

研究

4.2.3 望遠鏡光学系

野尻 英行*¹ 国森 裕生*¹

(1995年10月16日受理)

4.2.3 TELESCOPE AND OPTICS SYSTEM

By

Hideyuki NOJIRI, and Hiroo KUNIMORI

The telescope and optics system is composed of a telescope, transmitter/receive system and a laser system. The telescope proposed for KSP (Key Stone Project) is a 75-cm Az-El telescope with a coude T/R system. The telescope employs a new tertiary mount design such that the tertiary is spider mounted within the elevation cube. The laser system consists of an aircraft detection laser and a satellite ranging sub-system. The laser system generates pico-second pulses for satellite laser ranging. The second harmonic at 532 nm of the Nd : YAG laser is used as the main wavelength for satellite ranging in eyesafe and non-eyesafe modes. The satellite ranging sub-system in the mobile trailer allows multi-wavelength output utilising the second harmonic at 532 nm and third harmonic at 355 nm.

[キーワード] 衛星レーザ測距, 望遠鏡, レーザ.

Satellite laser ranging, Telescope, Laser.

1. はじめに

衛星レーザ測距において、望遠鏡光学系は最も重要な構成部の一つであり、その性能が直接データの精度、信頼性に大きく影響する。首都圏広域地殻変動観測のための衛星レーザ測距では、mm レベルの精度を出すために望遠鏡光学系を含めたシステム全体の整合性が重要となる。また、無人での24時間の自動運用を実施するため高い信頼性と安全性も必要である。

第1図に望遠鏡光学系全体の概略図を示す。望遠鏡は観測塔内の望遠鏡台座に設置され密閉型ドームに覆われている。送受信光学系およびレーザ装置等は光学テーブル上に配置されトレーラボックス内に設置される。望遠鏡の3次鏡と光学テーブル上のビームエキスパンダーとの間は、クーデ系のミラーによって光学的に結合されている。送信では、トレーラボックス内の光学テーブル上のレーザ装置からのレーザ光が、クーデ系を介して望遠鏡へ導かれ、さらに望遠鏡から目標とする衛星に送信される。受信では、望遠鏡で捕えた衛星からのリターンパルスが、クーデ系を介して、光学テーブル上の検出器に

入る。送受信は共通のパスを利用するため、光学テーブル上では送信ビームと受信ビームの分離が行われる。また、送信ビームの径、ビーム広がり角が容易に調整され、さらに、較正用のパスが設けられ、送受信パスのアライメント調整も容易な構造をもつ。

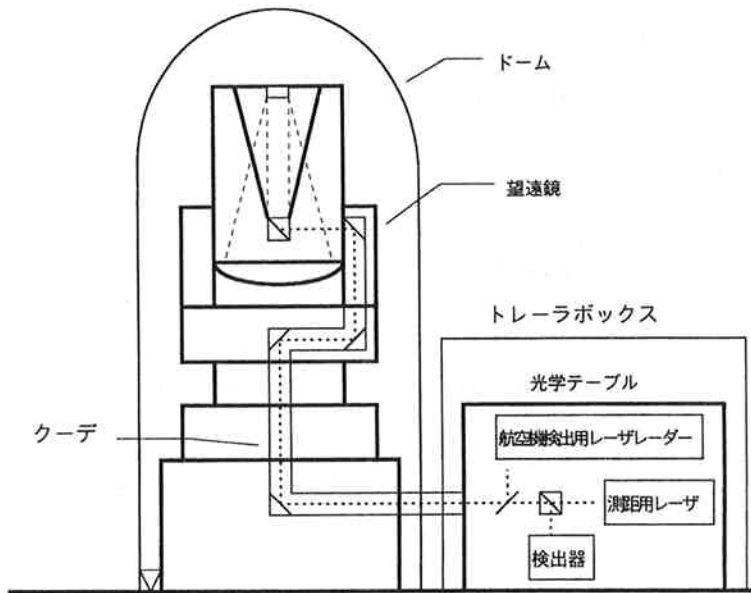
本稿では、望遠鏡光学系を構成している望遠鏡、送受信光学系、レーザ装置に分け、それぞれの仕様、特徴について説明する。

