

測地衛星 GS-1 の最適軌道

佐々木 稔*

OPTIMUM ORBIT OF THE GEODETIC SATELLITE GS-1

Minoru Sasaki*

Received 1978 September 18

Abstract

The optimum orbits of the geodetic satellite GS-1, expected to be launched after 1982, are here investigated. The satellite is a balloon, approx. 10m in diameter, which can be observed by both photography and laser ranging so that its direction and distance can be determined simultaneously. The role of the satellite is to determine the positions of the isolated islands around Japan, with an accuracy of $\pm 1\sim 2$ m, with respect to an unified geodetic system for establishing the marine geodetic network which is to be a positioning reference system in all scientific investigations in the sea area, and to correct the national triangulation network on land. In order to accomplish these programs the satellite orbit should be selected in such a way that will satisfy the following conditions: i) the satellite can be photographed with a moderate size astrograph to determine its direction and time, ii) laser ranging is possible with a comparatively simple device, iii) there are plenty of chances for simultaneous observation from two stations approx. 2000 km apart, iv) the satellite will remain in orbit for five years or more during which the observations can be completed as scheduled, and v) there is little difficulty in the problems of safety and technique needed the satellite into the orbit.

From the standpoint of planning the observation program, and the efficiency of the observations, it is desirable that the orbit be circular. The optimum values of the orbital height and inclination, which directly affect the chances of observation, have been investigated through numerical analysis and simulation, taking the conditions enumerated above into account. Through the analysis the relationships among the satellite irradiation, observable area on the earth's surface, and the occurrence of observation chances, have been evaluated by providing a varied orbital height and observable elevation angle limit. During the simulation the positioning accuracy and the observation times have been evaluated by using the sham observation values derived from the normal random numbers. The conclusions are as follows:

Concerning the orbital height, although the positioning accuracy of the observation stations depends on the accuracy of a single observation, due to the satellite height and direction, such an effect is smaller than the effect which the height has on the number of observation chances. The number of the observation chances also depends on the optical capacity of the astrograph.

* 編暦課 Astronomical Division

The lower the optical limit of the observable elevation angle the more the observation chances, although scintillation becomes significant in the lower elevations. If the astrograph is effective for all areas above some fixed angle between 20° and 30° , it is better to adopt a higher orbit, within the limit of the laser ranging. If there is a lower limit in the elevation angle, at approx. 30° , there is not so much difference in the observation chances for heights of 1400~1600 km. If the optical capacity of the astrograph is insufficient, it appears to be better to adopt a lower orbit. But this is no more desirable because of the decrease of the absolute amount of the chances.

For the inclination, the simulation shows that there are no remarkable differences in the chances due to an inclination between 45° and 55° in the case of observation in Japan and its surrounding area. Hence an inclination should be decided, which will minimize any error in height at the launching, optimize the period of observable seasons, and, if necessary, enable the use of the satellite by stations in other regions of higher latitudes.

Key words: satellite geodesy.

1. まえがき

1957年の人工衛星の打ち上げ以来、水路部は建設省国土地理院と協力しつつ衛星の測地分野での利用について研究を重ねてきた。殊に、米国の気球型衛星エコー1号、2号、パジオスを用いて離島の位置観測などを行ってきたが、既にこれらは落下して今はない。これらの実績に基づき水路部は、日本周辺の海域における位置測定の基準とするために、単一測地系に対して $\pm 1\sim 2\text{m}$ の精度で離島の位置を決定する海洋測地網を確立することを目的として、また、国土地理院は一等三角網の規正を目的として、宇宙開発委員会に対してレーザ反射気球型測地衛星の打ち上げを要望してきていたが、昭和57年度以降に、宇宙開発事業団によってこの衛星が打ち上げられる可能性がある。この衛星は受動型で、測地測量の原理は2点から衛星の距離と方向を同時に測り、2地点間の相対位置を定めることにある。衛星の仕様の細目は未定であるが概略としては、本体は直径約10mの気球型で、その両面にアルミコーティングを施したポリエチレン膜よりなっており、外面には、一辺1.5~1.8cm程度のキューブコーナリフレクター(CCR)6個を菊花状に組み合わせた反射器約2,000個がはり付けられる見込みである。衛星の方向は、星を背景に衛星表面で反射した太陽光を精密なシャッターをもつ天体写真望遠鏡で撮影して星の位置を基準として決定し、また距離はレーザ測距装置と衛星のCCR間のレーザ光パルスの往復時間から求める。したがって、観測地点間の方位は、地球の自転軸に基いて、距離は光速を基準として求めることになる。測地測量においては、地球上の各地点間相互の距離を知ることだけでは不十分で、地球の自転軸の方向、すなわち各地点間の向きの真北方向との関係を決めることが大きな意味をもっている。自転軸の方向は天文観測によって精度よく保持されており、一旦きめた地球上の各地点の相互位置関係が地殻変動、大陸移動等のために変わることを考えれば普遍的であり、測地座標の一つの基準として用いることに意義がある。この方位観測の精度は、写真観測による方法では、天体の写真観測の精度である0.3%がほぼ限界である。一方レーザ測距の精度は、衛星の真球度のひずみを1%以内にすれば、10~20cmとすることが可能であるので、この測地法では、方向観測が位置決定の限界を与えることになる。

以上のような機能と特長をもつ本衛星を打ち上げ、所期の目的を達成するためには、方向、距離観測に最も適した軌道を選ぶ必要がある。打ち上げるべき軌道について要求される事項は以下のとおりである。

- (i) 衛星は方向とその時刻を精密に決定するために中規模の天体写真望遠鏡で写せる明るさをもつこと、
- (ii) 離島、山岳地帯でも移動観測を行うので、比較的簡単な装置でレーザ測距が可能であること、
- (iii) 2,000 km 程度離れた2地点から、測点は夜間、衛星日照の条件を満たして衛星が同時に一定仰角以上

に観測される機会が十分に確保されること、

(iv) 衛星は、所期の計画達成に必要な、5年ないしそれ以上の期間落下しないこと、

(v) 打ち上げ時に、安全性および技術面で困難が伴わない軌道であること。

観測条件の一様性、および作業能率からみて円軌道をとることとし、観測機会の大きさを直接に左右する軌道の高さと傾斜角について、上記の条件の考慮の下に解析とシミュレーションによって検討を加えた。以下にその結果を報告する。

