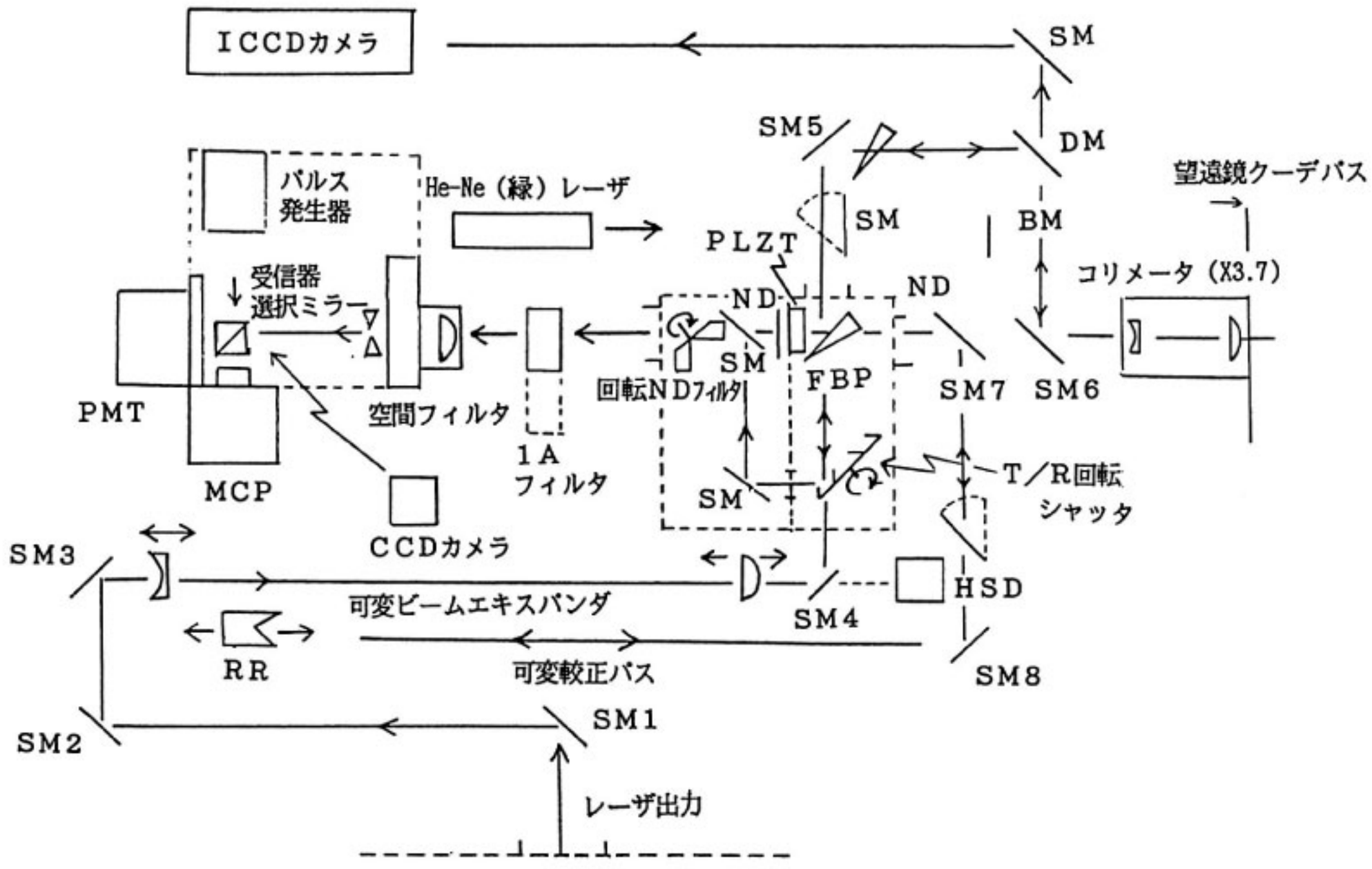
本レーザ部により，パルス幅 100 ps，出力 100 mJ/パルス，パルス周期 10 pps を実現できる．レーザ出力エネルギー，パルス周期はキャビティ内およびアンプ内のフラッシュランプの発光間隔および発光強度の調節により可変できる．

