

測地実験衛星 (EGS「あじさい」) の光学追尾実験

高部 政雄*, 板部 敏和*, 有賀 規*

(昭和62年9月21日受理)

OPTICAL TRACKING OF THE EXPERIMENTAL
GEODETIC SATELLITE (EGS)

By

Masao TAKABE, Toshikazu ITABE, and Tadashi ARUGA

This paper reports the optical tracking results of EGS (Experimental Geodetic Satellite) which was launched on August 13, 1986, by the National Space Development Agency of Japan (NASDA).

EGS optical tracking experiment process and an outline of Radio Research Laboratory (RRL) optical ground station are discussed. Two important techniques; (1) star tracking technique for optical equipment calibration and (2) satellite tracking technique for orbit prediction improvement, which were previously developed and used in this experiment, are also described. The accuracy of EGS tracking data obtained by RRL at the request of NASDA is also discussed. In addition, it is briefly demonstrated that the position of the Japanese Amateur Satellite (JAS-1) which was launched with the EGS, was accurately determined by means of a satellite tracking video.

It is clear from this experiment that optical observation data, i. e., satellite direction data, is very useful for satellite orbit determination during initial launch stages. Furthermore, the results confirm the effectiveness of these two satellite optical tracking techniques.

1. はじめに

NASDA (宇宙開発事業団) は、1986年8月13日 H-I ロケット試験機1号機を種子島宇宙センターから打ち上げた。H-I ロケットの性能確認ペイロードである測地実験機能部 (EGP=Experimental Geodetic Payload) は、軌道投入後、測地実験衛星 (EGS) となり、「あじさい」と命名された。

EGS は、電波機器を搭載してないため⁽¹⁾、光学的手段により観測及び軌道決定を行う必要がある。

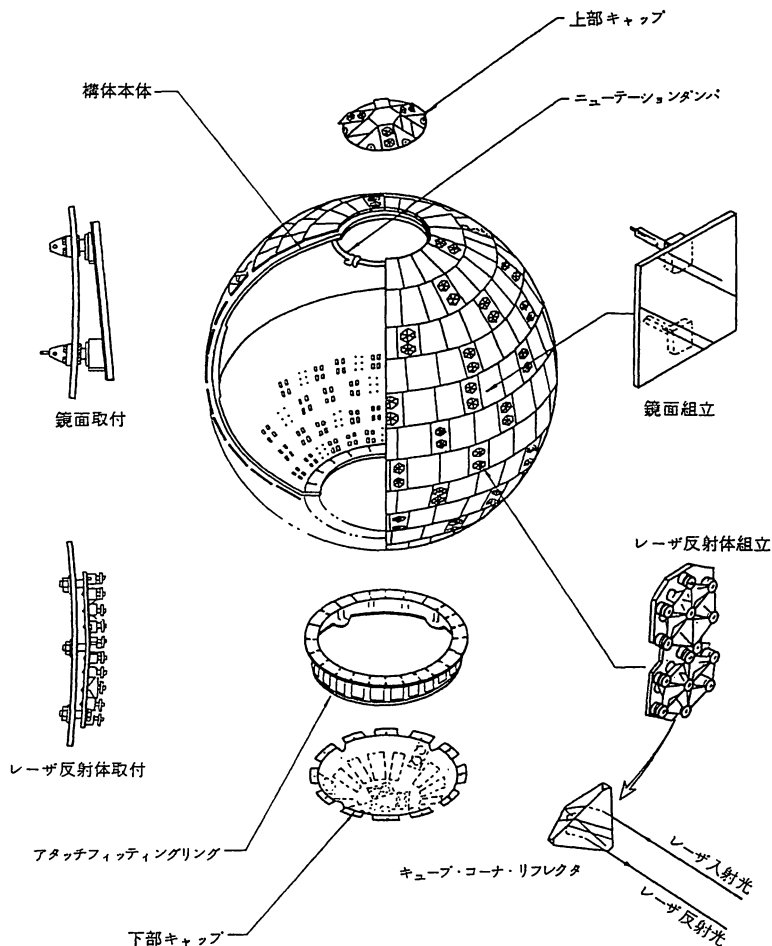
電波研究所では、NASDA との技術援助協定により、当所の衛星追尾光学装置で、予備試験及び初期観測に参加し、EGS の高精度位置データを取得し、観測に成功した。

人工衛星の光学追尾は、外国でも国内においても種々

行われてきている。従来、主としてレーザ測距に伴った光学追尾が行われてきた⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾。一方当所では、将来の宇宙光通信やリモートセンシングへの応用を目標として、衛星の光学追尾を行ってきている。光通信では狭ビームのレーザ光をコンスタントに衛星に伝送する必要があるため、より高精度の追尾が必要である。この目的のために、恒星追尾を行って装置の設置誤差を補正し、かつ光学追尾データを基に軌道要素の誤差を推定し軌道予報値の改良を行う方法を提案し⁽⁶⁾、周回衛星の追尾や、ETS-III 衛星を利用したレーザ光伝送及び高精度姿勢決定実験⁽⁷⁾にも成功し、高精度の衛星追尾技術の開発を行ってきた。

今回の EGS の光学追尾実験の成功によって、当所の開発した技術の有効性が再確認された。本論文では、上記の方法についてのレビューを行いながら、電波研究所における EGS の追跡結果について報告する。

* 電波応用部 光計測研究室



第1図 測地実験衛星の形状

2. EGS の概要及び観測体制

EGS は、第1図のように球形の多面体で⁽¹⁾、太陽光反射鏡及び、レーザー光反射プリズムを装着したものであり、国内測地三角網の規正、離島位置の決定（海洋測地三角網の整備）並びに、日本測地点の確立を目指したもので、海上保安庁水路部と国土地理院が利用機関となっている。

EGS は、電波機器を全く持っていない受動的な衛星であるため、望遠鏡やレーザー測距装置を利用して観測し、軌道情報を得る必要がある。NASDAは、この目的に適した光学的観測設備を保有していないので、利用機関及び協力機関である電波研究所、東京天文台等が参加して第2図の観測体制で、EGS の軌道データを取得することになった。