2. 望遠鏡

2.1 概要

本望遠鏡は首都圏広域地殻変動のための衛星レーザ測距用に特別に設計したものである。主鏡口径は75 cmであるが主鏡支持機は口径1 mの主鏡を格納可能なAz-E1駆動方式の望遠鏡である。望遠鏡の構造を第2図に示す。望遠鏡クーデ系においては、送受信パスは同じパスを利用するので、クーデ系からの送信ビームは望遠鏡の3次鏡、副鏡、主鏡を介して発射され望遠鏡の指向方向にある衛星や地上ターゲットに送信される。反射された受信光は、再び望遠鏡に入り主鏡、副鏡、3次鏡を介して、クーデ系に入る。なお、望遠鏡は、望遠鏡台座内の

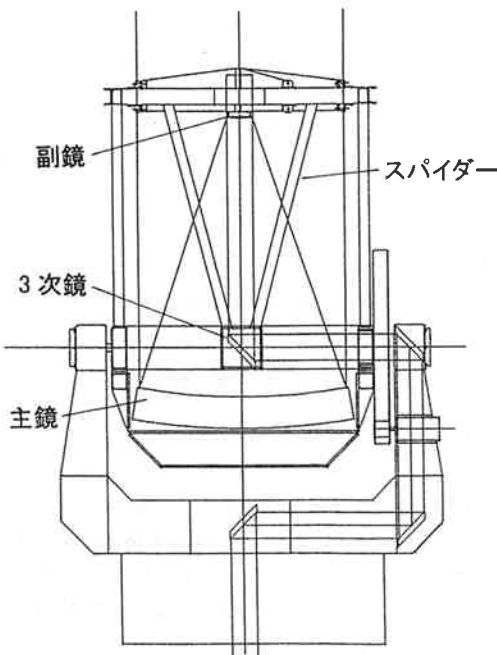
*¹ 標準計測部 時空計測研究室



第1図 望遠鏡光学系概略図

第1表 望遠鏡主要仕様

口径	75cm
駆動方式	Az-EI 方式
2軸直角角度精度	5秒角以内
2軸直交精度	0.1mm
ポインティング精度	2.5秒角 (RMS)
方位駆動範囲	540度以上
仰角駆動範囲	-20° ~ 95°
最大駆動速度	方位角軸、仰角軸ともに 12° / 秒
エンコーダ分解能	0.3秒角以上
天頂追尾不能域半径	2° 以内 (スターレット衛星による)
焦点	クーデ焦点
ビーム角	0.2秒角



第2図 望遠鏡構造図

制御計算機によってすべて制御される。第1表に望遠鏡部の主要仕様を示す。

2.2 光学系サブシステム

(1) 主鏡及び鏡筒

望遠鏡は、機械的安定性のある支持機構に格納された放物面の主鏡より構成される。鏡筒の中は温度安定化副鏡支持方式により、温度変化に対して完全に補償される。このため、これまでの望遠鏡の場合、温度変化による望遠鏡焦点の調整が必要であったが、望遠鏡焦点の調整を年に1回程度実施することにより後の調整は不要となる。

(2) 焦点

衛星レーザ測距に用いる焦点はクーデ合成焦点であり、視野角はクーデ長により異なるが約1分角である。小金井観測局のクーデ長は他局より長く設定されている。

(3) 副鏡

副鏡は方物面鏡で、高性能駆動装置に取り付けられており、その焦点位置の調整は遠隔制御計算機から自動または手動で行うことができる。焦点位置は特別な観測を実施する場合のため変更することが容易である。また、焦点を変更した場合の副鏡位置は安定に保たれる。

(4) 3次鏡

3次鏡は平面楕円鏡で望遠鏡の不動点付近に取り付けられる。特に衛星レーザ測距においては、望遠鏡の不動点は測距データの基準点となるため高い安定性が要求される。本望遠鏡の3次鏡は、筐体内の支持機構（スパイダー）にとりつけられる。この支持方法は新しい方法であり、機械的温度補償がなされ、信頼性のある構造となっている。

