

A. オゾン層の破壊

A-3. 新型レーザーレーダー計測技術の開発に関する研究

- (1) 衛星利用レーザーレーダー長光路吸収計測技術の開発に関する研究
- ② 能動式衛星追尾技術の開発

研究代表者

郵政省通信総合研究所 板部敏和

郵政省通信総合研究所

地球環境計測部	光計測研究室	板部敏和・高部政雄・水谷耕平・青木哲郎
標準計測部	時空計測研究室	国森裕生
電磁波技術部	光技術研究室	廣本宣久

平成2-6年度合計予算額	99,299千円
(平成6年度予算額)	21,618千円)

[要旨]

衛星に搭載した逆反射鏡に向けて大気微量成分に吸収係数を有するレーザー光を送信し、衛星の逆反射器からの反射光を再び地上で受信する方法では、レーザーの強度を高めることで受信信号量を飛躍的に高めることができるため、大気微量成分の高精度な計測が可能になる。この衛星利用のレーザー長光路吸収法による微量成分測定は、高精度、高頻度で測定を行えるところから、グローバルな大気中の微量成分測定に極めて有効である。本研究の前期3年間では、衛星を高精度で捕捉するための能動式衛星追尾手法の基礎技術の開発を行った。さらに後期2年間で分光計測技術と追尾技術を組み合わせた観測システムを構築するためのインターフェイス技術と衛星をより高精度に追尾するための技術確立を目指して研究を行った。このため、既存の測地衛星等を用いて衛星を利用するレーザー長光路吸収による大気微量成分観測システム技術の総合的な評価を行った。

[キーワード] 衛星追尾、望遠鏡、逆反射器、長光路吸収、レーザ伝播

1. 序

衛星と地上間や衛星と衛星間にレーザーを伝播させ、レーザー伝播路の長光路吸収を利用してその伝播路中にある大気微量成分を求める方法は、伝播路を大変長くできるため、非常に高感度であり、レーザーを用いる地球環境の新しい測定手法として期待されている。地球大気のいろんな微量成分を精度良く測定するには、測定用に用いる微量成分によって吸収されるレーザーの安定性や検出系の感度を上げる必要があるが、衛星と地上間で長光路吸収測定を行う場合は、測定系のみでなく、衛星の追尾誤差も測定精度を決める重要な要素となる。また、観測頻度を上げるためには衛星をいつでも追尾できることが必要であるが、このための追尾方法として地上より追尾のためのレーザーを出し、衛星搭載の逆反射器の反射光を使って、衛星を捕捉追尾する能動式衛星追尾技術は重要である。

## 2. 研究目的及び研究方法

地上と衛星間を利用するレーザー長光路吸収計測手法を用いて地球大気環境問題にかかわる大気微量分子を高精度に測定する場合は、衛星の追尾誤差が衛星から反射されて帰って来るレーザー光の受信強度の時間的な変動となり、微量成分の測定精度に影響を及ぼす。高精度に衛星の追尾を行うために、実際に追尾用の望遠鏡で衛星を光学的に捕捉し、追尾する方法が有効である。これは、夜明けや夕方に、太陽、衛星と地上の追尾用望遠鏡の位置関係によって、地上は暗いが衛星高度ではまだ太陽光が輝いていて、地上からは太陽光で輝いている衛星を見ることができる<sup>1)、2)</sup>。しかし、このような方法はいつでも、どの衛星に対しても使える方法ではないため、衛星を使つてのレーザーの長光路吸収から大気微量成分を測定するような場合には適当な方法ではない。特に、地球観測衛星として考えられているA D E O S ( A D V A N C E D E A R T H O B S E R V I N G S A T E L L I T E ) のような衛星では太陽同期軌道を取るものが多く、地上から朝か夕方に太陽に輝いている太陽同期衛星を見ることができる期間は限られる。このため、本研究課題では衛星をレーザーを用いて人工的に輝かせて、そのレーザーの反射光を見ながら衛星を追尾する能動的衛星追尾方式の技術開発を郵政省通信総合研究所の大型望遠鏡を用いて行った。

1996年に打ち上げられるA D E O Sには、地球大気環境にかかわる大気微量分子を測定するための地上・衛星間レーザー長光路吸収測定用リトロリフレクター ( R I S : R E T R O - R E F L E C T O R I N S P A C E と呼ばれる) の搭載を環境庁が計画しており、本研究開発もR I Sを用いる実験のための最適な追尾方式を開発することをねらいとしている。

