



第1章 まえがき

1957年ソ連が初の人工衛星の打上げに成功して以来、10年余りの間の宇宙開発の進歩には目ざましいものがある。1966年末までのおよそ10年間に打上げられた人工衛星および宇宙ロケットの公式登録数は645個^{*)}にも達し、その内すでに通信衛星や気象衛星など実用化されているものも多く、またロケットによる月、金星等の探索も着々成果を収めている。このように、人工衛星や宇宙ロケットの打上げ技術は高度の進歩を示し、極めて正確に目的とする軌道に乗せることが可能となっている。一たんある軌道に乗せられた人工衛星は、いわゆるケプラーの法則に従って自力で運行し続けるわけであるが、地球が真球でない(少々西洋梨の形をしているといわれる)ことや、大気圏内の空気の摩擦などのため必ずしも計算通りの軌道を行くとは限らない。軌道修正用補助ロケットをもたない人工衛星は、このような摂動を受けて徐々に最初の予測軌道から外れてくる。また殆んどすべて人工衛星は地上基地局との間で何らかの連絡(通信や計測データの伝送)をとる必要があるため、地上から人工衛星の方向、位置などが正確に判っていなければならない。このため、地上に観測所を設け常に人工衛星の方向を正確に捕えておくこと(追尾, tracking という)、出来れば時々刻々の衛星の位置、進行方向、速度等、いわゆる軌道要素を測定することが望ましい。このように人工衛星本来の目的の他に、追尾や軌道観測という補助的

* 京都市左京区松ヶ崎御所海道町・教授

業務が必ず必要になってくる。

このような目的の観測網は既に米、仏(ソ連は不明)では大規模に設備されている。我国では未だ人工衛星の打上げに成功していないが、我国独自の追尾観測網の整備が急がれている。1966年、科学技術庁宇宙開発推進本部に人工衛星追跡部が設けられ、翌1967年から千葉県勝浦、鹿児島県内ノ浦、奄見大島、北海道、東北地方に追跡所、東京にそれら追跡所からのデータを処理する軌道計算センターがつぎつぎに設置されつつある^{*)}。

以下、人工衛星の軌道の概要と追尾および軌道観測技術の代表的なものについて解説する。

第2章 人工衛星の軌道

2.1 衛星軌道の概要

人工衛星は打上げ後ある高度で所定の推進初速度と方向が与えられれば、あとは地球の引力と衛星の慣性がつり合いを保った状態で、何ら外力を必要としないで所定の軌道を行く。衛星の高度により、低高度(近接軌道)衛星、中高度衛星、高高度衛星とに分類される。低高度衛星では運行速度が早く(例えば、高度1000kmで円軌道の場合、 $v=7.356\text{km/sec}$ 、地球1周周期は1h 45m 2s)、高々度になる程、運行速度は遅くなり周期も長くなる。静止衛星(又は同期衛星)と呼ばれる高々度衛星は赤道面上で速度が 3.076km/sec 、高度が35,810kmの円軌道を有し、回転周期が丁度24時間になり、地球表面に対して静止しているように見えるので、この名称がつけられている。

人工衛星の軌道は、図1(a)のように円軌道のほか楕円

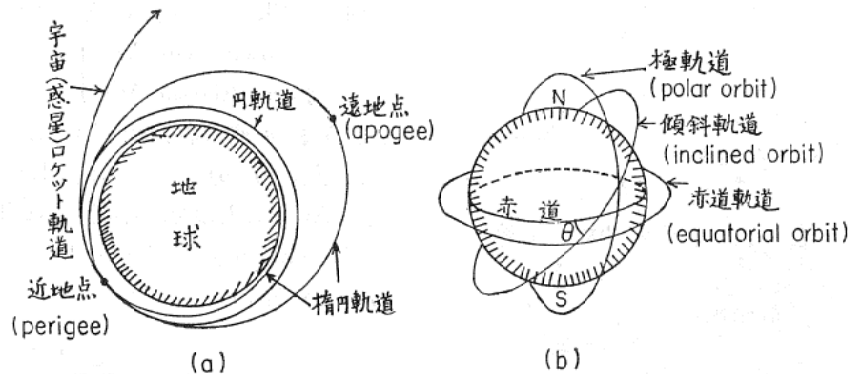


図1 人工衛星の各種軌道の説明図

軌道を描く場合が多く、近地点および遠地点の関係を同図に示した。又、地球南北両極上を通過する極軌道、赤道上を通る赤道軌道、および赤道に対して傾斜した軌道をとる傾斜軌道とがあり、これらを図1(b)に示した。人工衛星の目的や推進初期条件によるが、殆んど的人工衛星は、傾斜・楕円軌道をとる場合が多い。