2. 写真観測からの制約

写真観測技術の面からみた制約は、観測装置の仕様によって異なるが、以下に明らかにするようにこの制約が最も重要な影響をもつので、離島、山岳地帯での観測および装置の運搬の出来る範囲で最も性能のよい天体写真望遠鏡を用いる場合を想定する。方向観測のために撮影した写真乾板上の衛星像の位置は、既に述べたように、天体の写真観測の限界の精度で決定したい。撮影の方式としては、衛星追尾方式も考えられるが、衛星を追尾すると比較星が写らないこと、および天文観測と同精度の追尾が技術的に難しいことのため、撮影方式は赤道儀式とする必要がある。このとき衛星の撮影時刻は、他の地点との同時性の確保およびその時刻の背景星の位置を基準とした方位決定のため精密に記録しなければならないが、このために高速シャッターで衛星の飛跡に点像をつくり、対応する時刻を機械的に求める方法を用いるのが普通である。衛星の位置を $\pm 0''.3$ の精度で測定するためには衛星の飛跡は 0.3 m sec 程度で鋭く切れなければならないが、仮に焦点距離 1 m の望遠鏡を用いると 1.5μ の分解能で測定できることが必要である。像の位置のこの精度での座標測定には十分なコントラストが必要で、経験によれば、背景に対する濃度(透過率の逆数すなわち不透明度 Q の対数で定義)が1(不透明度は10)程度必要である。この写真濃度は次のように求められる。

単位面積、単位波長当りの入射光強度 $I(\lambda)$ に対する濃度 D は、 t を感光時間、 λ を波長、 S を波長当りの吸収率とすると飽和しない範囲で

$$D = \log Q = \log(Cwt^P), \quad \text{ただし} \quad w = \int I(\lambda)S(\lambda)d\lambda \quad (1)$$

で表わされる。 C は一般には w の関数になる。一方、入射光強度 I の光を鏡面反射する半径 a の球の距離 ρ における照度は、 ε を反射率として真空中で $I\varepsilon a^2/4\rho^2$ であるので、大気の透過率 $T(=\exp(-k\sec\zeta))$ 、 k は大気吸収係数、 ζ は天頂距離)、望遠鏡の口径比と透過率をそれぞれ F と β 、最小錯乱円の直径を角度で表わして θ 、錯乱円を小さくするために入れるフィルターの単位波長当りの透過率を $\gamma(\lambda)$ とすると、衛星点像の部分の焦点面での単位面積、単位波長当りの入射光強度は、

$$I(\lambda) = \frac{I(\lambda)\varepsilon a^2}{4\rho^2 F^2 \theta^2} T \beta \gamma(\lambda).$$

乳剤面のある1点における衛星像の感光時間 t は、衛星のみかけの角速度 ω をとして θ/ω と書ける。 ω は衛星高度 h とみかけの方向の関数であって、衛星の軌道面と観測点の関係を示したFigure 1のように、衛星 S の観測点 O からのみかけの角速度は、 χ を OS と衛星の軌道のなす角、 v を衛星の速さとして、

$$\omega = v \sin \chi / \rho.$$

観測可能な限界の天頂距離を ζ_L とすると、 $\phi_L = \angle OSE$ として χ の範囲は $90^\circ - \phi_L < \chi < 90^\circ$ で、円軌道であるから $v = (GM/(R+h))^{1/2}$ 、ただし、 G は重力定数、 M は地球質量、 R は地球平均半径である。衛星点像の露光時間は数 m sec であるが、写真乳剤として短時間露光用のものを用い、このように短時間露光で不透明度が t に比例するような場合には、式(1)で $P=1$ 、 $C=$ 一定となり衛星像の写真不透明度 Q は

$$\frac{Q}{C} = \frac{\epsilon \beta a^2 (R+h)^{1/2}}{4(GM)^{1/2} \rho F^2 \theta \sin \chi} e^{-k \sec \xi} \int I(\lambda) S(\lambda) r(\lambda) d\lambda \quad (2)$$

となる。

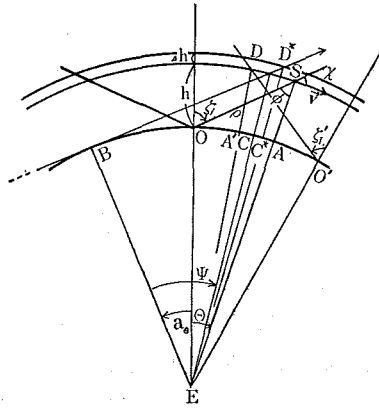


Figure 1 Relation between orbital plane and observation stations and irradiation of the satellite

衛星写真に用いる乳剤としては、高感度短時間露光用の Kodak 103F が実績があるので、これを用いた場合の衛星像の不透明度を調べてみる。103F の分光感度と特性曲線は製品カタログから知ることができるので、これに太陽光エネルギースペクトル値のほか、望遠鏡の最小錯乱円を 10", フィルターとしては透過率 0.92 (透過幅 4,600~6,800Å) を用いたとして観測限界仰角と望遠鏡の口径比の関係を(2)式により求め写真濃度と比較した。乾板の不透明度、軌道高度、大気吸収係数をパラメーターとして、その関係を Figure 2 に示す。図中、左側の目盛値は F5.0 の口径比の場合の、入射光エネルギーを示し、右側の矢印は左側の目盛値に対応する写真の不透明度を表わす。たとえば F5.0(10) はこの上側では F5.0 の望遠鏡で不透明度10以上に写り、衛星像の乾板座標測定に有効なことを示している。右側の値も F2.5 の場合について同様なことを示す。

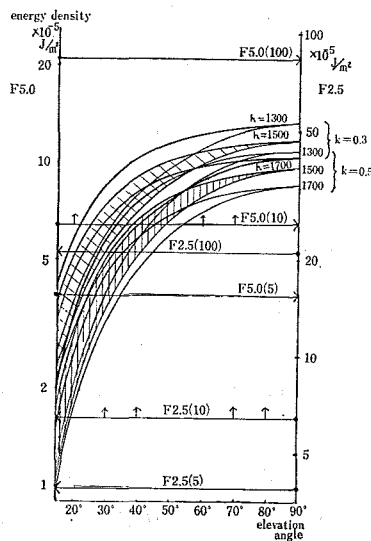


Figure 2 Relation between opacity of the satellite and elevation angles of observations

また、衛星のみかけの角速度は、ある一定の仰角の位置にあっても天頂を通る軌道にあって、等仰角線と進行方向が直交する場合に最も小さく、したがって軌跡は濃く写り、逆に軌道が等仰角線に沿って水平に進むとき角速度は大きく、写りにくくなる。これに対応して、図の斜線部の上側の端が天頂を通る軌道についての場合を示し、下側はある等仰角線上を水平に通過する場合を表わし、一般にはその中間に軌道があることになる。なお、既に述べた値以外の採用値は以下のとおり。