## 3. 研究成果

### 3-1 宇宙光通信地上センター望遠鏡システム概要

A D E O S搭載R I Sの追尾とこのR I Sを用いる長光路吸収実験には、通信総合研究所小金井本所北側敷地にある「宇宙光通信地上センター」の1.5m口径望遠鏡が使用される。この大型望遠鏡は、衛星間の光通信研究を目的とし、さらにそれ以外の多分野の実験研究にも十分利用できるように作られたものであり<sup>3)</sup>、天体観測ともに地上-衛星間光通信実験や衛星レーザー測距を行うために衛星を追尾する機能を有している。また、この大型の望遠鏡とレーザーのような大型の実験機器を組み合わせるために、望遠鏡はクーデ光学系で望遠鏡がある2階のドーム室と1階のクーデ室が光学的に結ばれ、クーデ室には大型の機器を設置できる光学台が4つ設置されて、R I Sを用いる長光路吸収実験用装置も能動的追尾用機器とともにこのクーデ室の光学台の一つに設置される。望遠鏡の建物の概略図を図1に望遠鏡システムのブロック図を図2に示している。望遠鏡には20cm口径のガイド望遠鏡並びに同じ口径の軸はずしの反射型送信望遠鏡が鏡筒につけられている。主望遠鏡は、モデファイドカセグレン、ナスミス、クーデと3種類の焦点を2次鏡を変えて選ぶことができ、送信望遠鏡へは10cm径のクーデパスの中央部に5cm径の小さな鏡(ピックオフ鏡)を挿入して光を取り出すことができるようになっている。