電波研究所は、衛星追尾光学装置（第3図、第4図）

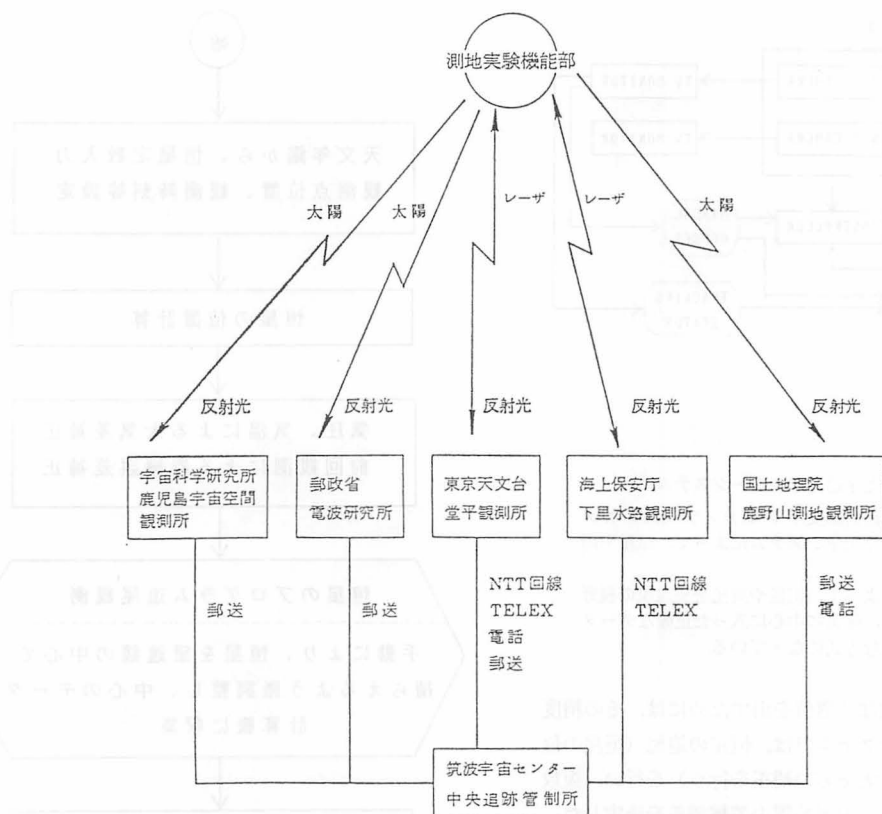
で NASDA から送られてくる軌道要素を基に、軌道計算を行い、追尾した。

3. 観測方法

衛星追尾に当たっては、次のような手順に従って実験を行った。① 正確な軌道値を求めるために、恒星を追尾し衛星追尾装置の校正を行う ② 軌道予報値による衛星の追尾を行い、追尾データを取得する ③ 衛星追尾後、そのデータを基に軌道予報値の改良を行い、より正確な次の追尾準備をする。以降、②③を繰り返して行った。

なお、打ち上げのロケットの飛行誤差による飛行時刻のずれも予想されたので、プログラム追尾の開始を手動によっても行えるよう、ハードウェア及びソフトウェアの若干の改造も行った。

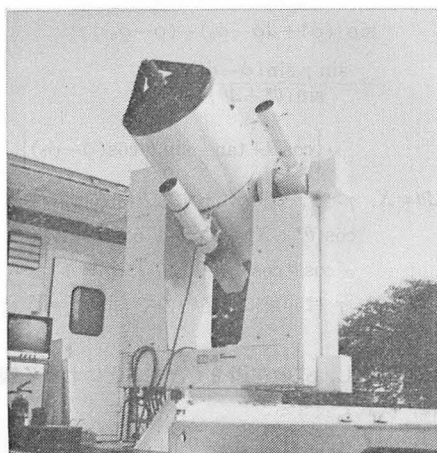
3.1 恒星追尾による装置の校正



注1. 初期捕捉にはアマチュア天文家の協力を受ける。

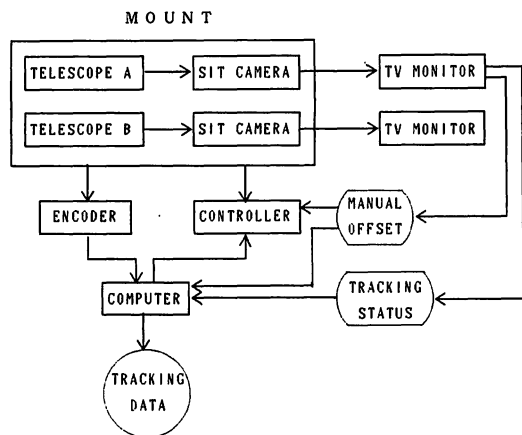
注2. 海上保安庁水路部がNASAレーザ追跡網の支援を受ける

第2図 EGS の観測体制



架台部	方式	経緯儀式
	回転精度	4秒角
制御部	方式	プログラム追尾
	制御間隔	10 msec
	角度分解能	1/1000度
	駆動	パルスモータ
光学部	カセグレン方式	
	口径50cm, 視野0.2度	
	ガイド望遠鏡 屈折式	
	口径10cm, 視野1.1度	

第3図 電波研究所 衛星追尾光学装置



第4図 光学追尾モニターシステム

2台の望遠鏡と超高感度テレビカメラ (SIT カメラ) を組み合わせた光学システムによって、恒星や衛星を観測する。

手動の微調整によって、恒星や衛星を望遠鏡の視野の中心に追込み、確実に中心に入った正確なデータを計算機に取り込む方式になっている。

衛星追尾で、正確な軌道値を出すためには、その精度が問題となる。本システムでは、恒星の追尾 (恒星の位置計算に際しては、大気差の補正を行う) を行い、複数の恒星追尾データから追尾装置の器械誤差を決定した。恒星を主望遠鏡の中心で捕捉するよう、手動により微調整を行う。中心で捕らえたデータは、器械誤差を算出するため計算機に収集するという方法をとった (第4図参照)。恒星追尾の流れ図を第5図に示す。

なお、時刻については、JJY からの標準時刻信号で、衛星追尾装置の時刻の同期をとっている。

器械誤差の決定は、

A_z 回転軸の傾き	γ
E_i 回転軸の傾きの方向	ϕ_0
方位角零点誤差	$\Delta\phi$
天頂角零点誤差	$\Delta\theta$

以上四つの未知数を恒星追尾したデータで最小自乗法により求めた。(本方法の詳細については文献(6)を参照)