$\epsilon=0.85$, $\beta=0.95$, $a=5\text{m}$, (2)式の積分の中の IS の平均値は $0.199\text{Jm}^{-2}\text{A}^{-1}\text{S}^{-1}$, $(GM)^{1/2}=1.996\times 10^7\text{M}^{3/2}\text{S}^{-1}$, 103F の入射エネルギーと不透明度の関係は標準露光 $1_{\text{sec}}(6,000\text{A})$ で、増感現象9分の場合、入射エネルギー密度 $2.14\times 10^{-4}\text{Jm}^{-2}$ のとき不透明度100, $0.642\times 10^{-4}\text{Jm}^{-2}$ のとき10, $0.384\times 10^{-4}\text{Jm}^{-2}$ のとき5である。実視等級に対する空の不透明度は理科年表によれば $k=0.3$ でやや良, $k=0.5$ で薄もやはり良とされているので、観測実施限界として $k=0.5$ を採用してみると、直径10mの衛星を高度1,500kmに打ち上げた場合、衛星点像の不透明度10以上になる観測限界仰角は、進行方向が水平のとき、F5.0の場合49°, F4.0の場合33°, F2.5で19°, 等仰角線と進行方向が直交するとき、それぞれ、39°, 25°, 15°となる。仰角20°以下はシンチレーション、雲のため効率が悪く、したがってF2.5程度で0'3の方位決定精度をもつ天体写真望遠鏡、すなわち、およそ最小錯乱円10'', 有効視野5°, 赤道儀時計軸追尾精度0'3で40秒間、写真は乾板方式で1~2分間に1枚撮影可能程度で離島、山岳地帯へ移動可能なものができれば、軌道高度は1,500kmよりも高くてもよい。可搬型のこのような性能をもつ写真望遠鏡の実現は必ずしも容易とはいえないので、実現可能な望遠鏡の性能について詳細な検討が必要である。

3. レーザ測距からの制約

衛星のレーザ測距に関しては、水路部は1975年に国土地理院と共同で出力0.2J, 半値幅6nsecの測距装置の開発を行なったが、レーザ技術の進歩はめざましく現在米国では出力0.25J, 半値幅0.2nsecの分解能をもつレーザ測距装置が実用化されつつある。本衛星は、レーザ反射体が球面上にほぼ均質に配置されており、後者のような高分解能のレーザ光を用い球面の前頭部からの反射光、すなわちパルスの立ち上りのみで測距を行うと、極めて高い精度の測距ができることが特長である。衛星の真球度は99%以上確保できる見込みなのでこのような方式で総合測距精度1nsec程度は達成できると見込まれ、これは1,500kmに対して 1×10^{-7} となり、方向角の精度0'3(1.5×10^{-6})を1桁上回ることになる。殊に森の幾何学的な解法によれば衛星と観測点の配置条件が良ければこのようなレーザ光を用いて、観測点間の距離は方向角の精度よりかなり良く求めることが可能である。衛星からの再帰レーザ光によって光電子増倍管で得られるフォトエレクトロンの数は次式で表わされる。

$$N = \frac{E}{h\nu} G_T A_S G_S A_R \frac{T^2}{\rho^4} \alpha \beta \gamma \eta \quad (3)$$

ここに、 E : 出力エネルギー, $h\nu$: 振動数 ν の1フォトン当りのエネルギー, G_T : 送信望遠鏡の利得, A_S : 衛星の有効反射鏡面積, G_S : 衛星反射鏡の利得, A_R : 受光望遠鏡の面積, T : 大気透過率, ρ : 距離, α : 送信望遠鏡効率, β : 受光望遠鏡効率, γ : 光学系効率(フィルターを含む), η : 光電子増倍管量子効率である。

衛星の前頭部15cmからのみ帰る光を用い、衛星の仰角20°まで測定でき、1nsecの測距精度を保つものとして以下のような数値を採用するとき得られるフォトエレクトロン数と仰角の関係をFigure 3に示す。

$E=0.15\text{J}$, $h\nu=0.3736\times 10^{-18}\text{J}$ (波長5,320Å), $\theta_T=0.2\text{mrad}$ (全幅送信しぼり, $1/G=\pi(\theta_T/2)^2$), $G_S=0.13\times 10^6$ (1辺1.5cmのCCRの効率), $A_R=0.0636\text{m}^2$ (口径30cmの受光望遠鏡, 効率0.9を含む), $T=\exp(-0.5\text{sec } \zeta)$, $\alpha=0.857$ (レンズ効率, ケラレ, 採光損失を含む $\sim 0.95^3$), $\beta=0.770$ (アルミ鏡効率 0.9^2 , 劣化

0.95), $\gamma=0.181$ (透過率0.2 (太陽反射光をさえぎるため幅3Aを用いる), プリズム光学窓の効率 0.95²), $\eta=0.13$ (Varian VPM 153 の例), $A_s=1.67 \times 10^{-2} \text{ m}^2$ (衛星表面全体に 2,000 個の CCR を装着した場合の前頭部 15cm 以内の CCR 有効面積) を採用する. Figure 3 は, これらの仕様が実現した場合にはレーザ測距に関しては軌道高度は, 1,700 km. 程度以下であればほぼ問題がないことを示している.

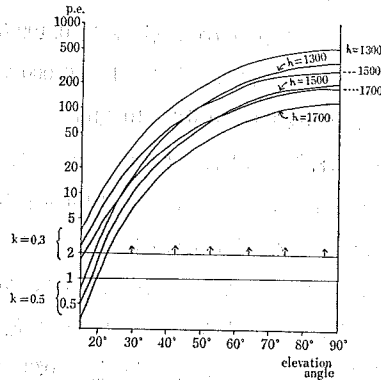


Figure 3 Relation between the numbers of photo-electrons and elevation angles of observations

4. 観測機会からの制約

(1) 解析計算

この節では, 衛星高度と同時観測の機会の相関について解析計算に基づいて述べる. ただし天気については考慮しないものとする. 前述の Figure 1 において明らかなように 2 地点 O, O' から同時にある定められた仰角以上で観測できるためには, 衛星が OA と OA' の重複部分 AA' の上空にあり, かつ, BD の上側の日照範囲にある場合である. ζ_L を限界天頂距離とすると

$$\frac{\sin \theta_L}{\rho} = \frac{\sin \zeta_L}{R+h} = \frac{\sin \phi_L}{R}$$

が成り立ち, $\zeta_L = \theta_L + \phi_L$ である. 同時観測ができるのは衛星が O, O' を中心とする 2 つの円弧に囲まれた部分の上空にあるときで, $h=1,500 \text{ km}$, $\zeta_L=70^\circ$ 程度ではこの地表の面積は平面で十分よく近似される. その共通な弦を円の中心から見込む角を α とすると, この共通部分の面積 U は,

$$U = R^2 \theta^2 (\alpha - \sin \alpha) \quad \text{ただし, } \cos(\alpha/2) = \overline{OO'}/2\overline{OA}$$

となる. したがって衛星の高度を h から h^* に変化させた場合のこの共通部分の面積の増減が, 観測機会の変化である.