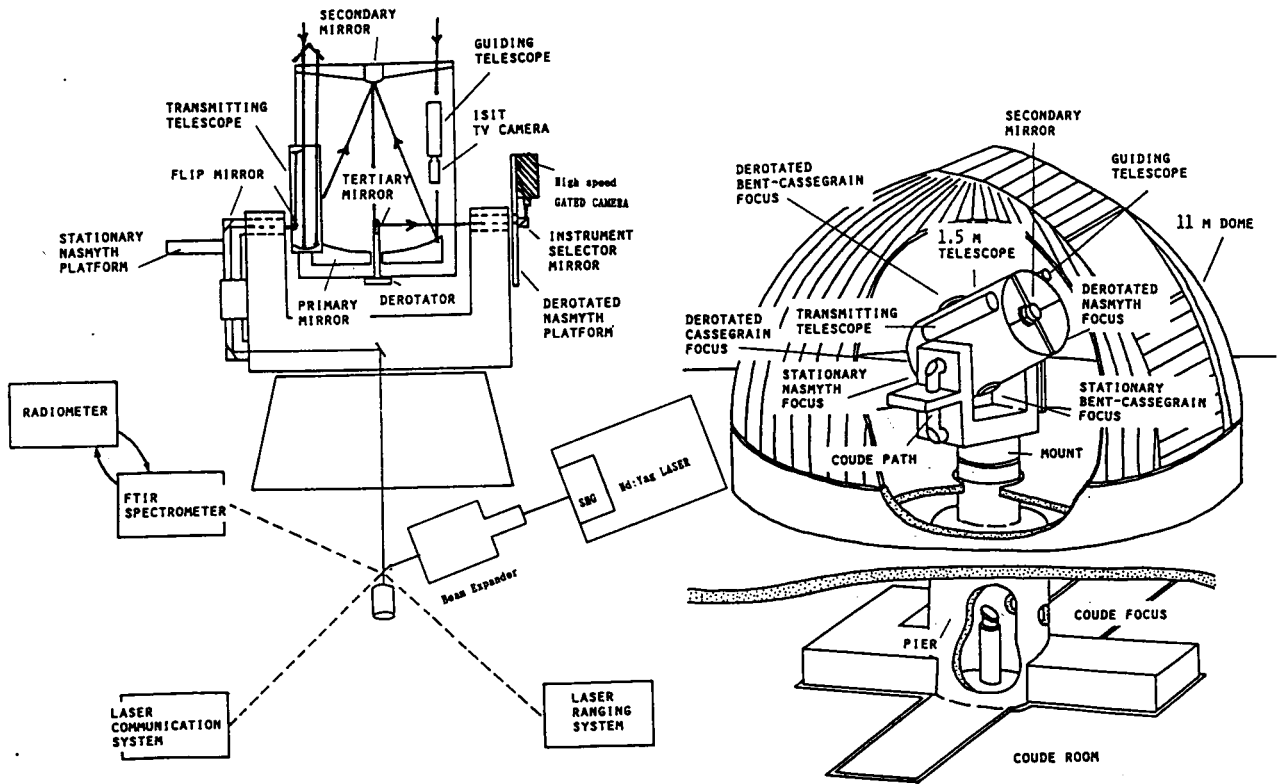


図2 宇宙光通信地上センター望遠鏡システムブロック図      図1 望遠鏡建物の概略図

### 3-2 能動式追尾での受信強度の評価

能動式追尾の開発にはあつては、測地衛星を用いて追尾方式の基礎実験と評価を行うが、最終的な目標であるADEOS搭載RISを追尾する場合は、大気微量分子計測の必要から昼間を含んでいつでもレーザ光によって輝いている衛星を撮像する必要がある。地上から出力 $P_0$ のレーザ（送信望遠鏡からでたところの出力として）をだして、距離 $R$ の衛星の逆反射器（反射率 $r$ 、有効断面積 $\sigma$ ）で反射して再び地上で面積 $S$ （ここでは口径 $20\text{ cm}$ 、 $S = 0.31\text{ m}^2$ ）のガイド望遠鏡で受信される電力 $P_r$ は、

$$P_r = P_0 \cdot T^2 \left[ \frac{\sigma}{\pi (R\theta_t/2)^2} \cdot r \right] \cdot \left[ \frac{S}{\pi (R\theta_s/2)^2} \right] \cdot T_r \quad (1)$$

$$= P_0 \cdot T^2 \frac{16 \cdot S}{\pi^2 \theta_t^2} \cdot T_r \cdot \eta_{sat} \quad (1)'$$

で与えられる<sup>4)</sup>。ここで、

- $\theta_t$  : 送信レーザ光の広がり      =  $3\text{ mrad}$
- $\theta_s$  : 衛星の逆反射器の回折角（表1参照）
- $T^2$  : 大気の透過率      =  $0.5$
- $T_r$  : 地上システム受信系の全光学効率      =  $0.1$

であり、(1)式で衛星の軌道や光学反射体のパラメーターによる項は

$$\eta_{sat} = \left[ \frac{\sigma}{R^4 \cdot \theta_s^2} \right] \cdot r \quad (2)$$

である。表1に、R I Sとプリズムコーナリフレクターを持つ測地衛星（ラジオス：LAGEOS、あじさい：Ajisai）についての（2）式の最大値を示している。表1から、Nd：YAGレーザの波長である0.53 μmのレーザの照射は、R I Sの反射効率の悪い場合にL a g e o sに、良い場合にA j i s a iの場合が対応している。受信強度を見積もると（1）'式でP<sub>0</sub>が100 mJとして

$$P_i = 28 \cdot \eta_{sat} \quad \text{あるいは} \quad N_i = \frac{P_i}{h\nu} = 7.5 \times 10^{19} \cdot \eta_{sat}$$

であり、

$$\begin{aligned} h &= 6.6 \times 10^{-34} \text{ J} \cdot \text{s} \\ h\nu &= 3.7 \times 10^{-19} \text{ J}, \\ \text{A j i s a i の場合} &、N_i = 1.1 \times 10^3 \\ \text{L a g e o s の場合} &、N_i = 2.55 \end{aligned}$$

となる。地上で受信するとき、昼間の背景光による雑音が一番大きく、背景光による雑音を抑えるため能動式追尾の撮像検出器として3-3の実験で用いられた高速ゲート付きの検出器を整備した。ゲート幅τ secに、検出される昼間の背景光の光子数N<sub>B</sub>は

$$N_B = \frac{P_B}{h\nu} = \frac{1}{h\nu} \cdot S \cdot \frac{\pi \theta_r^2}{4} \cdot \Delta\lambda \cdot S_B(\lambda) \cdot \tau \quad (3)$$