(5) キャリブレーション用逆反射鏡と不動点

反射鏡は望遠鏡光学軸と平行なマイクロメーター駆動板上に取り付けられる。この駆動板をささえる滑走板はスパイダーに取り付けられている。すなわち、反射鏡は3次鏡を取り付けるスパイダー上の望遠鏡不動点と同じ波面上に設置することになる。その結果、他の測距や測定を用いた不動点の調整等は不要であり、望遠鏡不動点に対するゼロバイアスのシステム誤差を正確に求めることが可能である。さらに、測距システムのキャリブレーションを、実時間で1レーザパルス毎に行うことも可能となる。また、望遠鏡不動点の安定性は、温度による影響を一番受けやすい。そのため、密閉式ドームにより望遠鏡台座内の温度は一定に保たれ、さらにキャリブレーションにより状況がチェックされる。なお、望遠鏡と台座基準点マーカとの三次元的関係が容易に求まる構造となっている。

(6) 直角プリズム

望遠鏡を水平方向に向け望遠鏡出口の直角プリズムを介して測距を行うことにより、望遠鏡基礎部に設置された基準点に対する測距が可能である。これにより、望遠鏡不動点に設置されたキャリブレーション用逆反射鏡および地上ターゲットに対する測距と合わせて、望遠鏡不動点と地上ターゲット間の3次元位置関係（特に鉛直成分）、システム遅延量を、より正確にモニターできる。

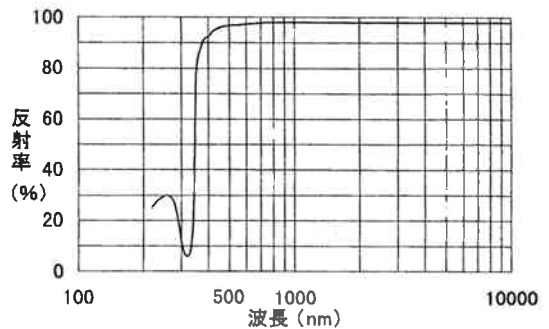
(7) クーデ系

クーデミラーは4枚の平面楕円鏡で構成され、クーデ系伝送ビーム直径は110 mmである。トレーラボックス

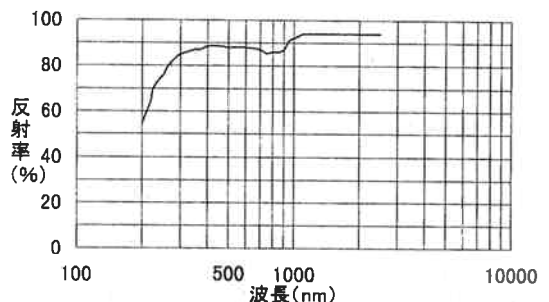
内のビームエキスパンダと対向する最下部のクーデ鏡は、トレーラボックスの取り付けである方向に対向できる可動式である。さらに、鹿嶋局の観測塔には4つのトレーラボックスを同時に取り付けることが可能で、ある一つのトレーラボックスからの送信に対して、受信は4つのトレーラボックスで同時に行うことができる機構となっている。クーデ系においても、望遠鏡と同様、閉ドーム内におかれるのでクーデパスのガラス窓は不要である。したがって、クーデ鏡のコーティングを適切に選択することにより0.34 μm ~ 10 μm の波長を用いた測距に対応可能である。また、トレーラボックス内の光学テーブル上のクーデ焦点におかれるカメラによって、レーザ測距と同時にターゲットの光学追尾が可能である。さらに、このカメラは望遠鏡、検出器、光学系のアライメントにも使用する。カメラの画像は計算機に取り込まれるのでLANにつながっている他の計算機において確認することができる。

(8) ミラーのコーティング

望遠鏡クーデ系の送受信効率に大きな影響を与えるミラーコーティングは波長によって反射率が大幅に変わる。衛星レーザ測距では使用する波長、保守性、スターマッピング（恒星を用いた軸較正）時の効率性、将来の



第3図 銀コーティングミラーの反射率



第4図 アルミニウムコーティングミラーの反射率

応用面での拡張を考慮する必要がある。そこで、一般的なコーティング材料として可視から赤外までの広いスペクトラムをもつ銀とアルミニウムを選択した。それぞれの反射率は第3図、第4図のとおりである。次に、望遠鏡の主鏡、副鏡、3次鏡およびクーデ系の4枚のミラーのコーティングの組み合わせについて検討を行った。その結果を第2表に示す。すべてのミラー（望遠鏡3枚、