一方, 太陽が DB の方向にあるとすると衛星日照の条件は S が DB の上側にある範囲であり, 衛星高度が Δh だけ高くなった時, この範囲の地表への投影部分の地心からの見込み角 Ψ (Figure 1 参照) が $\cos \Psi = R/(R+h)$ から $\Psi^* = \Psi + \Delta\Psi = R/(R+h+\Delta h)$ となる. したがって, この増分 $\Delta\Psi$ が 2 地点 O, O' からの同時観測可能域内であれば日照域の増加によっても観測機会が増加することになる. 測点が夜間であること, すなわち太陽高度の観測可能限界を $-\alpha_L$ とすると Figure 1 のように太陽の方向と $\overline{OO'}$ の方向が一致する場合には観測機会の増加分は, $\Delta\Psi/(\Psi^* + \theta^* - S/R - \alpha_L)$ となり, また, 太陽の方向と $\overline{OO'}$ の方向が直交する場合にはこの値が $\Delta\Psi/(\Psi^* + \theta^* \sin \frac{\alpha}{2} - (\alpha_L^2 - S^2/4R^2)^{1/2})$ となる. したがってこれらを平均した値を,

軌道高度が dh だけ上った時の日照条件の変化分とすると、ある高度を基準とした観測効率比 ϵ_f は

$$\epsilon_f = \frac{\theta^{*2}(\alpha^* - \sin \alpha^*)}{\theta^2(\alpha - \sin \alpha)} \left[1 + \frac{d\psi}{2} \left\{ \frac{1}{\psi^* + \theta^* - \frac{S}{R} - a_L} + \frac{1}{\psi^* + \theta^* \sin \frac{\alpha^*}{2} - \left(a_L^2 - \frac{S^2}{4R^2} \right)^{1/2}} \right\} \right] \quad (4)$$

となる。

現在の水路部の観測計画では、測点間の距離は、最大 2,200 km, 最少 200 km, 平均約 1,100 km であるので、今、測点間の代表値として 1,100 km, 衛星高度 1,500 km を基準として、高度が変化したときの観測機会の増減を(4)式を用いて見積ることとする。

Table 1 には、軌道高度 1,500 km, 観測限界仰角 20° の場合の観測機会を 1 とした高度、仰角についての観測効率比 ϵ_f を示した。Table 2 には、(2)式を用いて、望遠鏡の撮影能力が一定で衛星の高度、角速度が変わるとき、撮影限界仰角が変わる場合の観測効率比 ϵ_f を、Table 1 と同様に軌道高度 1,500 km で観測限界仰角 20° の場合の観測機会を 1 として示した。このときの望遠鏡の性能は、軌道高度 1,500 km で、表の上側にある仰角値がその撮影限界であるものとし、この望遠鏡で表の左側の軌道高度の衛星を写した時の限界仰角を(2)式で算出し、これを(4)式に代入して、この望遠鏡を用いた時の観測効率比を求めたものである。用いた大気吸収係数 k は、ほぼ実際の観測時に実現の可能性が多い 0.35 とし、衛星の角速度の、限界仰角に直交する場合と平行に進む場合の効果の違いは、これを平均して用いた。しかしながら、衛星高度を上げるこ

Table 1 Ratios of observation efficiencies
(the case which is observable for all area upper than some fixed elevation angle)

		for $n=0$					
limit elevation angle		20°	25°	30°	35°	40°	45°
orbital height							
1300 km		0.75	0.51	0.35	0.23	0.15	0.086
1400		0.87	0.61	0.42	0.28	0.18	0.11
1500		1.00	0.71	0.49	0.34	0.22	0.14
1600		1.13	0.77	0.58	0.40	0.27	0.17
1700		1.26	0.91	0.65	0.46	0.31	0.21

とによって観測機会を増しても、これにより位置決定の精度が一層低下するようでは意味がない。森の解法により 3 次元的な測地測量の精度は、その一つの成分が衛星の高度に依存しないような座標をとることができる。したがって多数の観測量から条件の良いものを選び出すことにより衛星の高度に依存しない精度の位置決定が行なえる。今、このような考え方ができる場合を $n=0$ で表わし、一般の 3 次元座標の位置決定のように、決

Table 2 Ratios of observation efficiencies
(the case there is a limit in the performance of the astrograph)

		for $n=0$					
limit elevation angle (1500 km)		20°	25°	30°	35°	40°	45°
orbital height							
1300 km		0.85	0.62	0.47	0.33	0.24	0.17
1400		0.93	0.67	0.48	0.34	0.24	0.16
1500		1.00	0.71	0.49	0.34	0.22	0.14
1600		1.07	0.74	0.50	0.33	0.20	0.11
1700		1.13	0.77	0.50	0.31	0.17	0.075

定誤差が距離に反比例する場合を $n=-1$ 、また、観測数が少ない場合には、3次元のうち1成分のみが距離に依存しないという意味で $n=-2/3$ とし、衛星までの平均距離 $\bar{\rho}$ を $(2\rho_{\max} + h)/3$ とすると、平均的な精度は、1,500 km の軌道高度を基準として、 $(\bar{\rho}^*/\bar{\rho}_{1500})^n \varepsilon_f$ と考えてよい。Table 2 は $n=0$ に対応するものであり、望遠鏡が撮影限界をもつときの $n=-2/3$ 、 -1 の場合を Table 3 に示す。結局、Table 1 からは、観測限界仰角を望遠鏡の性能にかかわらず設定し、常にこの仰角以上では観測可能としたときは、衛星高度は1,500 km よりも高い方が効率が良いこと、また、Table 2 からは写真望遠鏡の撮影可能限界が、軌道高度1,500 km のとき仰角 20° 程度であっても、結論は同様であること、一方、Table 3 は、この撮影限界が高度1,500 km の衛星に対して仰角 30° 程度であるときには、軌道高度は、1,400~1,600 km 以内では、測量成果

Table 3 Ratios of efficiencies for position decision

limit elevation angle orbital height	n		
	25°	30°	
	$-\frac{2}{3}$	$-\frac{2}{3}$	-1
1300 km	0.69	0.55	0.59
1400	0.72	0.54	0.58
1500	0.75	0.55	0.57
1600	0.76	0.54	0.56
1700	0.77	0.53	0.54