であり、ここで

$$\theta_r : \text{受信光学系の視野} = 3 \text{ m r a d} \\ (= \text{撮像面の径} / \text{受信望遠鏡の焦点距離})$$

$$\Delta\lambda : \text{受信光学系の干渉フィルター} = 1 \text{ n m}$$

とする。S<sub>B</sub>(λ)は、背景光の分光輻射量であり、図1から快晴の時に<sup>5)</sup>

$$S_B(0.5 \mu\text{m}) = 0.1 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{nm}^{-1} \cdot \text{str}^{-1}$$

$$\text{となり、} \quad P_B = 2.2 \times 10^{-8} \text{ (J / sec)} \cdot \tau$$

$$N_B = 6 \times 10^{10} \cdot \tau$$

である。ここで256 x 256のピクセルをもつ撮像面のレーザで輝いている衛星像のあるの1ピクセルと像の外側での1ピクセルあたりの昼間背景光雑音の光の揺らぎ（ポワソン過程として）をS-N比（S/N）<sub>1px</sub>として能動的追尾の衛星の検出可能性を評価する。

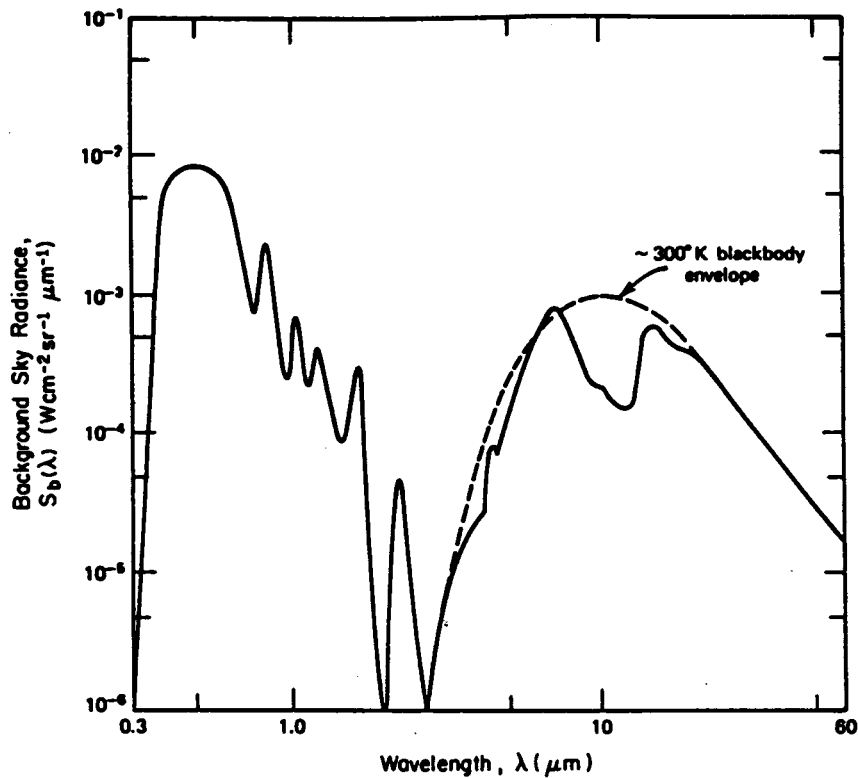


図3 快晴昼間での背景光強度 (sky radiance)

大気の揺らぎ (シーイング) を5秒 ( $2.4 \times 10^{-5} \text{ rad}$ ) すると、撮像面での衛星の像は、撮像面1ピクセルの視野が

$$\begin{aligned} \text{受信視野} / 256 &= 3 \text{ mrad} / 256 \\ &= 1.2 \times 10^{-5} \text{ rad} \end{aligned}$$

であり、径で2ピクセルに、面積で4ピクセルに結像し、

$$(S/N)_{1 \text{ px}} = \frac{N_r / 4}{(N_B / 256 / 256 + N_D)^{1/2}} \quad (3)$$