2.2 追尾および軌道観測の必要性

既に述べたように、人工衛星の軌道は、打上げ条件により予期した軌道に確実にのるとは限らないし、また地球のふくらみの不整その他の摂動を受けて徐々に軌道が偏よってくる。そのために出来れば毎周期毎に人工衛星の軌道を観測し、さらに次の周期にはおよそその軌道を通るかの期道予報を行う必要がある。なお、科学衛星や通信衛星など殆んど的人工衛星は地上局と衛星との間で絶えず情報の伝達・交換が行われなければならないので、常に確実な追尾と正確な軌道観測が必要である。地球上一点からの観測領域が限られていることや、後述するごとく、少くとも同時に3ヶ所以上からの観測が望ましいこと、また同時に数多くの人工衛星を観測する必要もあるので、地上の観測局を世界各地に数多くばらまいて配置しておかなければならない。個々の地上局での任務は、人工衛星の確実な追尾と、衛星の方向または衛星までの距離の計測であり、これら地上局で得られた情報を直ちに計算センターに集め、ここで正確な軌道計算および軌道予報を行なうことになる。

本稿では、主として各地上局における人工衛星追尾技術の解説に重きをおいている。

ここで次章で述べる電波的追尾方式に関連して、宇宙研究のために割当てられた電波の周波数および電波形式について触れておく。電波伝ばんの立場から、人工衛星と地上局とを交信するために使われる電波は、電離層や大気層による屈折や吸収などの影響の少ない周波数帯の電波でなければならない。このため国際的に定められた宇宙研究業務、遠隔測定および追尾用の電波の周波数²⁾は136~138MHz, 400.05~401MHz, 1,700~1,710MHz, 2,290~2,300MHz となっている。電波形式は追尾用としては数 mW~数 100mW の無変調波 (CW 波) である場合が多い。

2.3 軌道6要素²⁾

一般的に人工衛星は、地球を一つの焦点とする楕円軌

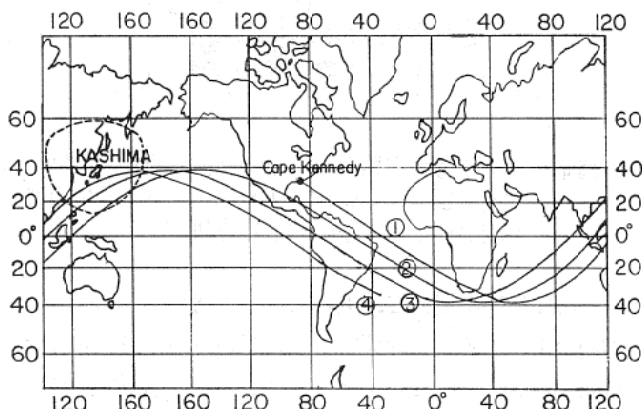


図2 低高度衛星 (高度 720km, 周期 100分, 軌道傾斜角 40° の円軌道) の地球上投影軌道 (①~④: 軌道番号), および鹿島地球局からの可視領域 (仰角 0度)

静止衛星より高度の低い人工衛星では地球を1回転する間に、地球の自転のために、地球上もとの位置より一定距離西へずれることになる。いま高度が720km, 周期が100分, 軌道傾斜角40°の円軌道衛星を例にとれば、その地球上投影軌道は図2に示すように、1周期ごとに西へ25°ずれていることがわかる。

このように、静止衛星を除く他の人工衛星はすべて地球上から見て時々刻々その位置を移動しており、その衛星を観測することができる領域および時間が限られてくる。図2には、我国の鹿島地球局*から上例の衛星を観測できる領域を示した。