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

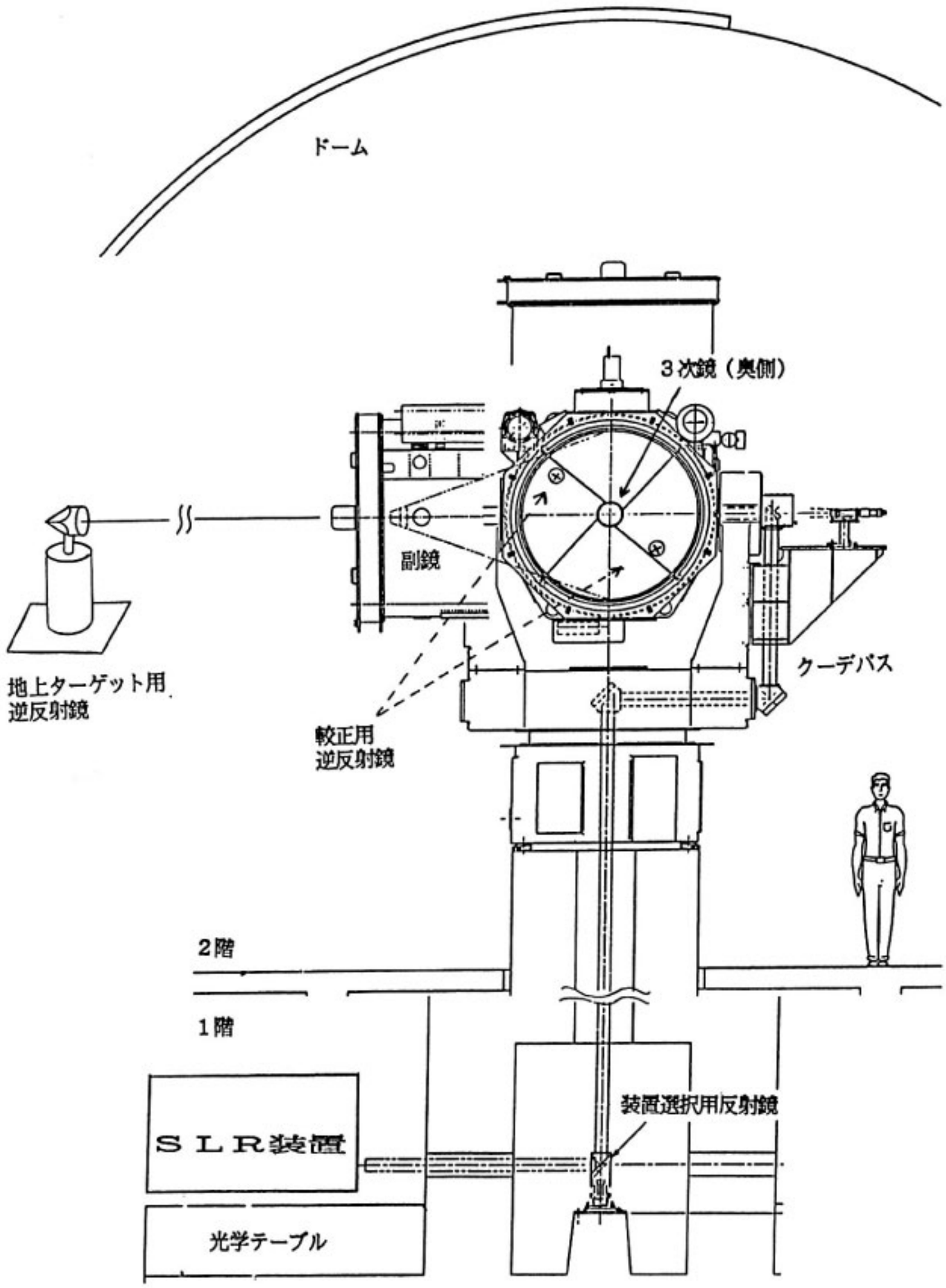
ステアリングミラーで反射し，送受信（T/R）回転シャッターに向かう．この可変ビームエキスパンダにより送信ビーム広がり角を望遠鏡回折限界（0.1秒角）から30秒角の範囲で設定できる．（実際には，これに大気のシーイング（数秒～10秒角）の影響を受ける．）

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4cmの送信口があり，送信口を抜けたレーザ光のほとんどは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り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パルスは，直径1.5m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，532nm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．空間フィルター（ピンホール）は4，8，16，32，50秒角に設定でき，1Å，10Åフィルタとともに，ターゲット位置の不確定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．

〔較正パス〕

較正パスには，リアルタイム較正用の望遠鏡内固定較正パスと，オフライン時に時間間隔測定の絶対較正を行うための光学テーブル上可変較正パスがある．

固定較正パスは，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．

テーブル上可変較正パスは，FBP の反射光が光学テ

ーブ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較正パスと異なる．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較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．

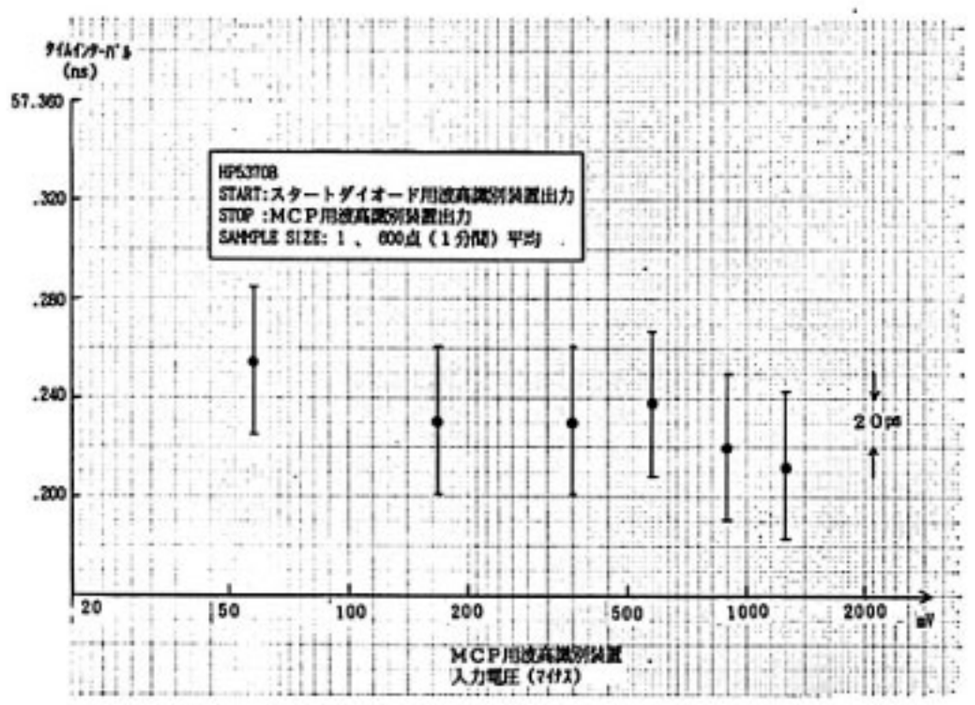
また，望遠鏡の AZ-EL 直交点は 3 次鏡の中心付近にあり，望遠鏡の向きによらないレーザビーム延長線上の不動点である．この点が，VLBI アンテナの場合と同様 SLR の基準点となる．