となる。

ここで、 $N_D$ は撮像系の  $\tau \text{ sec}$  での暗電流による (撮像管の前の光子数に換算して) 雑音であるが、昼間の追尾の時は背景光に比べて無視してよい。(3)は、

$$\text{Ajisaiの時} \quad \tau = 3.2 \times 10^{-4} / (S/N)_{1 \text{ px}}^2$$

$$\text{Lageosの時} \quad \tau = 1.8 \times 10^{-9} / (S/N)_{1 \text{ px}}^2$$

で、A j i s a i の場合は、十分な S - N 比を  $\mu \text{ s e c}$  程度のゲートで得ることを示しているが、L a g e o s の場合は、レーザのパルス幅と同程度の極めて高速のゲートをかけて S - N = 1 を得ることができる。

表1 R I S、L a g e o s、A j i s a i の光学パラメーター  
(波長 0.5  $\mu \text{ m}$ )

	R I S	L a g e o s	A j i s a i
r	0.8	1 <sup>a)</sup>	1 <sup>a)</sup>
$\sigma \text{ m}^2$	<sup>c)</sup>	0.01 <sup>b)</sup>	0.05 <sup>b)</sup>
R km	800	6000	1500
$\theta_s \text{ rad}$	<sup>c)</sup>	$1.5 \times 10^{-5}$	$2.6 \times 10^{-5 \text{ d)}$
		(回折のみ、D = 3.8 cm)	
$\sigma$			
$\left[ \frac{\sigma}{R^4 \cdot \theta_s^2} \right]$	$10^{-16}$	$3.4 \times 10^{-20}$	$1.5 \times 10^{-17 \text{ e)}$

- a) R I S は鏡面の予測反射率、測地衛星のリフレクターは熔融石英でできており表面は可視用広帯域の無反射コーティングがされているとした。
- b) A j i s a i のリフレクターは1辺4.2 cmのプリズムを12個を1組として、120組を直径2.15 mの球体に並べたもので、<sup>b)</sup>の値はプリズム12個の1組のみが反射に寄与している場合である。A j i s a i の場合の $\sigma$ の最大値は<sup>b)</sup>の値の30倍(=120/4)である。
- c) R I S に関しては、環境研で(2)式の計算値が与えられているため省略している。<sup>7)</sup>
- d) A j i s a i の1個のプリズムの面積に同等な直径2.3 cmによる回折( $1.2 \lambda / D$ )を使っている。
- e) <sup>b)</sup>からA j i s a i での最大値は、 $30 \times 1.5 \times 10^{-17} = 4.5 \times 10^{-16}$

### 3-3 測地衛星を用いる実験

センターの衛星レーザー測距装置を用いて、わが国の測地衛星”あじさい”からのレーザー光の反射光撮像の予備実験を行った。実験に用いたレーザー、検出系、光学系の緒元を表1に、実験システムの構成を図1に示している。

表2 あじさいからの反射光撮像予備実験装置緒元

レーザー	検出系
モードロックNd:YAGレーザー倍波	ゲート付きイメージ増機能付きCCD
波長 : 532nm	画素 : 756x485
繰り返し : 10Hz	放射感度 : 35mA/W (550nm)
出力 : 100mJ/パルス	有効径 : 17.5mm
パルス幅 : 100psec	量子効率 : 17%
レーザー発振ジッター : 100nsec以下	ゲート : 3ns-連続、立ち上がり3ns
光学系	

1.5m 望遠鏡 クーデ光学系 (送受信共通光学系)

衛星レーザー測距受信光学系

送受信切り替え : 回転ミラー

送信ビーム広がり : 32秒角 (150 $\mu$ rad) 以上

受信視野 : 32秒角 (150 $\mu$ rad)