第6図の $\triangle ABS$ は球面三角法によって⁽⁸⁾,

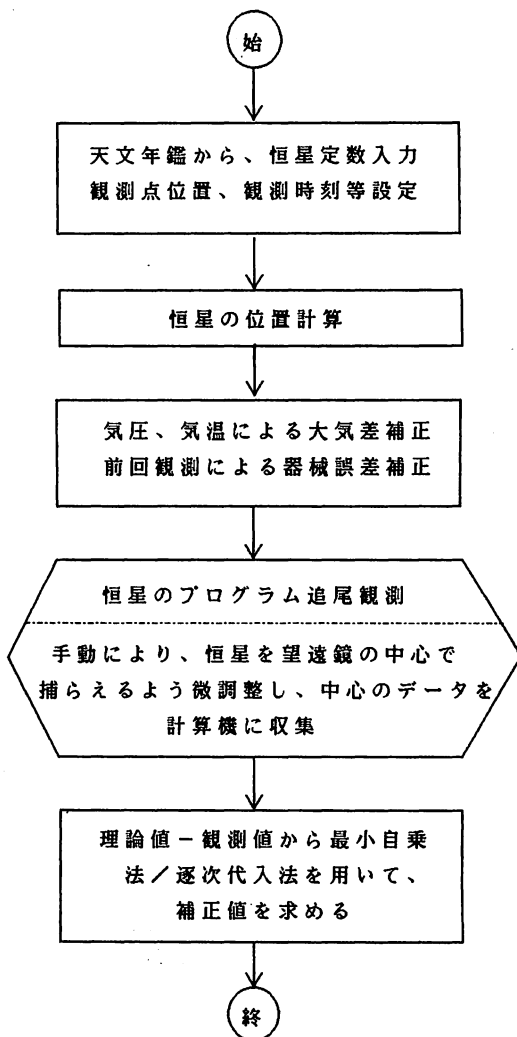
$$\cos \theta^* = \cos \theta \cos \gamma + \sin \theta \sin \gamma \cos(\phi - \phi_0) \quad \dots\dots(1)$$

$$\sin \{(\phi^* - \phi_0) - (\phi - \phi_0)\} = \frac{\sin \gamma \sin(\phi - \phi_0)}{\sin \theta^*}$$

$$\cdot \left\{ \cos \theta + \tan \frac{\gamma}{2} \sin \theta \cos(\phi - \phi_0) \right\} \quad \dots\dots(2)$$

ここで零点誤差を $\Delta\theta$, $\Delta\phi$ とすると、

$$\cos(\theta^* + \Delta\theta) = \cos \theta \cos \gamma + \sin \theta \sin \gamma \cos(\phi - \phi_0) \quad \dots\dots(3)$$



第5図 恒星追尾の流れ図

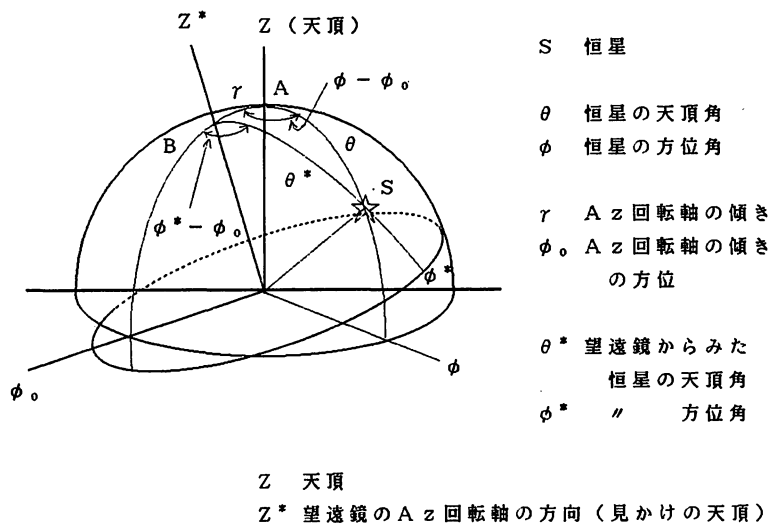
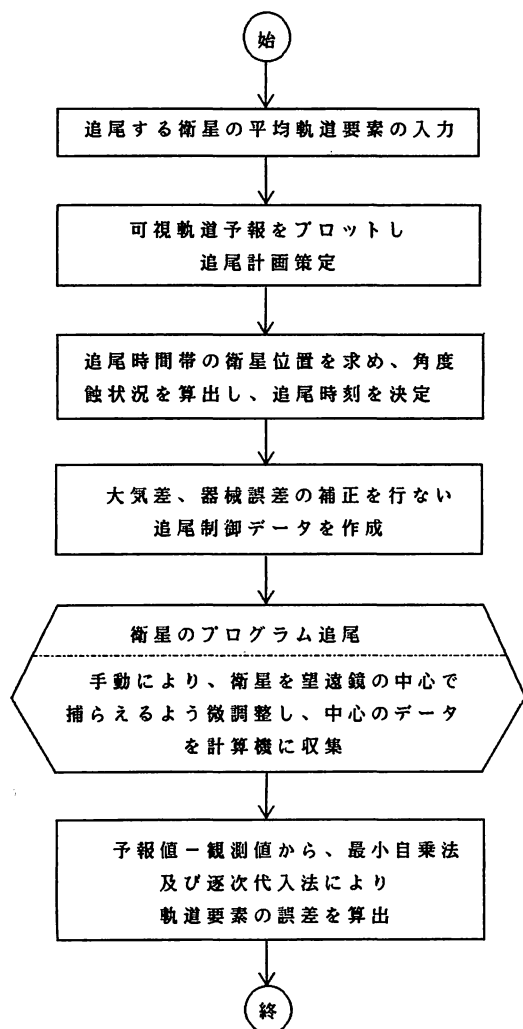
$$\begin{aligned} & \sin \{(\phi^* + \Delta\phi - \phi_0) - (\phi - \phi_0)\} \\ &= \frac{\sin \gamma \sin(\phi - \phi_0)}{\sin(\theta^* + \Delta\theta)} \\ & \cdot \left\{ \cos \theta + \tan \frac{\gamma}{2} \sin \theta \cos(\phi - \phi_0) \right\} \quad \dots\dots(4) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta\theta = X, \gamma = Y, \phi_0 = Z \text{ とすると(3)式は,} \\ \cos(\theta^* + X) - \sin \theta Y \cos(\phi - Z) \\ - \cos \theta \cos Y = 0 \quad \dots\dots(5) \end{aligned}$$