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 タイプのほかに 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，較正パスの測定で 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 図に示す．

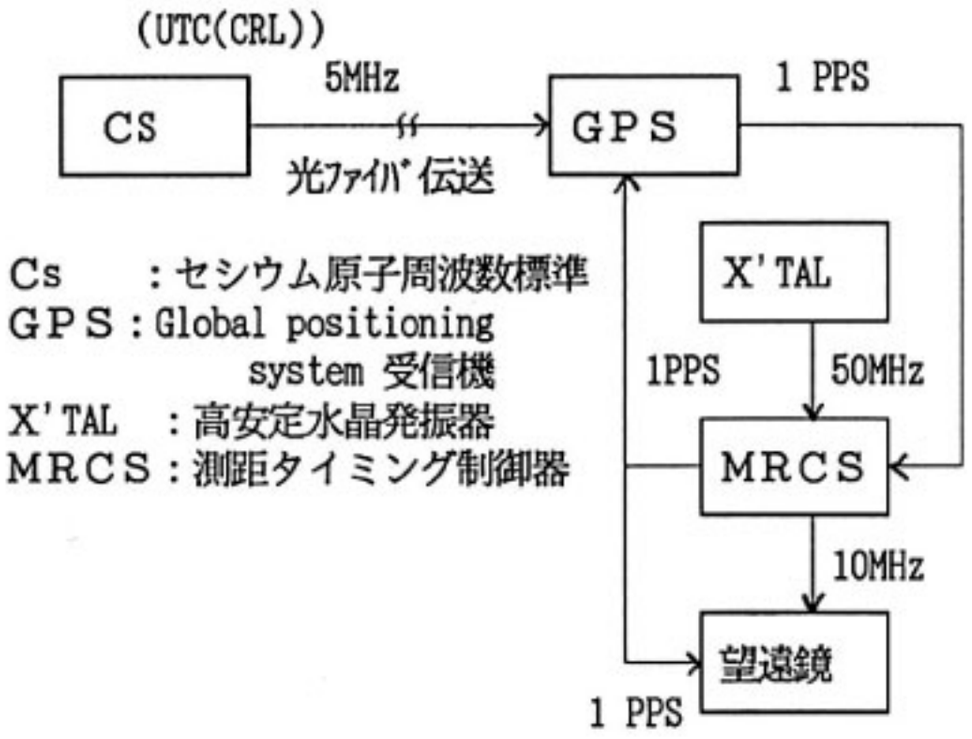


第 7 図　波高識別装置の応答測定例

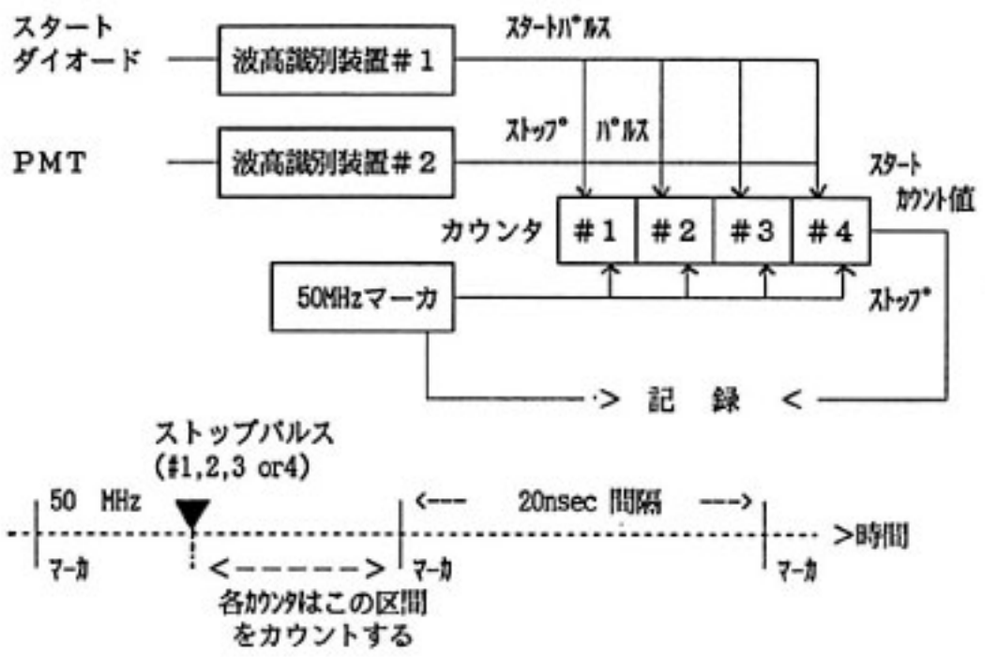
第 4 表　種々の衛星ターゲットとリターンフォトン数
送信ビーム幅は，「あじさい」で拡げ，「Moon」でせばめた．

項目＼衛星	あじさい	LAGEOS	ETALON	Moon
レーザパワー (mJ/パルス)	100	100	100	100
波長(m)	532	532	532	532
送信フォトン数	2.7E＋17	2.7E＋17	2.7E＋17	2.7E＋17
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
総合往復効率 (%)	5.3	5.3	5.3	5.3
ターゲット平均距離 (km)	2000	8000	25000	380000
送信ビーム幅 (μrad)	150	50	50	30
ターゲット有効反射面積(m²)	0.04	0.04	0.04	0.25
反射ビーム幅 (μrad)	30	30	30	30
望遠鏡有効受信面積 (m²)	1.7	1.7	1.7	1.7
総空間ロスファクタ	3.4E－10	1.2E－11	1.3E－13	4.1E－17
受信光子数(個)	4.8E＋06	1.7E＋05	1.8E＋03	0.6E＋00