に及ぼす効果は大差ないことを示している。なお、後述するシミュレーションによれば、写真望遠鏡の性能を考慮しない場合高度1,300 km のときには、1,500 km の軌道高度のときに比べて、観測機会 ($n=0$ に相当) は、0.70 倍、測量精度 ($n=-1$ に相当) は0.93 倍であり解析計算の0.75, 0.84 に対応する。シミュレーションの結果は、軌道が与えられ、見える方向や仰角が偏っていること、確率的に偏った場合であり得ること、計算期間がわずか50日であることなどから、これらはよく一致しているとは言えないが、大差はないといえよう。

(2) シミュレーションによる比較

本衛星の観測による位置決定の精度の見積りをシミュレーション法で行なった。その方法はまず軌道要素の初期値を与えて衛星日照を満足し、かつ多測点間の組合せのうち任意の2測点での太陽高度、衛星仰角について与えられた条件を満足する日時を選び出す。次にこのうち、天気および衛星のみかけの明るさを考慮して、観測可能な場合について模擬観測を行い、これから各2点間の位置を決定するものである。天気はその地域の晴率とその時の雲量を入力して、一様乱数を用いて晴天でかつ、その時衛星が雲にかからないものを選び出し、観測の成否を判断する。ただし天気は、測点間で一応独立とするが、距離が近い場合には2測点の天候の独立でない要素を修正する。模擬観測値は仰角、方位、距離の各成分に望遠鏡、レーザ装置の仕様に応じた標準偏差をもつ正規乱数による誤差を加えたベクトルである。観測誤差は、2測点からの模擬観測値できめたそれぞれの衛星へのベクトルの差から、あらかじめ与えた測点間のベクトルを差し引いたものを、各観測ごとに加え合せて求めた。ただし実際の位置決定精度は、衛星の方向に依存した観測方程式(面)を解いて決めるので、衛星と観測点の方向によっては、これよりも良い精度で決まるが、ここでは単なる重ね合せて求めた。以下にその方法とその結果を示す。用いた軌道要素の1次変化率は、次のとおりである。

$$\dot{\Omega} = -9.965(R/a)^{7/2} \cos i / (1-e^2)^2 \text{ deg/day}$$

$$\dot{\omega} = \dot{\Omega}(1 - 5 \cos^2 i) / 2 \cos i \quad \text{deg/day}$$

$$\dot{M} = (GM/a^3)^{1/2} = (75371/a^3)^{1/2} \quad (Mm) \text{ rev/day}$$

一組の i 番目の観測の位置決定誤差は

$$\Delta R_i = \{r_{1si} + \Delta r_{1si}(\sigma_r, \sigma_\phi)\} - \{r_{2si} + \Delta r_{2si}(\sigma_r, \sigma_\phi)\} - r_{12}$$

で表わされ、これを測点方向 (x) とそれに直交する 2 方向成分 (y, z) に分け、これをこの各成分毎に独立に平均して位置決定誤差の j 成分は、

$$\varepsilon_j = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N \{(\Delta R_i)_j\}^2}{N^2}}$$

ここで r_{lsi} ($l=1, 2$) は l 点で見た i 番目の衛星の方位ベクトル、 Δr_{lsi} はその誤差、 r_{12} は測点 1, 2 間の距離ベクトル、 N : 同時観測数、 σ_r : 距離観測の標準偏差、 σ_ϕ : 方向観測の標準偏差で、ここは次のように見積った。

$$\sigma_r^2 = \sigma_{rSAT}^2 + \sigma_{rRN}^2$$

$$\sigma_\phi^2 = \sigma_{*SYS}^2 + \{(\sigma_*^2 + \sigma_{OMP}^2) / N_{*R} + (\sigma_{SNT}^2 + \sigma_{OMP}^2) / m + \sigma_{INTP}^2 + \sigma_{LNS}^2\} / n$$

σ_{rSAT} : 衛星表面の真球からのずれ、 σ_{rRN} : 測距誤差、 σ_{*SYS} : 星表系統誤差、 σ_* : 星表 1 星当りの誤差、 σ_{OMP} : 写真測定偶然誤差、 σ_{SNT} : シンチレーション効果、 σ_{INTP} : 衛星点像内挿誤差、 σ_{LNS} : レンズ系誤差、 N_{*R} : 1 ブロックの読取星数、 m : 1 ブロック内の衛星点像、 n : ブロック数である。