(ただし γ は非常に小さいので $\sin Y = Y$ と近似している)

m回測定し、式の左辺を f とするといわゆる観測方程式は、次式で表せる。

$$\left. \begin{aligned} f_1(X, Y, Z) &= 0 \\ f_2(X, Y, Z) &= 0 \\ &\vdots \\ f_m(X, Y, Z) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots(6)$$

第6図 恒星追尾概念図（垂直軸が ϕ 方向に γ 傾斜）

第7図 衛星追尾の流れ図

3個の未知数 X , Y , Z は一つの最小自乗法（付録I）により求める。

$X_0=X$, $Y_0=Y$, $Z_0=Z$ と置いて、繰返し演算すると、 X , Y , Z すなわち $\Delta\theta$, γ , ϕ_0 が求められる。

そして(4)式により $\Delta\phi$ も求められる。

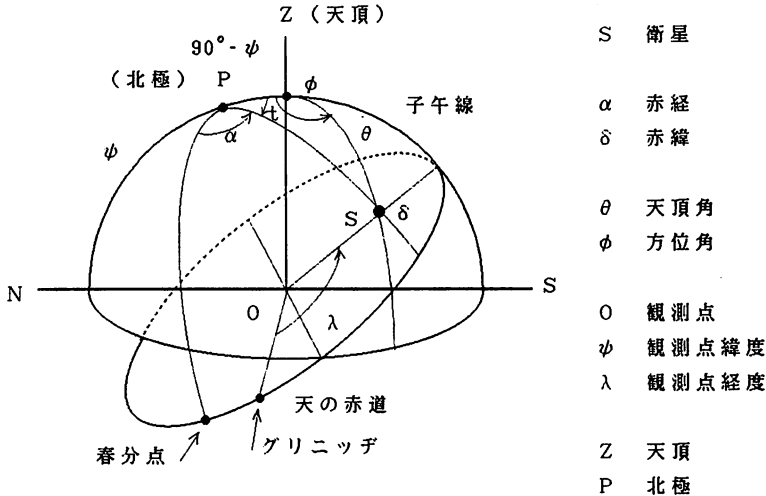
3.2 衛星追尾及び軌道値改良

3.1では恒星追尾を行って、衛星追尾装置の器械誤差／設置誤差を求める方法について述べた。求めた誤差を補正して追尾することによって装置を校正したことになる。しかし、装置が校正されたからといって十分な衛星追尾ができるわけではない。ビーコンを有しない衛星を追尾する場合には、自動追尾はできず、プログラム追尾（軌道予報値に基づいてあらかじめ軌道を計算して、計算値により追尾を行う）に頼らざるを得ない。したがって精度の良い予報値が必要である。

人工衛星を光学的に追尾し、その追尾データ（刻々の衛星の方向の測定データ）を用いて、軌道要素の誤差を推定して軌道予報値の改良を行うためのシステム（ハード及びソフトウェア）が著者らによって過去に開発されてきている⁽⁶⁾。このシステムによって予報値が悪くて望遠鏡の視野の端でしか捕捉できない状態でも、一度捕捉して、追尾した後は、次の軌道からは望遠鏡の視野の中心近くで追尾することが可能である。そこで、EGSの実験ではこのシステムを有効に利用した。

軌道要素としては、一般に次の6個が用いられる。

- | | |
|-----------|----------|
| (1) 平均運動 | n |
| (2) 近地点引数 | ω |
| (3) 昇交点経度 | Ω |
| (4) 軌道傾斜角 | i |



第8図 観測点と衛星の赤経、赤緯の概念図

- (5) 離心率 e
 (6) 平均近点離角 M

このほか、元期 t_0 も軌道上の衛星の位置を定める上で重要な要素である。

今回の衛星追尾でも、指定した衛星の平均軌道要素を基に、各時刻における衛星の位置を計算し、それに大気差及び恒星追尾で算出した器械誤差を補正し、プログラム追尾を行った。

衛星追尾も、恒星追尾と同様に、主鏡の中心で捕捉するよう手動微調整を行い、中心でとらえたデータのみ計算機に収集し（第4図参照）、後にこの観測データと計算値の差から、最小自乗法及び逐次代入法（非線形方程式なので、始め推定値を与え真の値に近い解を求め、その解を次の段階での推定値として代入して計算するという操作を繰り返し、最も真の値に近いと思われる未知数を求める）により、軌道要素の誤差を求め、軌道予報の改良を行い、次パスの軌道予報の精度を上げるという方法である。（詳細については文献(6)を参照）

衛星追尾の流れ図を第7図に示す。

軌道値の改良は、円軌道に近い衛星なので軌道方向のずれと直角方向のずれを問題とするため、前述の軌道要素のうち次の三つの軌道要素の誤差を求めた。（衛星の軌道が円軌道に近い場合は、3個の軌道要素の取扱でも十分である⁽⁶⁾。）

- 平均近点離角 M
 軌道傾斜角 i
 昇交点経度 Ω

いま観測点中心の座標系 (topocentric coordinates) (α, δ, ρ) を考えることにする。ここで α 赤経, δ 赤

緯, ρ 距離である。(α, δ, ρ) と (M, i, Ω) の微分関係を次式で表すことができる。

$$\begin{pmatrix} \rho \cos \delta & d\alpha \\ \rho & d\delta \\ & d\rho \end{pmatrix} = C \begin{pmatrix} dM \\ di \\ d\Omega \end{pmatrix}, \quad C = AB \quad \dots\dots(7)$$

行列 A, B の要素は付録Ⅱに示す。地球中心の座標系を (X_0, Y_0, Z_0) とすると、 A 及び B は各々 (dX_0, dY_0, dZ_0) から ($\rho \cos \alpha d\alpha, \rho d\delta, d\rho$), ($dM, di, d\Omega$) から (dX_0, dY_0, dZ_0) への変換に対応する行列である。

(7)式の両辺の微分は予報値と実測値との差に相当する。左辺の微分量は追尾データと予報値の差から求められ、 C は理論的に求められるので、右辺の軌道要素の誤差が逆変換で求められるという原理である。

まず観測値としての α, δ, ρ を求めなければならないが、観測データは、大気差及び器械誤差を含んだ Az (方位角), El (仰角) 形式であるので、これを逆算し、真の赤経・赤緯に変換する。