* 郵政省電波研究所

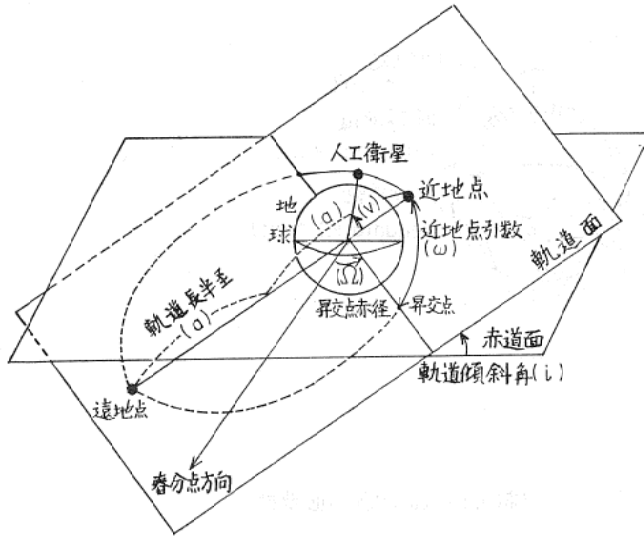


図3 軌道6要素の説明図

道上を回転するが、その空間における位置は、いわゆる軌道6要素によって決定される。軌道6要素とは次に示すもので、図3がその説明図である。

- 1) 軌道長半径 (Semi-major axis) a ,
- 2) 離心率 (Eccentricity) e ,
- 3) 昇交点の赤経 (Longitude of node) Ω ,
- 4) 軌道傾斜角 (Inclination) i ,
- 5) 近地点引数 (Argument of perigee) ω ,
- 6) 離心角 (Angle of eccentricity) ν .

軌道長半径 a と離心率 e によって楕円の形が決められ、その楕円軌道の存在する面を決めるのが昇交点の赤経 ν と軌道傾斜角 i である。昇交点の赤経とは軌道面と地球赤道面との交点の経度をいい、春分点方向から測る。近地点引数 ω とは近地点との間の角距離をいい、軌道面における楕円のなす向きをきめる要素である。離心角 ν は地球の中心からみた近地点と人工衛星との角度で、楕円軌道上の衛星の位置を決める要素である。

今、地球表面上の一点から、衛星までの距離、あるいは方向を観測することによって、衛星軌道を決定する場合の一般論として、つぎのことが云える。

軌道6要素を決定するためには、距離のみの観測からは少くとも異なる時刻の6回の観測が必要であり、方向(仰角, 方位角)のみの観測からは少くとも異なる時刻での3回の観測が必要である。距離と方向とが同時に観測できる場合には、1回の観測で軌道面は決定できるが、軌道6要素を決定するには、矢張りつぎつぎの観測が必要である。詳しくは軌道決定論の専門書に譲る。

2.4 アレイ特有座標系^{4),5)}

一般に、地球上の一観測点からみたある時刻における人工衛星の空間位置を表示するためには、その観測点からの衛星の方向を次のアレイ特有座標系を用いて表わすと便利である。

仰角を El , 方位角を Az とすれば

$$\left. \begin{aligned} \eta &= \cos(El) \cdot \cos(Az) \\ \xi &= \cos(El) \cdot \sin(Az) \end{aligned} \right\} \dots\dots(1)$$

という $\xi-\eta$ 座標系が考えられる。この座標系においては、原点 $(0, 0)$ が天頂方向 ($El=90^\circ$) に対応し、角度が Az そのもので、半径が $\cos(El)$ に比例している。地平線 ($El=0^\circ$) は $\xi^2 + \eta^2 = 1$ の円で表わされる。これらの関係を図4に示した。