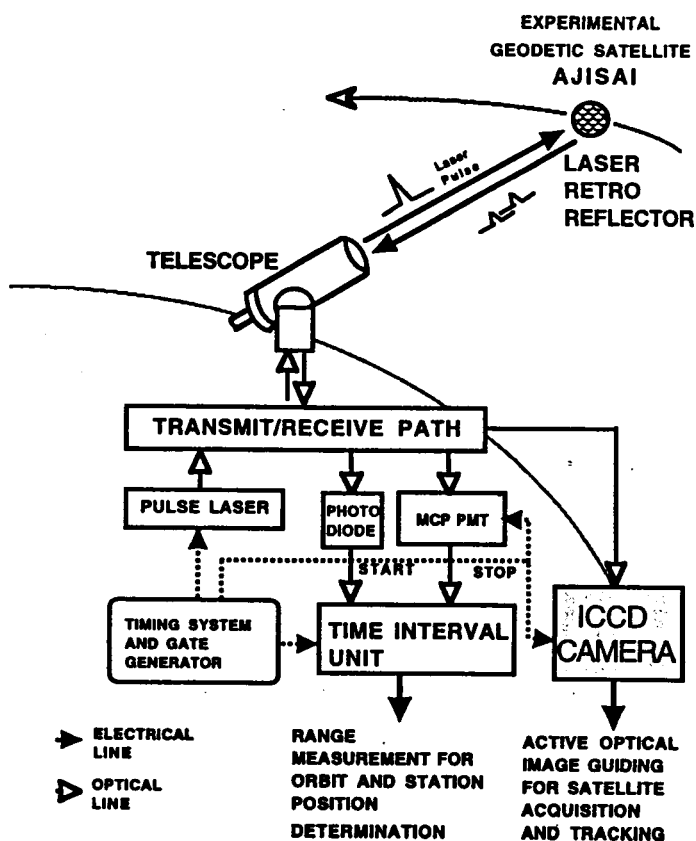


図4 撮像予備実験システム構成図

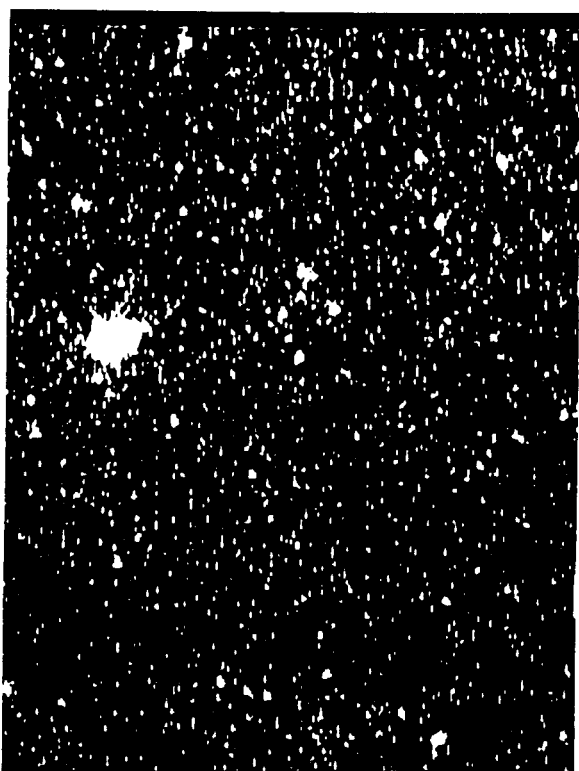


図5 “あじさい”からの反射光の写真  
(左側の大きな明るい所が“あじさい”  
の反射光)

望遠鏡よりレーザーを出し、測地衛星“あじさい”からのレーザー反射光を撮像する予備実験は、94年3月4日に実施した。撮像装置からの信号は、テレビの画面でモニターすると共にビデオに記録した。“あじさい”からのレーザー反射光は約1分間、レーザーの発射に同期した点滅する信号を受信した。その時のビデオ信号から再生されたレーザー反射光の写真を図2に示している。図2の写真の左側の明るい所が“あじさい”からのレーザーの反射光であり、小さな明るい点は撮像装置であるCCDカメラの暗電流雑音である。

1.5mの望遠鏡を使って、送信ビームの視野内であれば測地衛星の逆反射器からのからのレーザーの反射光を受信できた。この結果と3-1での受信強度の見積もりからレーザーの出力を4倍程度にして、衛星を $150\mu\text{rad}$ で捕捉、追尾できれば十分にADEOSの能動追尾は可能である。このため、次に述べるような追尾機能の改良を行った。

### 3-4 光学追尾機能高度化のための光学追尾装置の改良

ADEOS搭載RISの実験に備えて、「宇宙光通信地上センター」の光学追尾装置について以下の改良を行った。この結果、望遠鏡の絶対指向精度1.4秒角、追尾精度0.6秒角を達成し、測地衛星を使った追尾によって、現在得ることの出来るどの軌道予報値の誤差を含んで $200\mu\text{rad}$ 以下で追尾可能となった。主な、望遠鏡の改造点とそれによって得られた精度は以下の通りである。