第2表 ミラーの組み合わせと反射率の関係

コーティング材料と ミラーの枚数	反射率 (%)	
	(波長 355nm)	(波長 532nm)
アルミニウム 1枚	87	88
銀 1枚	82	97
アルミニウム 7枚	37	40
銀 3枚とアルミニウム 4枚	27	60

クーデ系4枚)にアルミニウムを採用した場合、望遠鏡クーデ系の反射率は、主波長(532 nm)で40%、第2波長(355 nm)で37%であるが、レーザー出力、ビーム幅、受信器の感度などシステム全体としては測距データ取得に顕著な影響はないと考えられる。そこで鹿島局および可搬局のミラー7枚は、2波長測距に対応するため、アルミニウムコーティングとした。また、小金井局、三浦局、館山局は主波長でのデータ取得を重視し、望遠鏡の3枚のミラーはアルミニウムコーティング、クーデ系の4枚のミラーは銀コーティングとした。この場合、主波長の反射率はアルミニウム7枚の場合と比較して1.5倍となる。なお、銀はアルミニウムに比べて劣化しやすいが密閉型のドームを採用しているため、その影響は軽減できるものとする。さらに、2波長測距に変更のときは、クーデ鏡のみ再コーティングを行うことになるが、望遠鏡クーデ系のミラーは、再コーティングが容易なようにミラー取り付け部が設計されている。環境対策として空気清浄器付きの密閉ドームによりドーム内における空気はすべて清浄化・除湿されるので望遠鏡およびクーデパス内鏡面の劣化を防ぐことができ、長期運用を可能としている。

2.3 駆動系サブシステム

(1) 望遠鏡のコントロール

Az-E1位置や副鏡焦点駆動、直角プリズムシャッター、主鏡シャッターなどの駆動系は、望遠鏡台座内の望遠鏡制御計算機によって制御される。望遠鏡からはAz-E1エンコーダからの位置信号、副鏡焦点位置、回転サイクル、太陽センサー、シャッター位置、駆動リミットスイッチ、プリズムカバー位置、温度センサー、その他補助制御などのステータス信号が制御計算機に送られる。また、望遠鏡制御計算機は基本的にトレーラボックス

ス内の観測局制御計算機から制御されるが、望遠鏡の性能試験時のために、このLANにつながっている他の計算機からも制御できる。

望遠鏡に太陽光などの高輝度の光が直接入光しないよう、機械的なシャッターが備えられている。望遠鏡視野角が太陽光の方向に近づき光学センサーが光を検出するとシャッターが主鏡をカバーする仕組みとなっている。

(2) 追尾

複数の衛星パスのデータ取得を効率的に切り替えながら行うことができるよう望遠鏡は各軸に対して最大速度12°/秒で駆動され、全ての衛星に対して15秒以内に指向できる。方位角の駆動範囲は540度以上であり、リミットスイッチ及び現在の回転位置がわかる機械式センサーがついている。仰角の駆動範囲は-20度から115度であり、地上ターゲットの測距も容易である。また、スターレット衛星における天頂追尾不能域を2度以下としているので、同衛星では最大仰角88度の追尾が可能である。追尾精度及び確度は、想定されるあらゆる衛星の追尾方向、速度にたいして2.5秒角RMSより良いものとなっている。実際の衛星の捕捉は制御計算機からの指令により、まず望遠鏡を衛星の予測軌道に向け、次にガイド鏡の視野角に衛星が入るよう望遠鏡を制御し、さらにクーデ焦点のカメラで望遠鏡視野の中心に衛星が入るように制御する。これらの動作は、観測ソフトによって行われる。

(3) 不動点の安定性

望遠鏡の方位角軸、仰角軸の直交点精度は測距誤差に大きな影響を与える。ここでは、2軸が5秒角より少ない誤差で直交し0.1mmより良い精度で交わるよう設計されている。

(4) ガイド鏡

衛星追尾用ガイド望遠鏡として、口径20cm、視野角10分角の望遠鏡を主望遠鏡にとりつける。ガイド望遠鏡には高感度冷却CCDカメラを取り付け衛星追尾等に使用する。

2.4 安全装置

レーザー測距と同じ望遠鏡を使用したレーザーレーダーにより、レーザー測距の照射点の周囲を監視し、機影を認めた場合に観測用レーザーの照射を停止するように設計されている。さらに、レーザー送信方向を含む広視野モニタカメラによりオペレータによる監視もできる。また、直角プリズムにはプリズムシャッターが安全装置として設けられており、プリズムに反射したレーザー光が不容易に送信されない構造となっている。もし、安全センサーがドームやタワー内で人間を感知したらプリズムシャッターが閉まり、安全が確認されたならリモートコント