視位置は、恒星追尾と同様に器械誤差 (傾き角 γ , 傾き方向 ϕ_0) 測得位置 θ^*, ϕ^* との関係から、

$$\left. \begin{aligned} \theta_a &= \cos^{-1} \{ \cos \theta^* \cos \gamma \\ &\quad - \sin \theta^* \sin \gamma \cos (\phi^* - \phi_0) \} \\ \phi_a &= \phi^* - \sin^{-1} \{ \sin (\phi^* - \phi_0) \sin \gamma / \sin \theta_a \} \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots(8)$$

赤経, 赤緯は次のようにして求める。第8図の $\triangle ZSP$ について、球面三角法から⁽⁸⁾

$$\cos(90 - \delta) = \cos \theta \cos(90 - \psi) + \sin \theta \sin(90 - \psi) \cos \phi \quad \dots\dots(9)$$

$$\therefore \sin \delta = \cos \theta \sin \psi + \sin \theta \cos \psi \cos \phi \quad \dots\dots(10)$$

したがって赤緯 δ は、天頂角 θ と観測点の緯度 ψ を用

いて,

$$\delta = \sin^{-1} [\cos \theta \sin \phi + \sin \theta \cos \phi \cos \phi] \dots\dots (11)$$

として求められる。

時角 t は次の二つの式から求める。

$$\left. \begin{aligned} \sin t / \sin \theta &= \sin \phi / \sin (90 - \delta) \\ \cos \theta &= \cos (90 - \phi) \cos (90 - \delta) \\ &\quad - \sin (90 - \phi) \sin (90 - \delta) \cos t \end{aligned} \right\} \dots\dots (12)$$

(12) 式を簡単な形にすると

$$\left. \begin{aligned} \sin t &= \sin \phi \sin \theta / \cos \delta \\ \cos t &= (\cos \theta - \sin \phi \sin \delta) / \cos \phi \cos \delta \end{aligned} \right\} \dots\dots (13)$$

赤経は時角から求められ,

$$\alpha = \theta - t \dots\dots (14)$$

$$\text{ただし, } \theta = \theta_0 + \lambda \dots\dots (15)$$

θ : 観測点恒星時

θ_0 : グリニッジ恒星時

λ : 観測点東経

次に未知数 M, i, Ω の微分を次のように定義する。

$$\left. \begin{aligned} X &= dM \\ Y &= di \\ Z &= d\Omega \end{aligned} \right\} \dots\dots (16)$$

すると観測方程式は、次式で表される。I, II は各々(7)式の左辺の行列の第1, 第2行に関連して導き出されている。

$$\text{I } c_{11}X + c_{12}Y + c_{13}Z - \Delta\alpha = 0 \dots\dots (17)$$

ただし, $\Delta\alpha = \rho \cos \delta \, d\alpha$

$$\text{II } c_{21}X + c_{22}Y + c_{23}Z - \Delta\delta = 0 \dots\dots (18)$$

ただし, $\Delta\delta = \rho \, d\delta$

(17), (18) 式の係数は次のように表せる

$$c_{ij} = \sum_{k=1}^3 a_{ik} b_{kj} \quad i=1, 2; j=1, 2, 3 \dots\dots (19)$$

ここで, a_{ik}, b_{kj} は付録IIに示してある。

さらに(17), (18)式の左辺を f と定義し, m 回の観測を行ったとすると, 最小自乗法を用いるための観測方程式は,

$$\left. \begin{aligned} f_1(X, Y, Z) &= 0 \\ f_2(X, Y, Z) &= 0 \\ &\vdots \\ f_m(X, Y, Z) &= 0 \end{aligned} \right\} \dots\dots (20)$$

と表せる。この式は(6)式と等価であり, 恒星追尾によって器械誤差を求めた場合と同様, 付録Iによって, X, Y, Z を求めることができる。

したがって, (19) 式により, 三つの軌道要素の誤差, $dM, di, d\Omega$ が求められることになる。

観測方程式は, (17) 式と (18) 式とに対応する2系統があり, 各々独立した解が出てくる。一般に(17)と(18)式を組み合わせた最小自乗法; すなわち残差を各々 $\nu_1, \nu_2, \nu_3, \dots$ と $\nu_1', \nu_2', \nu_3', \dots$ としたとき,

$$(\nu_1^2 + \nu_2^2 + \dots + \nu_m^2)$$

$$+ (\nu_1'^2 + \nu_2'^2 + \dots + \nu_m'^2) = \text{Min} \dots\dots (21)$$

が成立するように解を求めるのが最適であることが過去の実験より明らかになっている⁽⁶⁾ので, 今回のEGSの追尾にもこの方法を採用した。

4. EGS 追尾

4.1 EGS 追跡予備実験

第1回の総合予備実験は, 1985年12月から86年1月にかけて, EGPの軌道に近い楕円で, 高度が約1000 kmのアメリカの測地用衛星ビーコン-Cを用いて行った。ビーコン-CのSAO (SMITHSONIAN ASTRO PHYSICAL OBSERVATORY) から提供される, 平均軌道要素から, 観測条件の良い期間を決め, 全機関が参加して行った。① NASAから伝えられた予報データが, 正しく入力処理できるか ② 予報値の精度の把握をするなどが当面の課題であったが, 電波研究所は過去に, 同衛星の追尾実験を行った経験が有り, 問題なく実験ができた。

当所では, 11月25日に恒星追尾を実施し, 機器の校正を行い(校正結果を第1表に示す)12月2, 3, 5, 11日と4回実施, ビーコン-C衛星の追尾を4回とも観測に成功, 追尾データを取得しNASDAへ送付した。

NASDAでまとめた総合予備実験は, 第2表のとおりであった。

電波研究所の観測データは, NASDAがデータ処理を行う上で問題点はなかった。NASDAでは, これらのデータから軌道決定と観測データとの関連について評価したところ, ① 電波研究所のような角度観測データによ

第1表 恒星追尾結果 (85.11.25)