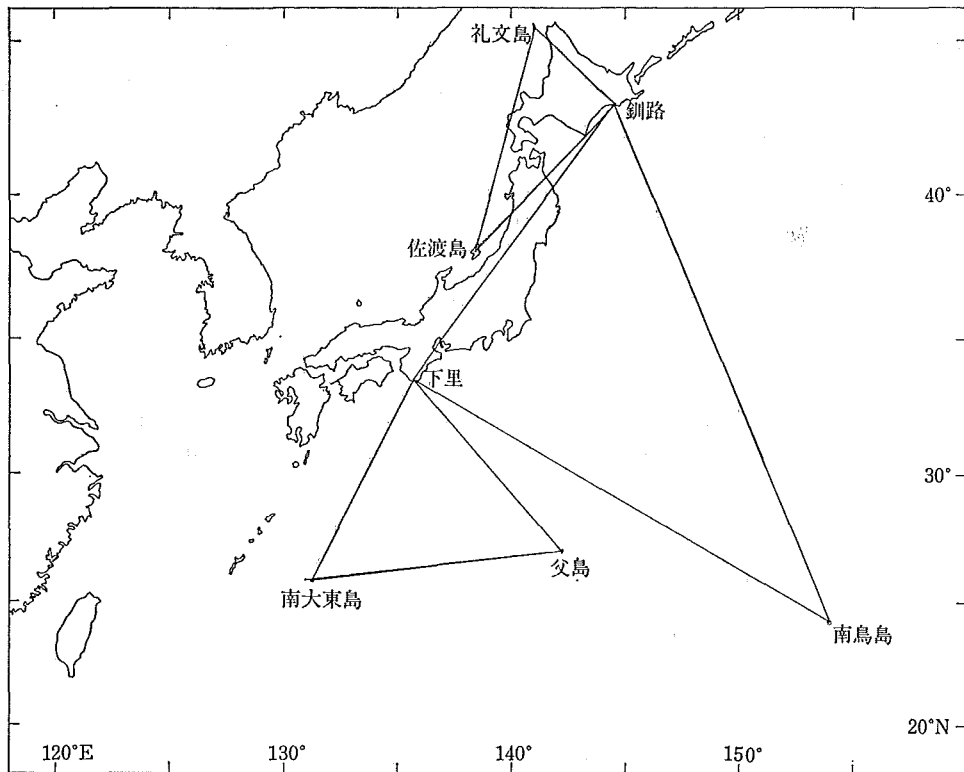


Figure 4 Configuration of observation stations in the simulation

計算例

i) 観測可能日時の選択

下里, 父島, 南大東島のうち, 2島で太陽高度 -15° 以下, 衛星高度 20° 以上の条件を満たすものを選び出した. ただし軌道要素は, 高度 1,000 km 及び 1,500 km, $e=0$, $i=50^\circ$, $\Omega_0=0$, $\omega_0=0$ で期間は, これらの地域で天気の良い1982年11月1日から12月20日までとし, この50日間に頂度2回の観測周期があることとなった. シミュレーションを実施した地点の配置を Figure 4 に示す. 総時間数は高度 1,000 km のとき, 3地点で248分, 高度 1,500 km では756分となった.

ii) 測量精度の見積り

1分間に1枚の写真撮影を行うものとして以下〔例1〕, 〔例2〕の2通りの数値に基づいて, 写真望遠鏡の性能を考慮せずして位置決定精度を見積った.

〔例1〕 $\sigma_{rSAT}=5\text{ cm}$, $\sigma_{rRN}=5\text{ cm}$, $\sigma_{*SYS}=0'25$, $\sigma_{*}=0'7$, $\sigma_{CMP}=1.2\mu$, $\sigma_{SNT}=1'2$, $\sigma_{INTP}=0.5\mu$
 $\sigma_{LNS}=0.2\mu$, $N_{*R}=20$, $m=40$, $n=5$, $f=1.2\text{ m}$

〔例2〕 $\sigma_{rSAT}=15\text{ cm}$, $\sigma_{rRN}=15\text{ cm}$, $\sigma_{*SYS}=0'35$, $\sigma_{*}=0'9$, $\sigma_{CMP}=1.5\mu$, $\sigma_{SNT}=1'5$, $\sigma_{INTP}=0.7\mu$, $\sigma_{LNS}=0.2\mu$, $N_{*R}=20$, $m=30$, $n=3$, $f=1.2\text{ m}$

天気を考慮した場合, 〔例1〕について I. 下里, II. 父島, III. 南大東島として Table 4 に, I. 下里 II. 釧路, III. 南鳥島として Table 5 に位置決定精度を示す. ただし x を測点間方向測地精度, y を第二測点の天頂方向にとった向きの精度, z を x と y に直交する精度とする. また天気としては, 晴率を第 I 測点で11月は30%, 12月は35%, 第 II 測点では, それぞれ30%, 20%, 第 III 測点で30%, 25% とし, 雲量はいずれも2とした. また, このような乱数による晴日の選択は偶然性が大きく, その時期の傾向を表せないので天気を考慮しない場合の値を Table 6, 7 に示す. なお〔例2〕の場合には, Table 4~7 のいずれの場合の (x, y, z) 値も, 1.56倍したものとなる.

Table 4 Accuracies of position decision estimated by the simulation
(considering weather condition) (unit meter)
I. Simosato II. Titisima III. Minamidaitosima

	I—II		II—III		III—I	
	numbers	(x, y, z)	numbers	(x, y, z)	numbers	(x, y, z)
1000 km	11	1.3, 0.4, 1.0	8	1.2, 1.6, 0.9	1	—, —, —
1300	22	0.7, 0.8, 0.8	1	—, —, —	26	0.8, 0.9, 0.9
1500	11	1.9, 1.6, 1.3	29	1.0, 0.9, 0.7	39	0.7, 0.6, 0.8

Table 5 Accuracies of position decision estimated by the simulation
(considering weather condition) (unit meter)
I. Simosato II. Kusiro III. Minamitorisima

	I—II		II—III		III—I	
	numbers	(x, y, z)	numbers	(x, y, z)	numbers	(x, y, z)
1000 km	4	1.4, 1.1, 1.7	1	—, —, —	5	1.6, 1.2, 2.5
1300	27	1.0, 0.5, 1.0	12	1.0, 1.1, 1.0	7	1.8, 0.8, 1.2
1500	35	0.7, 0.7, 0.9	6	2.8, 0.9, 2.0	6	1.7, 1.0, 1.7

Table 6 Accuracies of position decision estimated by the simulation
(not considering weather condition) (unit meter)
I. Simosato II Titisima III. Minamidaitosima

	I—II		II—III		III—I	
	numbers	(x, y, z)	numbers	(x, y, z)	numbers	(x, y, z)
1000 km	66	0.4, 0.4, 0.4	62	0.3, 0.4, 0.4	47	0.5, 0.4, 0.5
1300	135	0.4, 0.3, 0.3	129	0.3, 0.3, 0.3	100	0.4, 0.3, 0.3
1500	192	0.3, 0.3, 0.3	210	0.3, 0.3, 0.3	156	0.4, 0.3, 0.4

Table 7 Accuracies of position decision estimated by the simulation
(not considering weather condition) (unit meter)
I. Simosato II. Kusiro III. Minamitorisima

	I—II		II—III		III—I	
	numbers	(x, y, z)	numbers	(x, y, z)	numbers	(x, y, z)
1000 km	69	0.4, 0.3, 0.4	16	0.7, 0.9, 0.8	22	0.6, 0.7, 0.6
1300	183	0.3, 0.3, 0.3	51	0.6, 0.6, 0.6	65	0.4, 0.5, 0.5
1500	258	0.3, 0.3, 0.3	74	0.5, 0.5, 0.5	77	0.5, 0.4, 0.5

iii) 軌道傾斜角と観測機会

軌道傾斜角と観測機会の関係について、天気、観測機器の特性を考慮せず、ある仰角以上の2地点で観測可能なものについて調べた。Figure 5~8 に結果を示す。ただし、Figure 6 のみは、観測限界仰角を 30° とし、それ以外は 20° とした。観測周期は 35~45 日で、太陽の方向との関係で観測機会の大小はあるが、この値の中では大きな差異は認められない。測点の緯度程度の傾斜角値のとき、観測機会が最も多くなる傾向があるが、日本周辺の測量に適した傾角としては 45~55° 程度であろう。