ロールによって開放される。

3. 送受信光学系

3.1 概要

送受信光学系では、レーザ装置からのレーザ光を適切なビームに調整しクーデ系へ送信する。送信ビームの一部はスタートパルスとして検出される。また、クーデ系からのリターンパルスを、背景光のフィルタリングを行なうなどし検出器へ導く。第5図は光学テーブル上の測距用レーザ装置、航空機検出用レーザ装置、ミラー等の光学機器配置である。半導体励起 YAG レーザ発振器から出た波長 1064 nm のレーザ光は再生増幅器、第1段増幅器、第2段増幅器を通り所要のエネルギーを得たあと、第2高調波発生器により 532 nm の波長に変換される。その後、T/R 光学シャッターを通り抜けた光は2枚の可動ミラーによって光軸調整が行われビームエキスパンダーを通してクーデ系に送られる。クーデ系からの受信光はビームエキスパンダーに入り送信の場合と反対方

向に進む。そして、T/R 光学シャッターで反射され、フィルタを通り検出器に入る。

このシステムでは衛星レーザ測距の安全性のために航空機検出システムを装備する。これはレーザレーダーによる方式で同じ光学テーブル上にレーザ、検出器等の機器が設置されている。なお、望遠鏡、クーデ系は測距用と同じパスを利用する。