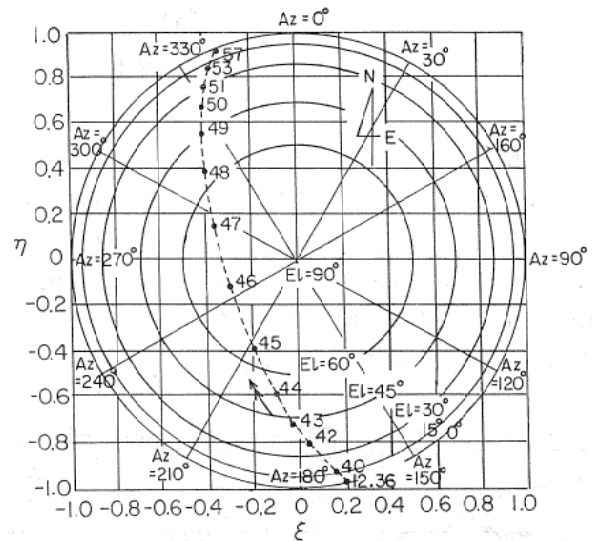


図4 アレイ特有座標系 ($\xi-\eta$) と仰角 (El), 方位角 (Az) との関係および ESSA-6 気象衛星の軌道測定結果 (・印, 数字は時刻)

この座標系を用いて、実際に追尾観測した人工衛星の方向および予め軌道計算で得られている衛星の方向等を時刻をパラメータとしてプロットすれば、軌道の相互関係が比較し易い。図4には後述する方法(3.3)で観測された衛星軌道の一例をも示した。

第3章 人工衛星の追尾・観測法

3.1 人工衛星の追尾方式の分類

人工衛星の追尾方式には、大別して光学的方法と電波的方法とがある。

光学的方法には、世界各地12ヶ所の天文台(うち1台は東京天文台)に配置されたシュミット・カメラ²⁾という天体撮影用カメラで人工衛星を捕える方法で、各天文台での観測データは米国 Smithsonian 天文台 (Harvard Univ. Masatt.) に集められる。測定精度は現在、他のどの方法よりも優れているとされているが、夜間は追尾ができないし、また昼間でも天候に左右されるのが最大の欠点である。光学的方法にはこの他、レーザ・レーダによる方法があるが、レーダ方式の一種でもあるので、次の電波的方法の中で述べることにする。

電波的追尾法を分類すると、ビーコン方式、1次レーダ方式および2次レーダ方式とになる¹⁾。ビーコン(beacon)方式とは、人工衛星に搭載されたトラッキング用ビーコン発振器の発射する電波を地上で受信し、その人工衛星の位置、方向、速度などを知らうとする方式で、ドップラー法と干渉計法とが主なものである²⁾。1次レーダ方式は、特に追尾用として設計されたマイクロ波レーダ(例えばFPS-16 Cバンド*レーダ)で標定追尾するもので、トラッキング用送信機を搭載していないロケットや人工衛星、特に人間衛星の追尾に有用である。また、レーザ・レーダも1次レーダとして特別の反射器

を搭載した人工衛星に対して優れた追尾能力をもっている³⁾。2次レーダ方式は、地上の観測所から特定の電波を人工衛星に向けて発射し、その電波を人工衛星内で適当な電波型式の変換を行なって再び発射、その電波を地上で受信し、もとの発射電波と比較することによって人工衛星の位置、速度等を算出するもので、代表的なものにDOVAP³⁾やR & RR法がある。

以上概説した追尾観測法を整理すると表1となる。

以下代表的な追尾方式として、ドップラー法、干渉計法、R & RR法およびレーザ・レーダ法等について解説する。

光学的方法	— 実視観測 (Moon watch)	
	— シュミット・カメラ (Schmidt camera) による写真観測	
	— レーザ・レーダ (Laser radar)	
電波的方法	ビーコン方式 (Beacon system)	{ ドップラー (Doppler) 法
		{ 干渉計 (Interferometer) 法
	1次レーダ方式 (Skin radar system)	{ 追尾用レーダ (Tracking radar)
		{ レーザ・レーダ (Laser radar)
	2次レーダ方式 (Transponder system)	{ DOVAP
		{ DOPLOC
{ R & RR (Range and Range Rate) 法		

表1 人工衛星の追尾観測方法の分類

3.2 ドップラー法³⁾

図5のように軌道上を人工衛星が f_0 なる周波数のトラッキング用電波(連続波)を発射しながら運行していると、地上受信点での受信周波数 f は、人工衛星と地上受信点との相対速度のためドップラー効果を受け、次のように表わされる。