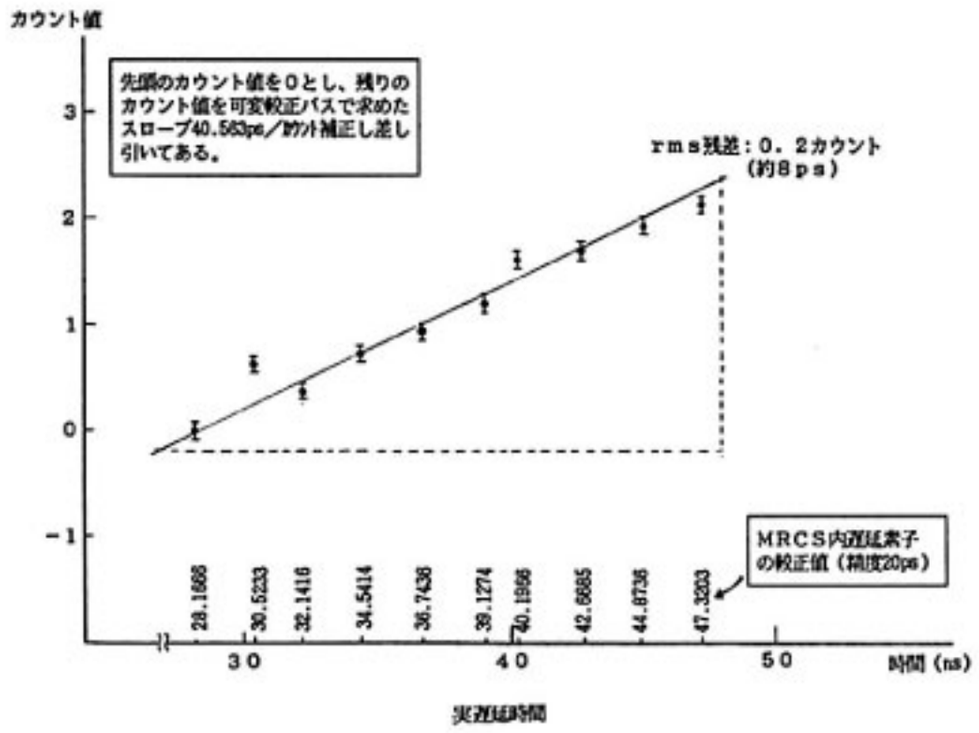
また，第 4 表に本受信部及びレーザ，送受信光学系を用いた場合の受信光子数の計算例を示す．本装置の性能としては，月レーザ測距をする以外は検出に十分な光子のリターンが望め，静止衛星クラスのレンジングも十分に可能である．月レーザ測距の場合でも，シーイング条



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較正例
第4カウンタ：54回(約1時間)繰り返し測定

件がよい時，あと一歩（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フォトン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]．

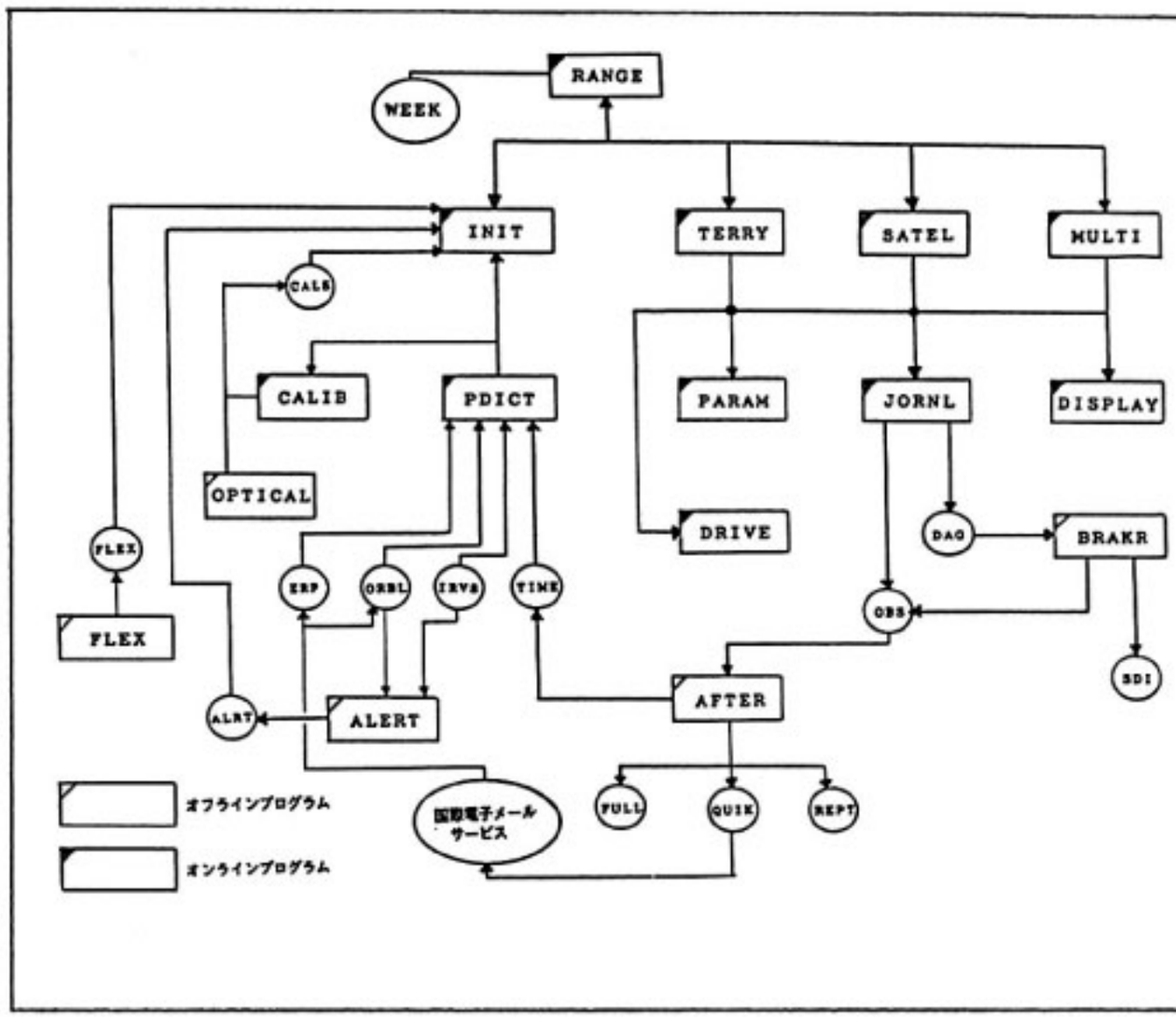
時間間隔測定装置は，MRCS の 50 MHz 基準信号で，まず 20 ns の分解能でタイミング測定が行われる．20 ns 以下については，4つの独立したカウンタによって分解能約 40 ps で計測が行われる．同時に4つのストップ信号までの発生時間間隔を記録できる．（第9図参照）