それぞれの装置は振動を受けないよう光学テーブル上に取り付け、さらに光学テーブルはクーデ系と光学的に安定に接続するよう設置する。

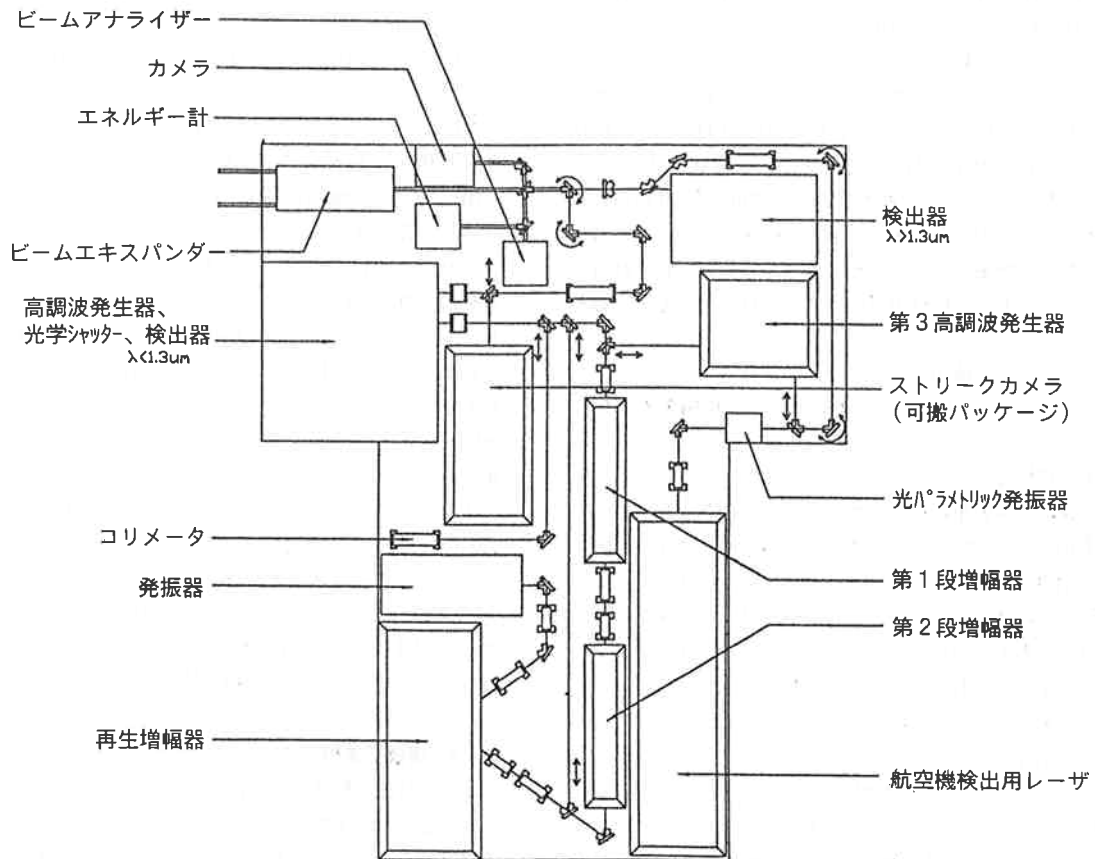
3.2 機能

(1) 形式

本レーザ測距システムの送受信は共通の望遠鏡クーデ系を採用する。これにより、送受信のパスを単純化することができる。

(2) 送信パス、受信パス

このシステムでは標準の測距レートを 20 Hz としている。実際には 10 Hz から 1 kHz までのレートが選択可



第5図 光学テーブル上の配置図

能である。送受信の分離には、この高速繰り返しの測距レートを考慮した高速の T/R 光学シャッターまたは電気的送受信分離シャッターを設ける。ここで、送信レーザー光が直接受信部に入らないように注意が必要である。送信には、主波長 532 nm におけるエネルギーとして、50 mJ と 50 μ J ~ 500 μ J の 2 つのモードがある。また、送受信における光学テーブル上の光学系によるロス は 2% 以下としている。

(3) 較正パス

望遠鏡および光学テーブル内に固定較正パスが設けられる。

(4) 光軸調整

光学テーブルと望遠鏡クーデ系との送受信レーザー光の光軸調整は 2 枚のミラーによって行われる。これらのミラーはクーデカメラの映像を受けた観測局制御計算機によって自動で制御される。さらに、光軸調整は LAN につながっている遠隔制御計算機から手動で制御することも可能である。また、航空機検出用レーザー光の光軸調整も同じように他の 2 枚のミラーによって行う。なお、光軸調整用のパスは、望遠鏡の不動点に取り付けられている逆反射鏡との間を使用する。

(5) ビーム調整

ビームエキスパンダーではビーム幅、ビーム角が調整される。送信時は 22 mm のビーム幅が 110 mm に広げられ、送信効率も波長 532 nm において 90% 以上である。また、送信ビーム拡がり角は 5 秒角から 50 秒角に制御できる。実際には衛星の補足を能率良く行うために、遠隔自動制御により送信ビーム拡がり角が調整される。さらに、追尾時には衛星への送信が最適となるよう調整される。

(6) スタート検知

スタート検出部には高速ダイオード検出器を使用する。

(7) 検出器

受信光の検出部には 3 個のポートが用意されている。そのうち 2 個のポートには冷却型シリコン SPAD (Single Photon Avalanche Diode) と MCP (Micro Channel Plate) が取り付けられ同時に使用することが可能である。残りの 1 個はアップグレード用の予備である。また、これらのポートへの検出器の取り換えは容易な構造となっている。

(8) 干渉フィルタ

干渉フィルタは効率 60% 以上で 0.3 nm 以下の幅を持つスペクトラムフィルタを設ける。空間フィルタは手動で 8, 16, 32, 64 秒角に設定できるが、通常の測距時は 32 秒角に設定する。この干渉フィルタと空間フィルタは

検出器に入る光を制御する重要な部分であり、実際には昼間の観測において背景光を効果的に取り除くことになる。

(9) 送受信強度モニタ

送信及び受信光の強度測定には高感度低速固体検出型のデジタイザが設けられる。このモニタによって受信光は ND フィルタ (0.3 ~ 3.5) を通して適切な強さに調整される。

(10) 2 波長測距

ストリークカメラ方式の 2 波長大気分散計測システムを可搬パッケージに設ける。さらに、エポックタイミング方式による 2 波長計測が同時に可能である。ストリークカメラシステムは、1.5 μ m 帯および衛星レーザー測距に用いる波長帯の波形が観測可能なストリーク管を有する。

4. レーザ装置

4.1 概要

本システムでは衛星レーザー測距用のピコ秒パルスのレーザー装置と、航空機検出用のナノ秒パルスのレーザー装置がある。後者のレーザーは、安全性のために JIS-C-6802 (1991) または ANSI Z 136.1 (1993) の安全規格に準拠している。