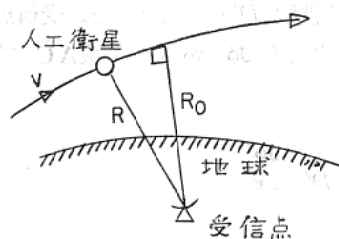


図5 定速度 v で軌道を回る人工衛星
 R_0 : 至近距離

$$f = f_0 \left(1 - \frac{dR}{dt} \right) \dots\dots\dots(2)$$

* Cバンドとは周波数 4,000~8,000MHz のレーダ・バンドをいう。

ここに dR/dt は測定時における送受信点間距離 R の時間的変化率であり、地上から見た衛星の相対速度と考えられる。 c は光速である。

人工衛星が地上受信点に接近し、さらに再び遠ざかっていく間の受信周波数を測定記録すれば、一般に図6の(A)のような曲線がえられる。図6の横軸は観測時刻で、

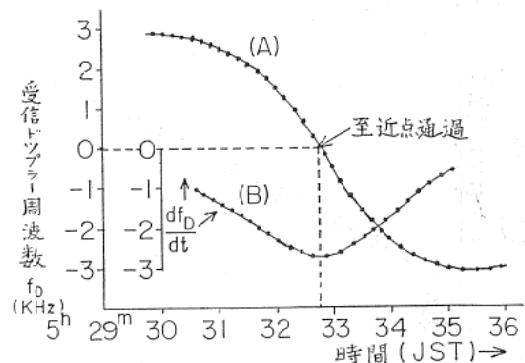


図6 ドップラー法で得られたドップラー曲線の一例、ドップラー周波数の時間変化率 (df_0/dt) も示した。

縦軸は受信ドップラー周波数 f_D を表わし、ドップラー周波数の時間的変化率が最大になる点の時刻が受信点からの至近距離 (slant range) R_0 を通過した時刻で、そのときの受信周波数は、送信機の発振周波数 f_0 と一致することがわかる。

いま人工衛星の速度を v とすれば、衛星と受信点との距離 R は

$$R = \sqrt{R_0^2 + (vt)^2} \quad \dots\dots\dots(3)$$

となる。但し、時間 t については衛星が受信点に最も近づいた時を時間の原点 ($t=0$) とする。式(3)から

$$\frac{dR}{dt} = \frac{v^2 t}{\sqrt{R_0^2 + (vt)^2}} \quad \dots\dots\dots(4)$$

であり、また、式(2)から受信ドップラー周波数 $f_D (= f - f_0)$ の時間変化率 df_D/dt は

$$\frac{df_D}{dt} = \frac{f_0}{c} \frac{R_0^2 v^2}{\{R_0^2 + (vt)^2\}^{3/2}} \quad \dots\dots\dots(5)$$

となる。

上式で、 $t=0$ とおけば $-df_D/dt$ が最大となることがわかる。図6の(B)にはこの f_D の時間変化率の様相を示してある。

式(5)を変形して

$$\frac{t^2}{\left(\frac{dR}{dt}\right)^2} = \frac{R_0^2}{v^4} + \frac{t^2}{v^2} \quad \dots\dots\dots(6)$$

とすると、 dR/dt は式(2)から $-dR/dt = cf_D/f_0$ であるから、上式の左辺 $t^2 / \left(\frac{dR}{dt}\right)^2$ の値を t^2 について画けば、図7のような直線がえられる。この直線の傾斜が $1/v^2$ となり、 $t=0$ における縦軸の値が R_0^2/v^4 であるから、結局これらの値から人工衛星の速度 v および至近距離 R_0 を求めることができる。さらに、この v および R_0 の値を式(3)に代入すれば、至近点の前後の人工衛星の軌道を距離 R の変化として求めることができるが精度は可成り低下する。