* ITERATION COUNT 10

* NUMBER OF DATA 40

	VERTICAL AXIS ERROR		SCALE ERROR	
	DIREC-TION	INCLINA-TION	AZ SCALE	EL SCALE
ROUGH	337.75580	.07878	.17530	-.05200
1	332.83954	.10510	.01692	-.02645
2	334.07794	.10529	.01782	-.02645
3	334.07547	.10532	.01781	-.02645
4	334.07547	.10532	.01781	-.02645
5	334.07547	.10532	.01781	-.02645
6	334.07547	.10532	.01781	-.02645
7	334.07547	.10532	.01781	-.02645
8	334.07547	.10532	.01781	-.02645
9	334.07547	.10532	.01781	-.02645
10	334.07547	.10532	.01781	-.02645
COR-RECT	334.07547	.10532	.01781	-.02645

第2表 総合予備実験結果

機 関 名	観 測 局	観測装置	データの種類	取 得 月 日	デ ー タ 数
郵政省 電波研究所	本 所(国分寺)	望 遠 鏡	A Z , E L	12/2, 3, 5, 11	7210
文部省 東京天文台	堂 平 観 測 所	望 遠 鏡	α, δ	—	—
海上保安庁 水路部	下里水路観測所	レ ー ザ	往 復 時 間	12/2, 3, 5, 7, 9, 10, 12, 13	570
建設省 国土地理院	鹿 野 山 観 測 所	望 遠 鏡	A Z , E L	12/3, 5, 10, 12	111

第3表 ビーコンC衛星 軌道値決定結果

	NASDA 算出			電波研算出
使 用 デ ー タ	電波研究所データ 60/12/3, 5 (2パス)	水路部データ 60/12/2, 3, 5	電波研+水路部 12/5 12/2, 3, 5	電波研 60/12/5
軌 道 パ ラ メ ー タ	時刻, A Z , E L	レーザ測距		
軌 道 長 半 径 (km)	7502.312748	7502.442362	7502.442327	7501.107472
離 心 率	0.025420968	0.025848784	0.025847953	0.02487875
軌 道 傾 斜 率 (度)	40.960287	41.181979	40.988916	41.183095
昇 交 点 赤 経 (°)	256.986554	256.968332	256.456729	256.911142
近 地 点 引 数 (°)	88.719979	105.356405	105.428860	105.718706
平均 近 点 離 角 (°)	39.630693	24.157925	24.157605	23.865192

EPOCH 85, 12, 5 0:00' 00" UT

る軌道決定は、レーザ測距データによる場合と比較して、決定精度でやや劣っている。なぜならば、方向のみの観測からは軌道長半径が確定しにくいためである。すなわち、近地点引数、平均近点離角等面内成分が決まりきらないという特徴がある。② しかし、多くのデータの使用により、精度向上が可能であり、電波研究所の角度データによる軌道決定の精度も十分高いことが、NASDAの解析でも明らかになった。

追尾データを基に、電波研究所で軌道値改良の処理をし、軌道要素を算出したところ第3表のような結果を得た。

NASDA算出の電波研究所データからの軌道値には、12月3日のデータにノイズが混入したことで精度が落ちたと思われるので、12月5日のデータのみで算出した。すると、レーザ測距の海上保安庁水路部データで算出された軌道値とほとんど変わらない値となった。

4.2 EGS 初期追尾

EGS 打ち上げ当日は、比較的天候にも恵まれ、その日の夜から翌朝にかけ第8周から12周において、各地で観測が行われた。各機関での観測結果を第4表に示す。

日本で初めて観測可能な第8周(8月13日 20 h 34 m ~)は、衛星がガイド望遠鏡の端を通過するのを観測できたが、予報値より1分10秒早く通過したので、万一他の衛星を誤って追尾するのを避けるため、予報時刻まで

待ち、このパスは確認のみで追尾はしなかった。

第9周(同 22 h 38 m ~)は、NASA の新しい軌道要素が東京天文台から送られてきたので、この予報値を用いて第8周の軌道計算をすると観測値と一致した。

(これは、前パス通過の衛星が EGS であること及び予報値が正確であることが同時に証明されたことになる。)

そこで、本軌道要素を用いて追尾したところ、見え初めで Az 16°/1000, El 29°/1000, 最大でも, Az 65°/1000, El 31°/1000 のづれがあったに過ぎず、容易に追尾でき、正確なデータを得ることができた。追尾中は、前述のように手動の微調整を行って、衛星を望遠鏡の視野の中心に入れ、確実に中心に入った正確なデータを計算機に記録させた(第5 a 表)。

第10周は、仰角が低いため、追尾しなかった。第11周(8月14日 02 h 46 m ~)は、第9周の追尾データを基に、当所システムの軌道値改良プログラムで軌道要素の改良を行い、軌道計算し追尾したところ、見え初めで Az 5°/1000, El -10°/1000 最大でも, Az 16°/1000, El 14°/1000 の角度誤差(実測値と観測値の差)で観測ができた(第5 b 表)。

NASA 予報値で追尾した第9周(第5 a 表)と、第9周の追尾データを基に電波研究所で実施した軌道値改良の軌道要素を使用して追尾した第11周(第5 b 表)との差で見るとよく改善していることが分かる。

第4表 EGS初期捕捉状況(第8周回~第12周回)

機 関	周 回 数	8	9	10	11	12	備 考
海 上 保 安 庁							
下里水路観測所	レ ー ザ	×	×	×	○	○	写真撮影 第9, 11周回 写真撮影 第8, 9, 10周回 写真撮影 第8, 9, 10周回
	肉 眼	×	○	×	×	×	
八丈水路観測所		×	○	×	○	×	
白浜水路観測所		○	○	○	×	×	
美星水路観測所		○	○	○	×	×	
国 土 地 理 院 (鹿野山)		○	×	×	×	×	
東 京 天 文 台 (堂平)	光 学	○	○	×	×	×	写真撮影
	レ ー ザ	×	○	×	○	×	
電 波 研 究 所		○	○	×	○	×	
宇 宙 科 学 研 究 所 (内之浦)		×	×	×	×	×	天候不良の為観測不可。翌15日には観測できた。
種 子 島		○	×	×	×	×	
筑 波		○	×	×	×	×	
NASA レーザ測距網							クインシー第4周回目観測 ヤラガデ 第7周回目観測
GSW (アマチュア天文家)							
北 海 道				1	1		サブセンター 計 2
東 北		6	5	5	4		サブセンター 計 20
東 京 (SUGIHA)		2					サブセンター 計 2
中 部			23				サブセンター 計 23
近 畿 (LAT)		8	3	1	1		サブセンター 計 13
中 国							サブセンター 計 0
四 国							サブセンター 計 0
九 州		2	3			1	サブセンター 計 6
他(HASEGAWA, HORIE)			2	2			計 4
計		18	36	9	6	1	70