衛星レーザー測距用および航空機検出用のレーザー光は、基本波長として Nd : YAG レーザの発振波長 1064 nm を用いる。航空機検出用レーザーは、ナノ秒 Nd : YAG レーザと非アイセーフ波長 1064 nm のナノ秒パルスをアイセーフ波長 1570 nm に変換する光パラメトリック発振器で構成される。衛星レーザー測距用のレーザーはモードロックレーザー、再生増幅器、2 個の増幅器、第 2 高調波発生器、第 3 高調波発生器で構成されピコ秒パルスを発生する。Nd : YAG レーザの第 2 高調波 532 nm は、衛星レーザー測距の主波長としてアイセーフモードおよび非アイセーフモードで使用する。

4 つのトレーラボックスのレーザー光は、第 2 高調波 532 nm のみを使用するが、将来、第 3 高調波発生器を取り付けることによって波長 355 nm との 2 波長測距にアップグレード可能である。なお、可搬パッケージは、第 2 高調波 532 nm、第 3 高調波 355 nm を用いた 2 波長測距を装備している。以下では衛星レーザー測距用のレーザーについて述べる。

4.2 構成と運用

レーザー装置の概略を第 6 図に示す。レーザーは発振器、再生増幅器、第 1 段増幅器、第 2 段増幅器の 4 ステージで構成される。発振器および再生増幅器はダイオード励起である。また、第 1 段増幅器、第 2 段増幅器はランプ

励起である。また、レーザ装置に対して制御計算機からパワー、タイミング、トリガー信号等が送られる。制御計算機ではレーザビームのエネルギーなどや装置の主な部分の温度などの運用状態がモニタされる。さらに、制御計算機からは、必要に応じてキャリブレーションやレーザビーム角制御を行うことができる。

(RMS) としている。そこで、この精度を達成するため、全体の誤差配分、レーザのパルス幅を検討した。システム全体の誤差配分は、タイミング系 3.3 ps, レーザ 17.5 ps, SPAD 17.0 ps とすると、計測誤差 (RSS) は、 $\sqrt{3.3^2+17.5^2+17.0^2} = 24.62 \text{ ps}$ (3.7 mm) となる。

また、本システムで採用するレーザでは、レーザパルス幅と半値幅の関係は、

$$\text{RMS} = 0.6 \times \text{FWHM}$$

RMS : レーザ発振時間精度

FWHM : レーザパルス半値幅

である。ここで、RMS は 17.5 ps であり、波長 532 nm における半値幅は 29 ps となる。したがって、このレーザパルス幅は測距精度 4 mm を達成するために必要な条件となっている。

(2) レーザエネルギー

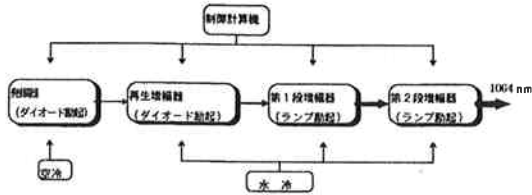
各ステージにおけるレーザエネルギーは、第 4 表のとおりである。基本波長でのエネルギーを 84 mJ まで増幅、第 2 高調波発生器 (SHG) の変換効率を 60% とし、レーザの最大エネルギーは 1 パルスあたり最低 50 mJ を確保している。

第 4 表 レーザエネルギーの設定

ステージ	励起ユニット	寿命 (百万ショット)
発振器	ダイオード	500
再生増幅器	ダイオード	500
第 1 段増幅器	ランプ	250
第 2 段増幅器	ランプ	250

(3) 寿命

システム全体の中でレーザ関係部品の消耗が、定常運用の信頼性に大きく影響する。各増幅器の 1 つのヘッドの繰り返しは 50 Hz が限界であるが、カスケードにして順次発振することにより 100 Hz の繰り返しと 2 倍のシステムダウンの平均時間間隔 (MTBF: mean time between failures) を達成する。励起ユニットの構成を、第 5 表に示す。各増幅器 1 台あたりの寿命は 125 百万ショットであるが、2 台構成とすることにより 250 百万ショットになる。これをもとに実際の観測における晴天