#### (1) 追尾システムの改造点

##### ① 指向・追尾システムの改良



- ア 冷却型CCDカメラと星像位置抽出システムによるスターキャリブレーション機能の自動化。
- イ スターキャリブレーション機能に連続追尾モードを追加とエンコーダ誤差の補正項の追加。
- ウ 望遠鏡光学系の重力たわみの補正項の追加
- ② 衛星追尾ソフトウェアの改良
  - ア NORAD-2LINE形式平均軌道要素による追尾機能に加えて、IRV接触軌道要素、及びSAO形式平均軌道要素による追尾機能を付加し、3つの現在入手可能な起動要素による衛星追尾を可能にした。
  - イ 衛星軌道に平行及び垂直方向にサーチする機能を追加した。

(2) 達成された指向・追尾精度

① 指向・追尾精度

- ア 絶対指向精度 1.37秒角 (r.m.s) (改造前 7.2秒角 (r.m.s))
- イ 追尾精度 0.58秒角 (r.m.s) (改造前 1.8秒角 (r.m.s))
- ウ エンコーダ誤差補正精度
  - 方位角軸 0.12秒角 (Half Amplitude) (改造前 0.88秒角 (Half Amplitude))
  - 仰角軸 0.43秒角 (Half Amplitude) (改造前 1.48秒角 (Half Amplitude))

② 衛星追尾精度

3つの形式の全によるAjisai及びLageosの測地衛星追尾において、使った軌道予報値の誤差も含めて、 $200\mu\text{rad}$  (40秒角) 以下が達成された。