○：観測 ×：観測不可 GSWの数値は取得できたデータ件数を示している。

第5a表 第9周追尾データ (86. 8.13)

HH : MM : SS : XX	CONTROL DATA		TRACKING DATA				RESIDUALS		
	A Z	E L	A Z	DAZ	E L	DEL	AZ-RSD	EL-RSD	STATUS
22 : 38 : 40 : 76	289.349	42.531	289.365	0.000	42.560	0.000	.016	.029	140002
22 : 38 : 59 : 52	293.218	44.425	293.246	0.000	44.450	0.000	.028	.025	140012
22 : 39 : 32 : 60	301.129	47.513	301.160	0.000	47.544	0.000	.031	.031	140002
22 : 39 : 44 : 7	304.214	48.469	304.246	0.000	48.500	0.000	.032	.031	140002
22 : 39 : 55 : 71	307.526	49.358	307.559	0.000	49.389	0.000	.033	.031	140002
22 : 40 : 23 : 15	316.010	51.054	316.056	0.000	51.084	0.000	.046	.030	140002
22 : 40 : 43 : 15	322.689	51.862	322.741	0.000	51.891	0.000	.052	.029	140002
22 : 40 : 59 : 41	328.318	52.213	328.370	0.000	52.241	0.000	.052	.028	140002
22 : 41 : 10 : 59	332.238	52.287	332.288	0.000	52.315	0.000	.050	.028	140002
22 : 42 : 1 : 72	349.668	50.901	349.733	0.000	50.914	0.000	.065	.013	140002
22 : 42 : 12 : 71	353.131	50.269	353.195	0.000	50.280	0.000	.064	.011	140002
22 : 42 : 28 : 57	357.870	49.188	357.934	0.000	49.206	0.000	.064	.018	140002
22 : 43 : 9 : 63	8.589	45.680	8.647	0.000	45.686	0.000	.058	.006	140001
22 : 43 : 55 : 89	18.079	41.044	18.128	0.000	41.042	0.000	.049	-.002	140011

第 5 b 表 第11周追尾データ (86. 8.14)

HH : MM : SS : XX	CONTROL DATA		TRACKING DATA				RESIDUALS		
	A Z	E L	A Z	DAZ	E L	DEL	AZ-RSD	EL-RSD	STATUS
2 : 46 : 39 : 10	349.052	38.938	349.057	0.000	38.928	0.000	.005	-.010	140002
2 : 46 : 55 : 97	352.521	40.189	352.525	0.000	40.178	0.000	.004	-.011	140002
2 : 47 : 15 : 89	356.931	41.542	356.934	0.000	41.531	0.000	.003	-.011	140002
2 : 47 : 32 : 64	.896	42.548	.901	0.000	42.538	0.000	.005	-.010	140001
2 : 47 : 51 : 58	5.642	43.511	5.645	0.000	43.501	0.000	.003	-.010	140001
2 : 48 : 37 : 48	18.035	44.891	18.039	0.000	44.878	0.000	.004	-.013	140001
2 : 49 : 13 : 71	28.197	44.881	28.200	0.000	44.867	0.000	.003	-.014	140001
2 : 49 : 58 : 50	40.303	43.527	40.298	0.000	43.514	0.000	-.005	-.013	140001
2 : 50 : 20 : 76	45.871	42.376	45.866	0.000	42.364	0.000	-.005	-.012	140001
2 : 50 : 47 : 17	51.966	40.691	51.957	0.000	40.679	0.000	-.009	-.012	140001
2 : 51 : 12 : 70	57.295	38.813	57.284	0.000	38.802	0.000	-.011	-.011	140001
2 : 51 : 51 : 9	64.281	35.699	64.266	0.000	35.690	0.000	-.015	-.009	140001
2 : 52 : 28 : 57	70.019	32.503	70.003	0.000	32.495	0.000	-.016	-.008	140001

その後、8月14日、25日と追尾を行った。11月になると NASDA は EGS の軌道要素を3週間ごと出しているので、11月21日 Epock が10日前の11月11日の軌道要素で軌道計算して観測したところ、見え初めで Az 13°/1000, El 37°/1000 最大で Az 280°/1000, El 96°/1000 のずれ程度でガイド望遠鏡の中央で、捕らえることができた。

電波研究所での観測結果について、NASDA は海上保安庁下里水路観測所のレーザ測距データを基に算出した軌道値と比べても高精度であるとの、報告がされている。

EGS が、ほぼ予定軌道に投入されたこと、当日の天候がよかったこと及び NASA からの情報にも助けられて、打ち上げ当日から（海上保安庁（下里）が第11周から、東京天文台（堂平）が、第9周から）レーザ測距に成功し、データが取得されたことから、直接の軌道値計算にはレーザ測距データが使用され、電波研究所の角度データは軌道予報値のチェック等に使用された。

第9週の観測をビデオテープに撮った際、EGS の前方に飛行する物体を確認したので、NASDA に連絡したところ、JAS-1（アマチュア衛星）であることが判明した。この光学観測によって、JAS-1 もほぼ予定軌道に打ち上げられたことが確認された。

5. おわりに

宇宙開発事業団からの要請により、測地実験衛星 EGS の光学観測を行った。打ち上げの初期段階において、ビーコンを有しない同衛星を光学的に観測し、軌道を決定することが主目的であった。

レーザ測距技術の発展は著しく、現在では数 cm の精

度で位置を決定することができる。したがって測距データから（特に多点観測によって）軌道を高精度に決定し、逆に観測点の位置も正確に推定できる。測地実験衛星はこれを目的としている。しかし、レーザ測距には、狭ビームのレーザ光を衛星に照射する必要があるので、軌道予報が正確でないとなれば測距が不可能である。

そこで我々の第2の目的は、光学観測による衛星の位置（方向）の測定データが、特に打ち上げ時に、どの程度有用かをチェックすることにあった。レーザ測距による軌道決定は、非常に高い精度が得られるが、レーザ逆反射器を搭載した衛星しか適用できない。一方、光学追尾による角度データを用いた軌道決定や衛星の軌道予報値の改良は、すべての衛星について利用できるという長所を持っているからである。