第 6 図 レーザの概略第 1 表 望遠鏡主要仕様

本システムは、増幅器を使用しない状態 (アイセーフモード) で、全ての低軌道衛星と、大気等の条件が良ければラジオス衛星程度の衛星測距が可能である。もし条件が悪化した場合には、システムは速やかに所定のデータレートが得られるように、アイセーフモードから非アイセーフモードに切り替えて観測することができる。具体的には、制御計算機が 1 秒毎に得られる受信強度をもとに、2 段の増幅器からのレーザの出力を直接制御する。すなわち、システムは、信号強度と受信率を維持するために必要な増幅器の調整を自動で行うことになる。さらに、レーザの出力が下限であって、受信強度が最適値を上回る場合には、受信機内に設定された ND フィルタにより自動制御される。

4.3 性能

532 nm におけるレーザ仕様を第 3 表に示す。また、光学系は、 3.7 GW/cm^2 のダメージに耐える仕様である。

(1) レーザパルス幅

本システムにおいて、シングルショットの測距精度は大気の影響と衛星形状の影響を考慮しないで 4 mm

第 3 表 レーザ仕様

	非アイセーフモード	アイセーフモード
パルス幅	30ps 以下	30ps 以下
繰り返し周波数	10, 20, 50, 100 Hz	10, 20, 50, 100, 1000 Hz
最大エネルギー	50mJ 以上	50~500 μJ
波長	532nm	532nm

第 5 表 励起ユニットの構成

ステージ	パルス幅	エネルギー
発振器	35ps 以下	1nJ (1064nm)
再生増幅器	35ps 以下	4mJ (//)
第 1 段増幅器	35ps 以下	15mJ (//)
第 2 段増幅器	35ps 以下	84mJ (//)
SHG	29ps	50mJ (532nm)

第6表 レーザの寿命

		発振器/再生増幅器	増幅器
晴天率	(%)	60	60
レーザパルス繰り返し数	(Hz)	17.5	8.75
ショット数 / 月	(千回)	27216	13608
寿命 ショット数	(千回)	500000	250000
寿命	(月)	18.37	18.37

率を60%とすると、レーザ装置の寿命は第6表のとおりとなる。ここで、レーザパルスの繰り返し数は衛星の切り替えによるレーザの停止時間を考慮した実際の運用形態をもとに算出したものである。この結果、レーザ装置に関しての寿命は約18ヶ月となり、定常運用時の保守を4か月としていることを考慮すると十分な値となる。

4.4 保守および安全性

本システムは光学アライメントがずれた場合でも容易に回復できるように設計されている。また、レーザ装置の部品や重要なミラー等は、調整、検査、必要に応じた交換のためにアクセスしやすいように構成している。これは、定常運用時の運用停止を極力短くすることになる。例えば、レーザ装置のフラッシュランプは短時間で交換できアライメントの必要はない。レーザのうち発振器は空冷によりその他増幅器等はクロズドループの水冷によって冷却されるので保守が簡便である。

安全性のためにレーザ装置の重要な部分の温度と冷却温度は常に制御計算機によってモニタされる。また、

レーザビームは不要な反射を避けるためのブロックや吸収材により、光学テーブル外に出ない構成となっている。また、スクリーンによりオペレータ室にはレーザが照射されない構造となっている。また、安全システムによってレーザのシャットダウンおよび立ち上げが可能となっている。

5. まとめ

首都圏広域地殻変動観測では、観測システムの定常的な運用を行うため、観測データの精度を維持すること、10年間の長期運用に対する保守を容易にすること、自動化、安全性、運用コスト等に対する検討を行い設計している。ここで述べた望遠鏡光学系は、首都圏広域地殻変動観測用に特別に設計したものであり、望遠鏡の3次鏡支持機構などの新しい方式が採用されており、今後他の測地局のシステムのみならず光学分野のシステム設計に大いに参考になるものと考えている。

謝 辞

本研究開発を進めるにあたり、日頃ご協力いただく宇宙技術研究室、光技術研究室、光計測研究室各位に深く感謝いたします。

参 考 文 献

- (1) 国森裕生, 今村國康, 高橋富士信, 板部敏和, 有賀規, 山本淳, “関連技術—衛星レーザ測距装置—”, 通信総研季, 36, 特8, pp.105-118, 1990.