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較正パスによる絶対較正測距を行い，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，再びカウンタの較正を自動的に行う．

第10図に，可変較正パスで決まった 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イングした後の，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



各プログラム・ファイルの機能と内容

プログラム名	機能
RANGE	衛星レーザ測距制御スーパバイザ
INIT	必要ファイルからのパラメタセット
TERRY	地上ターゲット用レンジング
SATEL	衛星ターゲット用レンジング
MULTI	遠距離（月）ターゲット用レンジング
OPTICAL	時間間隔測定装置の較正－光学較正パス使用
CALIB	同上　　－内部ディレイライン使用
PDICT	予測方位角、仰角リアルタイム計算
PARAM	オペレータからのパラメタセット
JORNL	測距データのリアルタイムディスク出力
DISPLAY	測距データのリアルタイム表示
DRIVE	望遠鏡制御
FLEX	望遠鏡軸較正用星観測
ALERT	ターゲット軌道計算
BRAKR	測距データよりデバッグ情報の抽出
AFTER	測距後処理（ファイル編集、表示、軌道改良）

ファイル名	内容
FLEX	望遠鏡マウントモデルパラメタ
CALS	タイミング測定システム較正パラメタ
ALRT	衛星位置情報
ORBL	軌道要素（SAOフォーマット）
IRVS	軌道ベクトル（テキサス大IRVS）
TIME	改良軌道情報
OBS	測距データ
SDI	デバッグ用各装置ステータス
DAG	. SDI+. OBS
FULL	測距全データ（国際フォーマット）
QUIK	測距クィックルックデータ（電子メール送付用）
REPT	データサマリー
WEEK	システム運用状況
ERP	地球回転（極運動、UT1）情報

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，時間間隔測定装置較正，望遠鏡軸較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，軸較正，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較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を有している．