今回の実験によりおおよその軌道要素の予報値が与えられ、一度衛星を捕捉すれば、光学追尾により取得された角度データから、十分の精度で軌道値の改良ができ、追尾精度を向上させるのに有効であることが明らかになった。今後も、MOS-1 検証実験等でより高い精度での衛星追尾を実施し、宇宙光通信実験等に役立たせていきたい。

謝 辞

今実験に関して、御助言、御指導をいただいた元通信技術部物性応用研究室荒木主任研究官に深く感謝の意を表します。

また、本研究の機会を与えて下さった宇宙開発事業団追跡管制部の各位、及び有益な助言と SAO や NASA からの情報を提供して下さい下さった東京天文台の各位に、衷心より感謝申し上げます。

付 録 I

観測式(6)は非線形であるので、逐次代入法を用いて解を求める。

未知数 X, Y, Z の最初の近似値を X_0, Y_0, Z_0 とすると、

$$\left. \begin{aligned} X &= X_0 + x \\ Y &= Y_0 + y \\ Z &= Z_0 + z \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots(A1)$$

(6)式は線型近似によって次のように表される。

$$f_{i0} + a_i x + b_i y + c_i z = 0 \quad i=1, \dots, m \quad \dots\dots(A2)$$

ここで、

$$f_{i0} = f_i(X_0, Y_0, Z_0)$$

$$a_i = \left(\frac{\partial f}{\partial X} \right)_0; \quad b_i = \left(\frac{\partial f}{\partial Y} \right)_0; \quad c_i = \left(\frac{\partial f}{\partial Z} \right)_0$$

$$i=1, 2, \dots, m \quad \dots\dots(A3)$$

x, y, z に対する最小自乗法の解は次の正規方程式を解くことによって得られる。

$$\left. \begin{aligned} [a \ a]x + [a \ b]y + [a \ c]z + [a \ f] &= 0 \\ [a \ b]x + [b \ b]y + [b \ c]z + [b \ f] &= 0 \\ [a \ c]x + [b \ c]y + [c \ c]z + [c \ f] &= 0 \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots(A4)$$

ここで、

$$\left. \begin{aligned} [a \ a] &= a_1 a_1 + a_2 a_2 + \dots + a_m a_m \\ [a \ b] &= a_1 b_1 + a_2 b_2 + \dots + a_m b_m \\ &\vdots \\ [a \ f] &= a_1 f_{10} + a_2 f_{20} + \dots + a_m f_{m0} \\ &\vdots \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots(A5)$$

求めた x, y, z を (A1) 式に代入すると X, Y, Z が求められる。

付 録 II

(19)式の行列 a, b の各要素は次のとおりである。

$$\left. \begin{aligned} a_{11} &= -\sin \alpha & a_{12} &= \cos \alpha & a_{13} &= 0 \\ a_{21} &= -\sin \delta \cos \alpha & a_{22} &= -\sin \delta \sin \alpha & & \\ & & a_{23} &= \cos \delta & & \\ a_{31} &= \cos \delta \cos \alpha & a_{32} &= \cos \delta \sin \alpha & & \\ & & a_{33} &= \sin \delta & & \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots(A6)$$

$$\left. \begin{aligned} b_{11} &= \frac{a}{\sqrt{1-e^2}} \left[\frac{1}{r} \frac{\partial x}{\partial L} - e(\sin \omega \cos \Omega \right. \\ &\quad \left. + \cos \omega \sin \Omega \cos i) \right] \\ b_{12} &= r \sin L \sin \Omega \sin i \\ b_{13} &= -y \\ b_{21} &= \frac{a}{\sqrt{1-e^2}} \left[\frac{1}{r} \frac{\partial y}{\partial L} - e(\sin \omega \sin \Omega \right. \end{aligned} \right\}$$

$$\left. \begin{aligned} &\quad \left. - \cos \omega \cos \Omega \cos i) \right] \\ b_{22} &= -r \sin L \cos \Omega \sin i \\ b_{23} &= x \\ b_{31} &= \frac{a}{\sqrt{1-e^2}} \left[\frac{1}{r} \frac{\partial z}{\partial L} + e \cos \omega \sin i \right] \\ b_{32} &= r \sin L \cos i \\ b_{33} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots(A7)$$

ここで、

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial x}{\partial L} &= -r \sin L \cos \Omega - r \cos L \sin \Omega \cos i \\ \frac{\partial y}{\partial L} &= -r \sin L \sin \Omega - r \cos L \cos \Omega \cos i \\ \frac{\partial z}{\partial L} &= -r \cos L \sin i \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots(A8)$$

a, L, r はそれぞれ平均半径、緯度指数、地球中心距離である。

(x, y, z) は赤道座標系であり、他のものは、本文で定義してある。ここでは、3個の軌道要素 M, i, Ω に対する行列要素のみを示してある。(他の要素については、文献(6)を参照)

参 考 文 献

- (1) 橋本英一；“測地実験衛星(あじさい)の開発” 計測自動制御学会リモートセンシング部会(第11回)資料, pp. 21-26, Oct. 1986.
- (2) Kozai, Y., Tsuchiya, A., Tomita, K., Kanda, T., Sato, H., Kobayashi, N., and Torii, Y.; “Satellite Laser Ranging Instruments Operated at Tokyo Astronomical Observatory” Tokyo Astronomical Bulletin, 2nd series, No. 223, pp. 2597-2605, 1973.
- (3) Bufton, J. L.; “Scintillation statistics measured in earth-space-earth retroreflector link”, Appl. Opt., 16, pp. 2654-2660, 1977.
- (4) Fourth International Workshop on Laser Ranging Instrumentation (austin, Texas, U. S. A.), Oct., 1981.
- (5) 佐々木稔；“下里水路観測所における人工衛星レーザ測距の現状”，第9回 レーザレーダ シンポジウム 予稿集, pp. 1-4, Nov. 1983.
- (6) Aruga, T., and Araki, K.; “Improvement of Satellite Tracking Accuracy Using Optical Ob-

- servations" IEEE Trans. on Aeros. Electron. Syst., AES-21, pp. 514-521, 1985.
- (7) Aruga, T., Araki, K., Igarashi, T., Imai, F., Yamamoto, Y., and Sakagami, F.; "Earth-to-Space laser beam transmisson for Spacecraft attitude measurement", Appl. Opt. 23, pp. 143-147, 1984.
- (8) 長谷川一郎; "天文学計算入門" 恒星社, 1979.