5. 衛星の寿命からの制約

10 m の気球への太陽輻射圧、残留大気抵抗および月、太陽、惑星、地球ポテンシャルの摂動の効果を入れた 忽滑谷、他の数値積分法による軌道解析によれば、初期高度 900 km の衛星軌道は最高高度 930 km、最低高度 865 km 程度の高度変化を周期約 40 日で繰り返しながら、1 年間で約 10 km の平均高度の低下が認められる。また、エコー衛星については、1 号が直径 30.5 m、近地点 1,060 km で寿命 7 年 9 か月、2 号が直径 41 m、近地点 1,030 km で寿命 5 年 4 か月であった。本衛星の断面積はこれらより小さく、単位断面積当りの質量は大きいので以上のことから類推して少なくとも 1,100 km 以上の軌道高度があれば、5 年以内に落下するとは考えられない。

6. 衛星打ち上げ技術上の問題点

伊藤、小山、他の宇宙開発事業団のロケット技術に関するグループによれば、本衛星の打ち上げに用いる N ロケットの第 3 段目は固体ロケットであり、燃料燃焼の制御ができず、この段での 50° の軌道傾斜角を得る従来の方式では、大きくその向きを曲げると衛星重量が軽いこともあって軌道投入の誤差が大きくなり、 2σ (σ は標準偏差) 値で 200~250 km 打ち上げ高度目標値からずれる可能性がある。この誤差は、傾斜角が小さくなるほど減少し、傾斜角 50° で 1 の割合とすると 45° で 0.91、40° で 0.85 となる。ただし、液体ロケットである 2 段目で傾

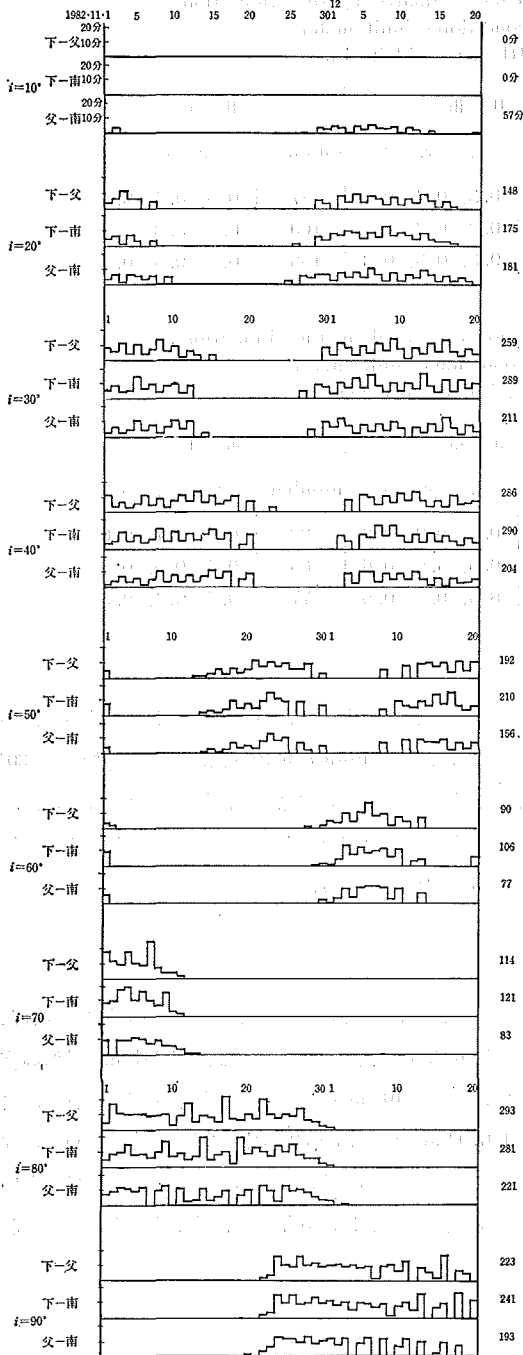


Figure 5 Opportunities of simultaneous observations estimated by the simulation, part 1, $h=1500$ km, $a \leq -15^\circ$, $\zeta \leq 70^\circ$.

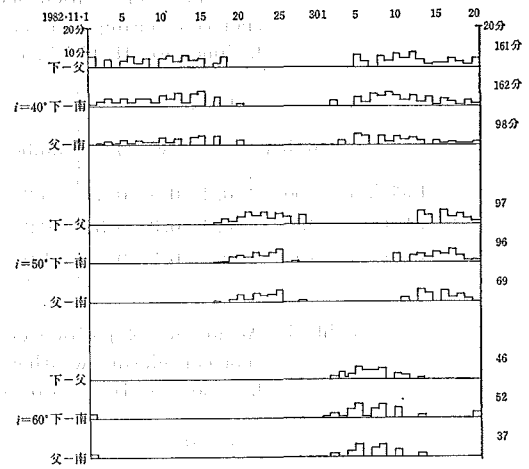


Figure 6 Opportunities of simultaneous observations estimated by the simulation, part 2, $h=1,500$ km, $a \leq 15^\circ$, $\zeta \leq 70^\circ$.

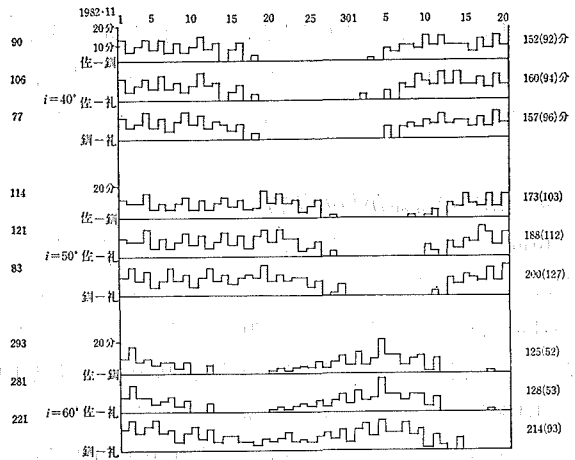


Figure 7 Opportunities of simultaneous observations estimated by the simulation, part 3, $h=1500$ km, $a \leq -15^\circ$, $\zeta \leq 70^\circ$. The numbers in the parentheses are for $\zeta \leq 60^\circ$.