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 1.5 M バイトとなる。

3.　望遠鏡基準点と局内遅延

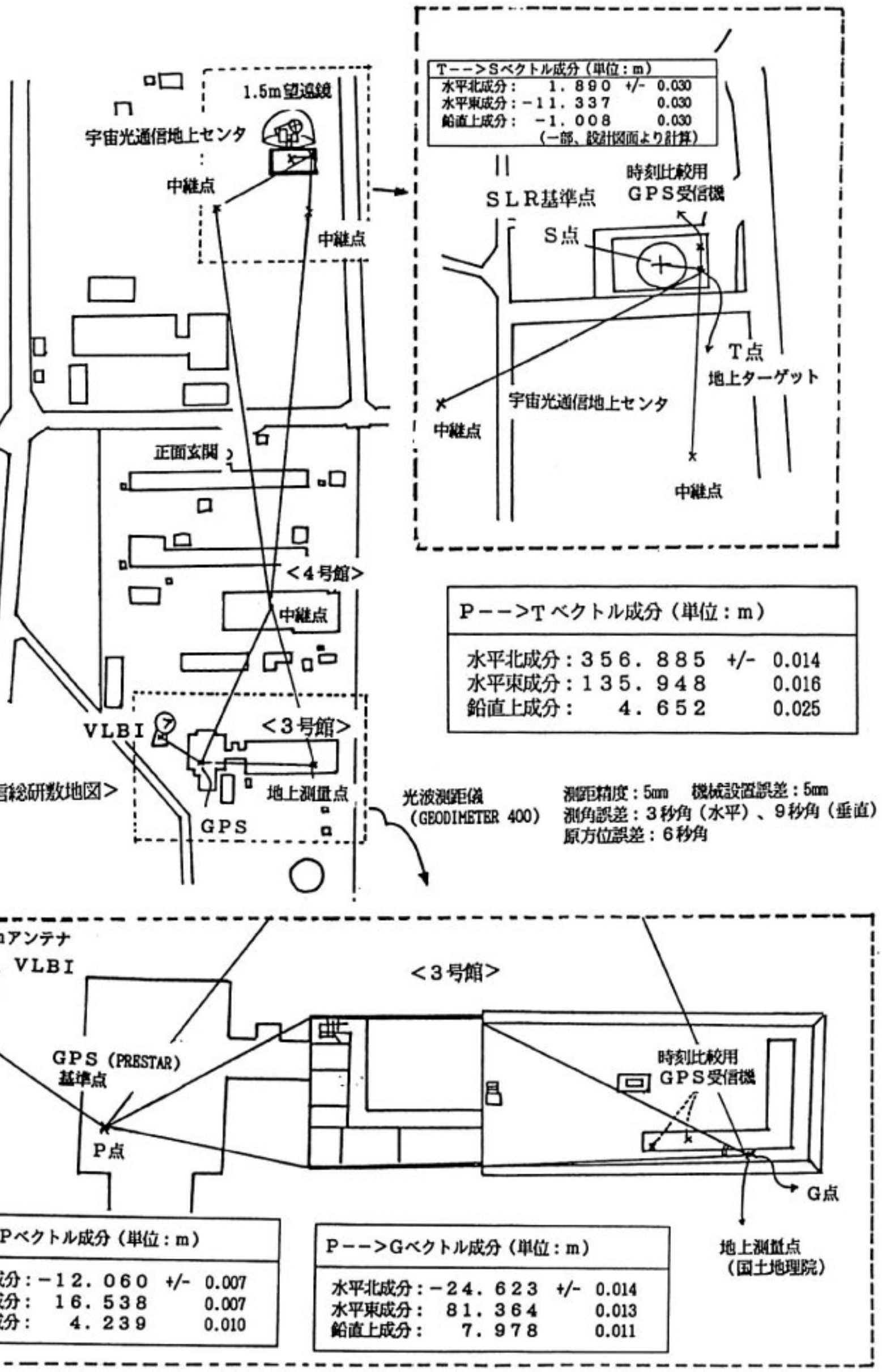
3.1　SLR 基準点と VLBI 基準点との結合

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（PRESTAR）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（5 mm），機械設置誤差（5 mm），測角誤差（3～9秒角）等により，各成分とも 2～3 cm 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_s），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．

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

ここで，τ_1〜τ_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 以降の電気的パスは，環境温度や受信されたフォトンの強度，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（較正パス）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．

第5表　望遠鏡基準点位置および関連位置
（緯度，経度，高さの値はすべて WGS 84 準拠）

VLBI AZ-EL 直交点位置（V点）*	
緯　度：	35°42′25″.120 N
経　度：	139°29′15″.220 E
高　さ：	112.83 m
地上ターゲット（円柱上平面の中心点）位置（T点）	
緯　度：	35°42′36″.307 N
経　度：	139°29′21″.286 E
高　さ：	122.83 m
望遠鏡基準点（AZ-EL 直交点）位置（S点）	
緯　度：	35°42′36″.369 N
経　度：	139°29′20″.835 E
高　さ‥	121.82 m

* 1988年9月20日鹿島―小金井 VLBI 実験の結果．鹿島の位置は CDP DATA ANALYSYS 1988[11]による．

局内遅延の量は，3次鏡から較正用コーナキューブまでの距離（1.897+/−0.03 m）およびレンジ生データ（184.47 ns：89年3月29日）を用いて約 171.8 ns と求められた．

4.　望遠鏡軸較正観測

望遠鏡の軸ずれや重力たわみの方向・環境依存性を較正するため，位置のよくわかった明るい星を用いた望遠鏡モデルのフィッティングを行っている．基準星としては，エポックB1950年系の FK 4(Fourth Fundamental Catalogue) カタログから年周光行差の地球離心率の項（E項）を除き，IAU (International Astronomical Union) の1976年採用の常数およびモデルを用いて，エポックJ 2000年系に変換して使用している．

観測は一晩に10個から30個の星を観測し，マウントモデルとして第6表に示すパラメタを推定している．第13図に方位角―仰角マップ上の軸較正モデルフィッテング前・後の残差例を示す．これにより，推定モデルによる望遠鏡指向誤差は，仰角20度以上で2～3秒角を達成している．これはシーイングで決まる最小レーザビーム幅の数分の1程度である．