図6に方位角軸の追尾誤差を示している。図6aは、改造前であり、bは改造後のデータを示している。

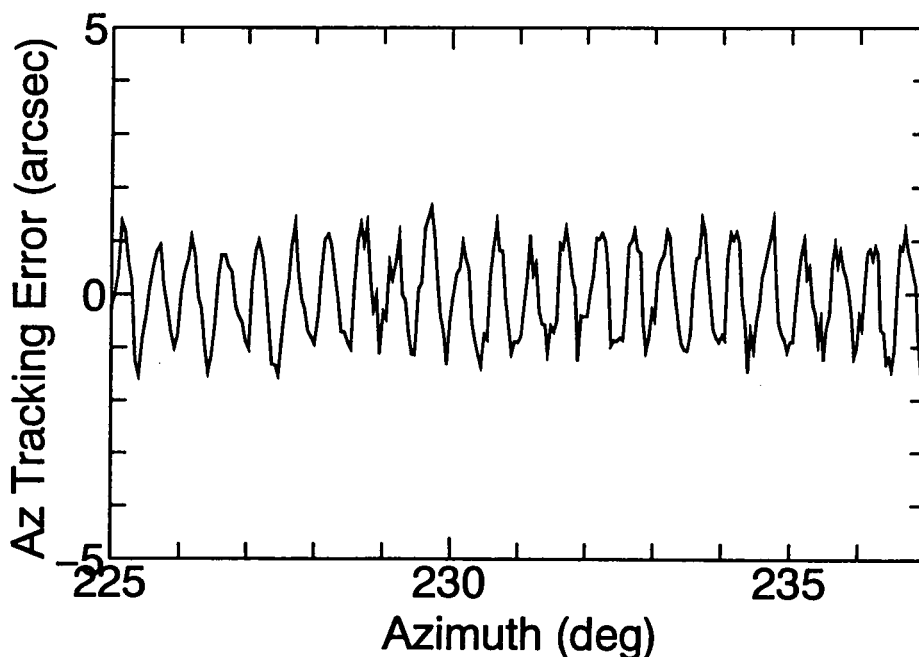


図6 a 改造前の方位角軸の追尾誤差

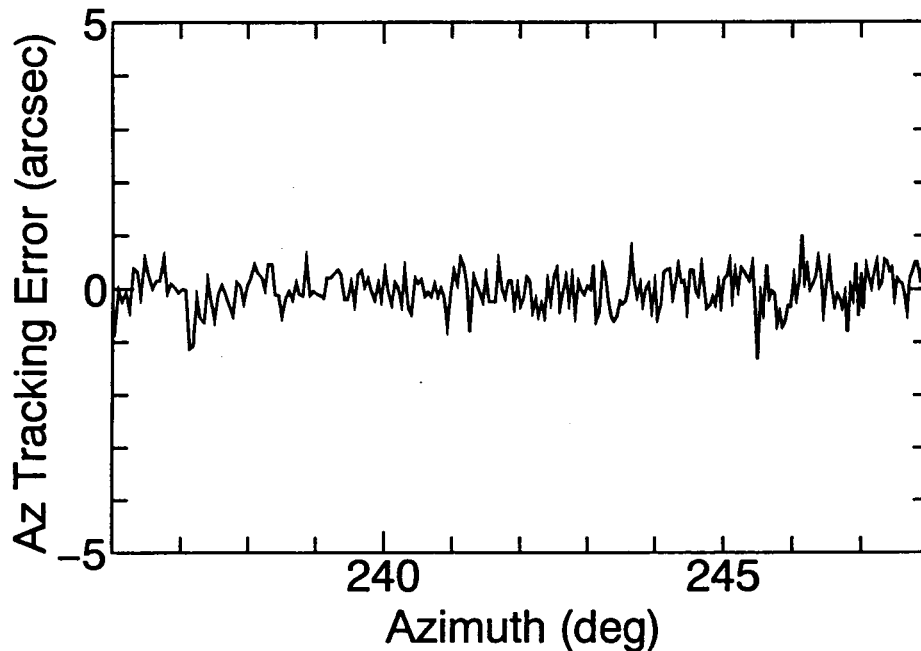


図 6 b 改造後の方位角軸の追尾誤差

#### 4. まとめ

今年度は、R I Sの能動式追尾実験を視野にいたした光学追尾装置の改良、整備を行うとともに、わが国の測地衛星”あじさい”を使って衛星レーザー測距装置のレーザーを用いて反射光の撮像実験を行い、“あじさい”の反射光の撮像に成功した。さらに、望遠鏡の改良によって衛星の追尾精度が大幅に改良された。

#### 5. 参考文献

- 1) T. Aruga, K. Araki, T. Igarashi, F. Imai, Y. Yamamoto and F. Sakagami: Earth-to-space laser beam transmission for spacecraft attitude measurement, Appl. Opt. 23, 143(1984)
- 2) T. Aruga, K. Araki, R. Hayashi, T. Iwabuchi, M. Takahashi and S. Nkamura: Earth-to-geosynchronous satellite laser beam transmission Appl. Opt. 24, 53(1985)
- 3) T. Aruga, T. Itabe, M. Ishizu, N. Hiromoto and M. Shikatani: A new optical facility for multi-purpose studies, Denki Tokyo, 27, 53(1988)
- 4) The Infrared Handbook eds. W. L. Wolfe and G. J. Zissis., The infrared information analysis center, Environmental Research Institute of Michigan(1989)
- 5) W. K. Pratt: Laser Communication Systems, Wiley, New York(1969)

- 6) 地球観測ハンドブック、友田好文・鈴木弘道・土屋 淳 編、東京大学出版会(1985)
- 7) 第1回R I S検討会資料、1991年2月18日、仙台(東北工大)

#### 研究発表の状況

##### (1) 紙上発表(○は査読誌)

- 1)○H. Kunimori, K. Imamura, F. Takahashi, T. Itabe, T. Aruga and A. Yamamoto: New development of satellite laser ranging system for highly precise space and time measurements, J of CRL, **38**(1991)303-317.
- 2) 板部敏和: 光技術の進歩-宇宙を見る地球を見る新しい眼-, 通信総合研究所季報、**39**(1993) 275-285
- 3) 高部政雄、板部敏和、有賀規: 光ビーコンの衛星地球画像校正への応用、信学技、**SANA94-56**(1994-10)51-58
- 4) 板部敏和: レーザレーダ装置、光測定ハンドブック 3.2(朝倉書店)、(1994)335-348
- 5)○高部政雄、荒木賢一、豊田雅宏、板部敏和、有賀規: 地上レーザビーコンの地球画像校正への応用、日本リモートセンシング学会誌、**13**(1993)53-60

##### (2) 学会、国際会議等

- 1) 廣本宣久、高部政雄、豊田雅宏、青木哲郎: 通信総研(CRL) 1. 5m望遠鏡の指向追尾機能の高度化、日本天文学会1995年春季大会、東京1995