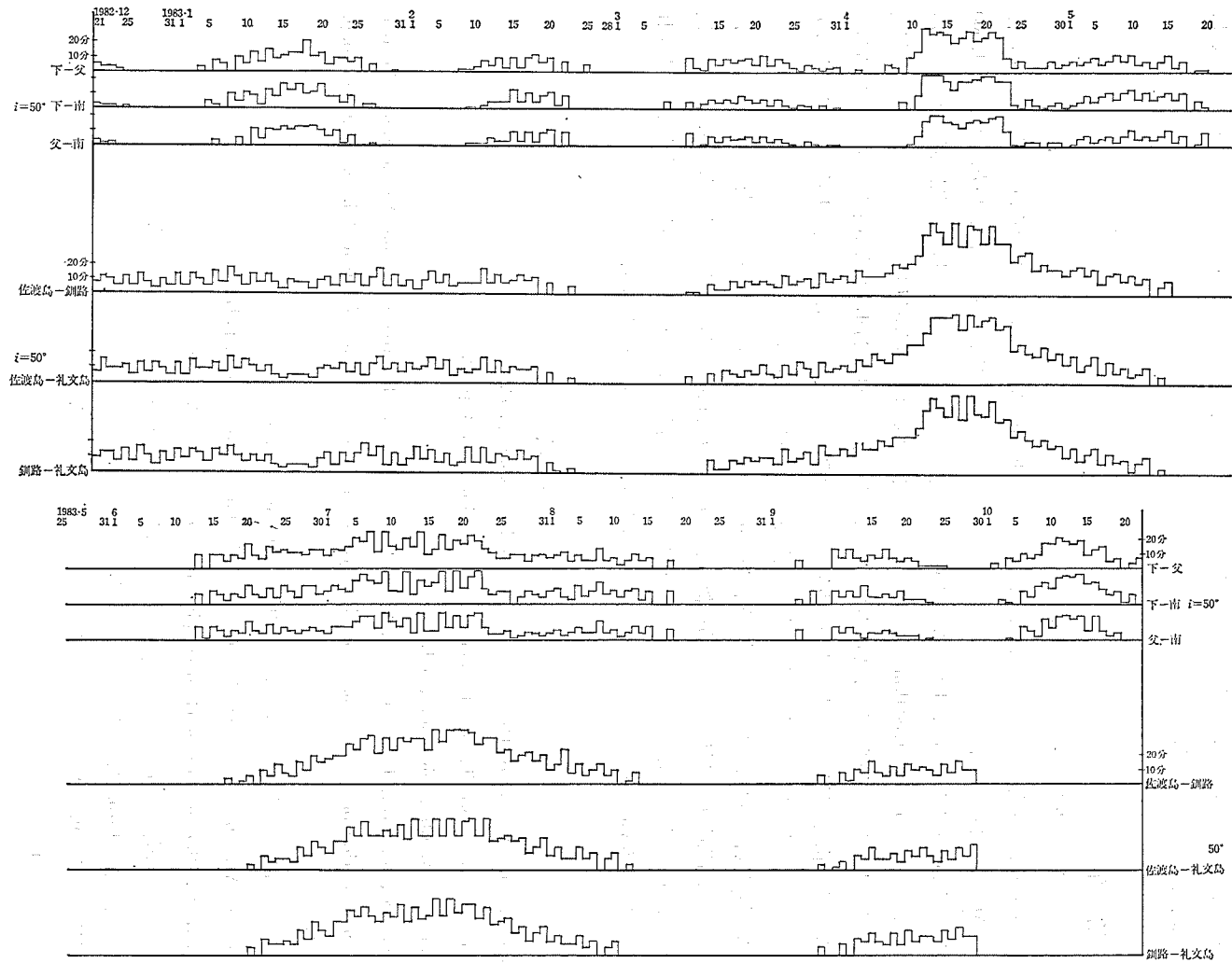


Figure 8 Opportunities of simultaneous observations estimated by the simulation, part 4, $h=1500\text{ km}$, $a \leq -15^\circ$, $\zeta \leq 70^\circ$.

斜角が $40\sim 50^\circ$ になるように制御することも原理的には可能で、この場合打ち上げ軌道高度誤差は 2σ 値で 100 km 程度に抑えられるが、ロケットおよび衛星切離し制御、衛星状態のモニターのためのダウンレンジ局の位置、燃焼済みロケットの落下地点の安全性等の問題があり、この制御方式が使用できるかどうかは今後の検討による。いずれにしても打ち上げ時の軌道高度誤差がこのように大きく、避けられないとすると、この面での制約は大きな意味をもつことになる。

7. 結 論

以上述べてきたことから次のように言える。

最適軌道高度は、天体写真望遠鏡の性能により異なり、 $F2.5\sim 3.5$ 程度の十分に明るい口径比であって、仰角 $20\sim 30^\circ$ のある値以上の仰角なら常に観測できる場合には、レーザ測距可能な範囲で高い方が望ましく 1,500 km 以上が良い。しかしながら、 F 値が $3.5\sim 4.0$ 程度の場合で平均の写真撮影可能限界高度が仰角 30° 程度である時には、軌道高度 1,400~1,600 km の範囲では大きな差はない。 F 値が 4.5 以上では観測機会が少くなり超長辺の測量が難しくなる可能性がある。いずれにしても、写真望遠鏡の F 値は小さい方が好ましいことは明らかであるが、離島、山岳地帯などへ可搬なもので方位測定精度 $0.3'$ をめざしながら、どこまで F 値を小さくできるかが今後の課題であり、写真望遠鏡の詳細な検討と性能の向上が必要である。

一方、軌道傾斜角のシミュレーションの結果 $45\sim 55^\circ$ で顕著な差異は見られないので、打ち上げ時の軌道高度誤差、観測可能時期の周期、高緯度地方の他の諸国の本衛星の利用度等から決めるべきであろう。ただし、固体ロケットの誘導法による傾斜角の制御方式しか採用できず、打ち上げ時の軌道誤差がかなり大きくなるとすれば、傾斜角は小さめの 45° 程度にしてこの誤差を小さく抑えることが必要となろう。

参 考 文 献

- Ono, F. 1966, Report of Hydrographic Researches, No. 1, p. 63.
 Yamazaki, A., Mori, T. and Takemura, T. 1967, *ibid.* No. 3, p. 49.
 Yamazaki, A. 1971, *ibid.* No. 7, p. 1.
 Yamazaki, A., Mori, T. and Ganeko, Y. 1972, Researches in Hydrography and Oceanography, in commemoration of the centenary of the Hydrographic Department of Japan, Ed. D. Shoji, Tokyo, p. 251.
 森 巧 1978, “気球型測地衛星”, 天文月報 第71巻8号, p. 206.
 Allen, C. W. 1973, “*Astrophysical Quantities*”, The athlone press, p. 172.
 Sasaki, M. 1977, Report of Hydrographic Researches, No. 12, p. 95.
 未来工学研究所編 1974, “測地衛星システムに関するテクノロジー・アセスメント”.
 科学技術庁編 1975, “レーザ反射気球に関する基礎研究”.
 科学技術庁編 1977, “レーザ測距装置の開発に関する総合研究”.
 忽滑谷 基 1978, 宇宙開発事業団 測地衛星システム計画会議資料.
 伊藤哲一, 小山正人 1978, 同上.