第6表　望遠鏡マウントモデルとパラメタの例
（89年3月17日観測）

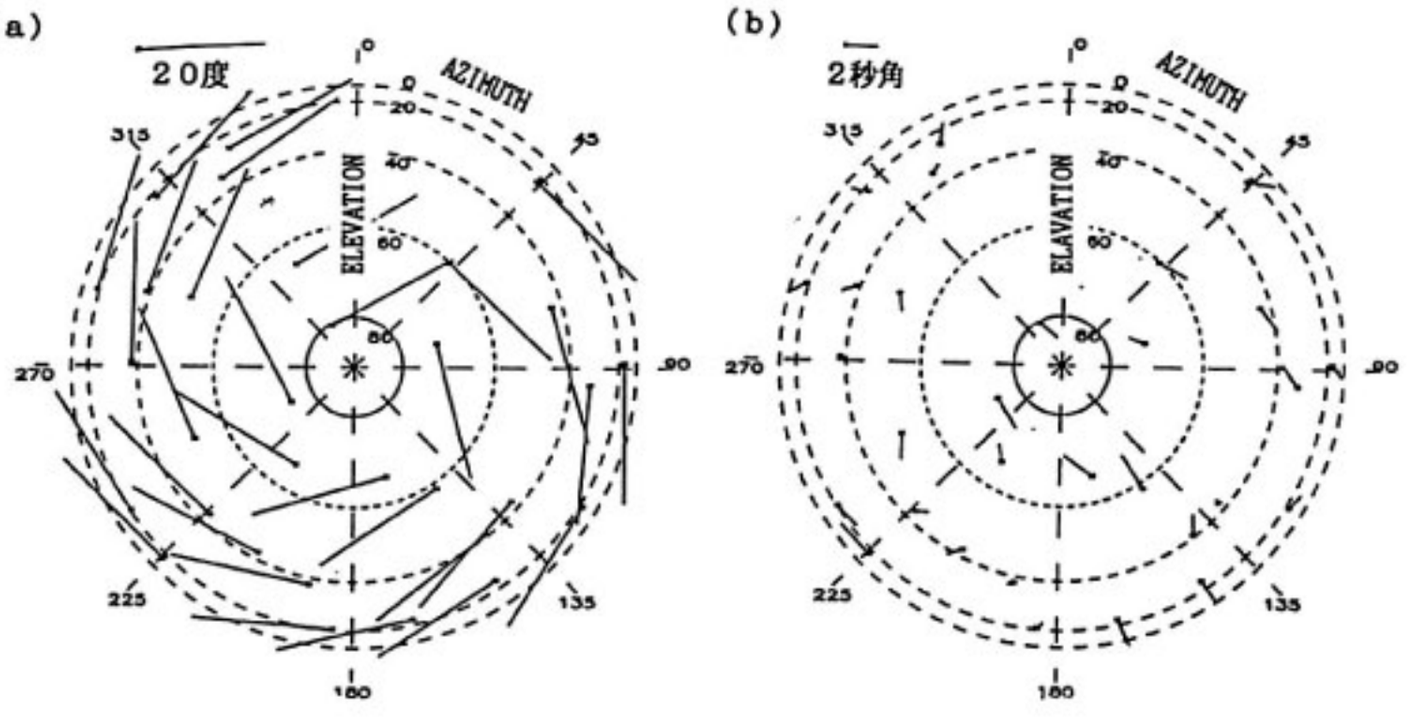
モデル変数名	記号	推定値(標準偏差)：（単位1秒角）
AZ エンコーダオフセット	X_1	74294.42 (4.25)
EL エンコーダオフセット	X_2	675.04 (24.79)
AZ 軸傾斜角	X_3	135.35 (0.49)
EL 軸傾斜角	X_4	45.71 (0.55)
コリメーション誤差	X_5	−169.67 (6.01)
AZ-EL 軸非直交性	X_6	6.43 (4.89)
AZ 非線形性 (*SIN, COS*)	X_7, X_8	1.39(0.79)2.76(0.91)
EL 非線形性 (*SIN, COS*)	X_9, X_{10}	−0.68 (9.73) 12.26 (21.88)
たわみ効果 (*TAN*(90-*EL*))	X_{11}	1.39 (3.35)

$$AZ\text{補正量}=X_1-(X_4*SIN(AZ)+X_3*COS(AZ)+X_6)*TAN(EL)+X_5/COS(EL)+X_7*SIN(AZ)+X_8*COS(AZ)$$

$$EL\text{補正量}=X_2+X_3*SIN(AZ)-X_4*COS(AZ)+X_9*SIN(EL)+X_{10}*COS(EL)+X_{11}/TAN(EL)$$

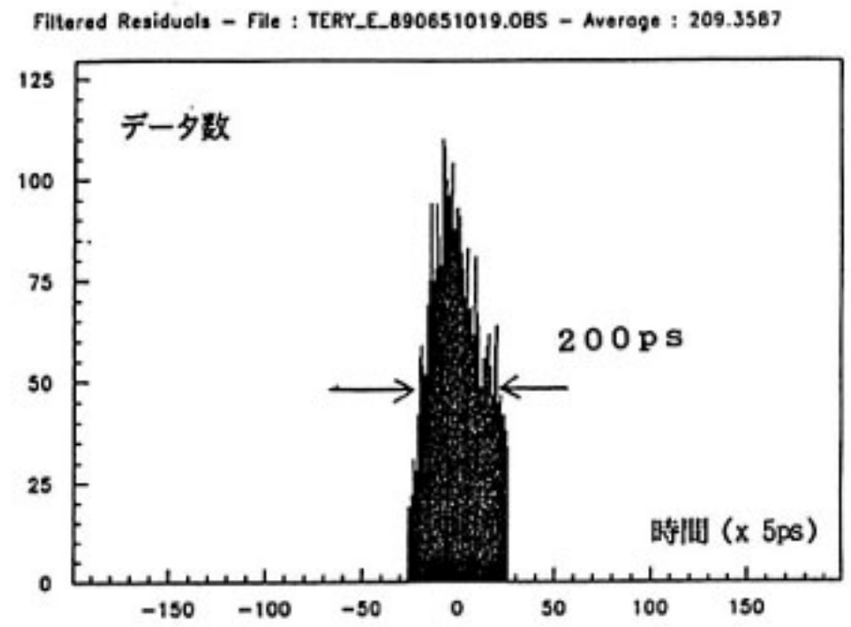
5.　地上ターゲット測距

衛星測距時のシステムチェックに利用するため，地上ターゲット用逆反射鏡を宇宙光通信地上センター庁舎屋



第13図　望遠鏡軸較正残差例（89年3月17日）
(a)　モデルフィッティング後
(b)　モデルフィッティング後（2.25 arcsec rms）

(a)



(b)

回数	A：較正反射器測距値	B：測距値O−C	(B−A)
1	185・1510	209. 3587	24. 2077
2	185・1370	209. 3744	24. 2374
3	185・1399	209. 3589	24. 2190
4	185・1419	209. 3566	24. 2147
5	185・1603	209. 3729	24. 2126
6	185・1360	209. 3451	24. 2091
7	185・1521	209. 3592	24. 2071
8	185・1437	209. 3564	24. 2127
9	185・1608	209. 3684	24. 2076
10	185・1413	209. 3478	24. 2065
SD	0. 0091	0. 0097	0. 0093

第14図　地上ターゲット測距結果
(a)　測距結果ヒストグラム
　　(1200ショット：(b)の一回目)
(b)　測距結果の再現性（SD：標準偏差，単位 ns)
　　89年3月5日連続10回（各1200ショット）測距

上東側に設置し測距データを取得した．第14図は，地上ターゲットのリターンパルスのヒストグラム例およびこれを複数回行ったときの再現性を示しており，1回（1200ショット）当りのばらつき（標準偏差）は約100 ps，10回（12000ショット）あたりの測距のばらつきは10 ps 以内におさまっている．この測距結果から，地上ターゲットと望遠鏡開口面上に取り付けた較正用コーナキューブ間の距離は9.633 m と求められた．

一方，別途，地上ターゲットと較正用コーナーキューブ間の直線距離測定を鋼製メジャーで行ったところ（測定誤差 1 cm 程度）9.640 m となり，両者は 1 cm 以内で一致している．

6. おわりに

通信総合研究所に新たに導入した衛星レーザ測距装置の構成，機能および性能について述べてきた．本文で記したように，本装置は現状でも，高速低軌道の衛星から静止衛星までの測距を行う十分な能力を持っており，ハードウェアとしての測距精度も 1 cm に達している．

現在，SLR は基本的な時空計測技術として，その応用分野が地球力学から地球環境分野にまで大きくひろがりつつある．主な国際的計画には，衛星から海面の高さをマイクロ波で計測し，同時に精密な軌道決定を SLR を用いて行う ERS-1 (ESA：1990年)，TOPEX (NASA/仏：1991年) 計画や現在の LAGEOS 衛星と全く同型，同質量の衛星を LAGEOS と交差する軌道面に打ち上げる LAGEOS Ⅱ 計画（米，伊：1993年）がある．さらに宇宙ステーションのプラットフォームにレーザ測距装置を搭載し地上の位置計測を行う計画も進んでいる（GLRS 計画，米国等：1990年代後半)．また，欧州宇宙機関では，サブナノ秒から10ピコ秒レベルの時刻の伝送実験も SLR 装置を用いて行われようとしている．我々も本装置を用いてこれらの分野における国際的な寄与を行っていきたい．

また，SLR も VLBI と同様，測距精度数 mm の壁を破るべく技術改良の余地がまだ残されており，当面の技術開発課題としては，以下のものが挙げられている[7]．

(1)　ピコ秒レベルまでの短パルス化
(2)　レーザの多色化による大気遅延モデルの改良と補正
(3)　ストリークカメラによるリターン光子の時間的・空間的直接測定
(4)　光遅延素子を用いた較正法

なお，本装置は現在最終調整中であり，まだ衛星からのレーザエコーは受信していない．SLR は電波と違い，雲のない晴天を必要とするなど運用上の制限もあり，ねばり強い立ち上げが必要である．今回は，室内または地上ターゲットレンジングをとおしての性能の評価であったが，今後は実際の衛星に対するレンジング結果をとおして，本装置の総合的な評価を行っていきたい．

謝　辞

日頃ご指導頂いている吉村標準測定部長，宮崎電波応用部長に感謝します．本装置の納入を行ったオーストラリア ELECTRIC OPTICS SYSTEMS 社 Dr. B. Greene およびスタッフの方々に感謝します．また，宇宙光通信地上センターでご助言いただいている光計測研究室の廣本主任研究官をはじめ同研究室および宇宙技術研究室の方々，また，ジオジメータの使用方法についてご助言いただいた通信放送衛星機構の沢田主査に感謝します．

参考文献

(1)　H. H. Plotkin, T. S. Johnson, P. L. Spadin, J. Moye ; “Reflection of Ruby laser radiation from explore XXII”, Proc. IEEE, 53, pp. 301-302, Mar. 1965.
(2)　SLR subcommision of the CSTG, “1988 SLR

Performance Summary", Satellite Laser Ranging News letter, pp. 6-9, Jun. 1989.

(3) CRUSTAL DYNAMICS PROJECT : CATALOG INFORMATION, NASA RP1198, Mar. 1988.

(4) J. J. Degnar ; "Satellite Laser Ranging : Curr ent Status and Future Prospects", IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing, GE-23, 4, pp. 398-413, Jul. 1985.

(5) 佐々木稔；"衛星レーザ測距観測とその装置"，計測と制御，Vol. 27，pp. 623-628，Jul. 1988.

(6) 国森裕生，高橋幸雄，沢田史武，山本淳，高橋冨士信，三木千紘；"通信総研 VLBI/SLR/GPS コロケーションの現状と計画について"，1988年度経緯度研究会集録，pp. 223-230，Jan. 1989.

(7) M. Pearlman, T. Varghese, J. Degnan, P. Sshelus, R. Kolenkiewicz ; "Groundbased Laser Ranging Techniques-MEASUREMENT TECHNIQUES AND TECHNOLOGY", DRAFT REPORT OF CDP-COOLFONT PROGRAM PLANNING WORKING GROUP, section 2.1, pp. 1-26, Jul. 1989.

(8) T. Aruga, T. Itabe, M. Ishizu, M. Takabe, N. Hiromoto, M. Shikatani ; "A NEW OPTICAL FACILITAY FOR MULTI-PURPOSE STUDIES", Denshi Tokyo, 27, pp. 53-56, 1988.

(9) 今村国康，高橋冨士信，山本淳；"光ファイバケーブルの周波数安定度測定"，電子情報通信学会春期全国大会予稿集，B-763，pp. 4-139，Mar. 1989.

(10) 金子明弘，佐藤正樹，沢田史武，山本伸一，栗原則幸，雨谷純；"南大東島局用 11 m アンテナシステム及び超小型 VLBI 局"，本季報特集号

(11) C. Ma, J. W. Ryan, D. Caprette ; "CRUSTAL DYNAMICS PROJECT DATA ANALYSIS 1988 : VLBI GEODETIC RESULTS 1979-87", NASA TECHNICAL MEMORANDUM 100723, pp. (4-2)- pp. (5-20), Feb. 1989.