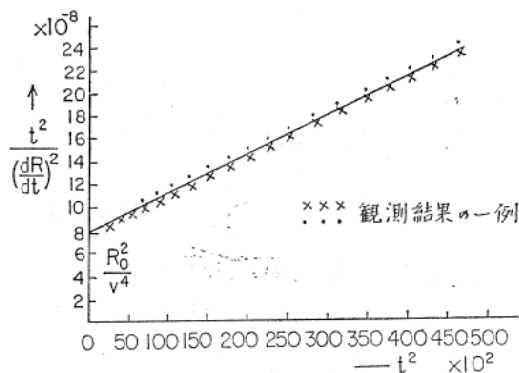


図7 人工衛星の軌道計算式の直線化

上述の解析では、人工衛星が水平大地の上空を水平運動をしているものとして取扱っているが、実際は球面大地上を円または楕円軌道を書いており、このための厳密な解析は J. M. Brito Infante⁵⁾ によって行われている。

この方法はソ連1号衛星打上げ以来行われている方法であるが、現在は精度の点から、つぎに述べる干渉計法の方が広く採用されている。

3.3 干渉計法⁶⁾

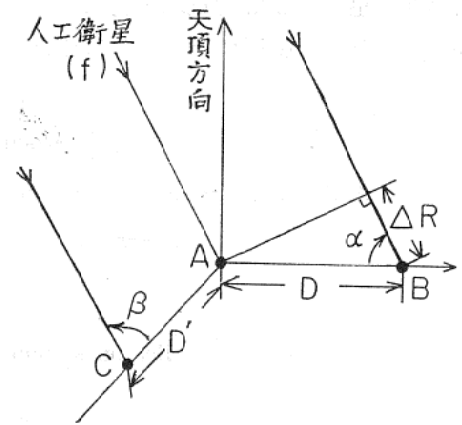


図8 干渉計法の原理

図8のように、人工衛星から発射された電波(周波数 f) を地上2ヶ所のアンテナ A, B (アンテナ間隔 D) で受信すれば、両受信電波の位相差 $\Delta\phi$ は

$$\Delta\phi = \frac{2\pi}{\lambda} D \cdot \cos \alpha \quad \dots\dots\dots(7)$$

ここに α は電波到来角である。したがって、基線 \overline{AB} に対する電波到来方向の方向余弦 $\cos \alpha$ は

$$\cos \alpha = \frac{\lambda}{D} \frac{\Delta\phi}{2\pi} \quad \dots\dots\dots(8)$$

となる。また平面大地上に基線 \overline{AB} と直角に他の基線 \overline{AC} (アンテナ間隔 D') を設けると、受信点 A, C での受信電波の位相差 $\Delta\phi'$ から、基線 \overline{AC} に対する方向余弦 $\cos \beta$ は

$$\cos \beta = \frac{\lambda}{D'} \frac{\Delta\phi'}{2\pi} \quad \dots\dots\dots(9)$$

として求められる。

両方向余弦 $\cos \alpha, \cos \beta$ から電波到来方向(仰角 EI , 方位角 Az) は次式から計算することができる。

$$\left. \begin{aligned} \cos(EI) &= \sqrt{\cos^2 \alpha + \cos^2 \beta} \\ \cos(Az) &= \frac{\cos \alpha}{\sqrt{\cos^2 \alpha + \cos^2 \beta}} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(10)$$

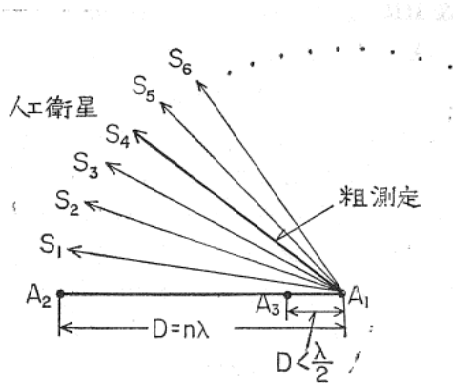


図9 粗測定と精測定の説明

干渉計特有の問題として、アンテナ間隔 D と電波の波長 λ との関係によって測定到来角にあいまいさ (ambiguity) が生じることである。図9において $\overline{A_1A_2}$ の間隔 D が $D=n\lambda(n>\frac{1}{2})$ であれば、両受信電波の位相差として $\Delta\phi (<360^\circ)$ が測定されたとしても、一般には

$$\Delta\phi = n \times 2\pi + \overline{\Delta\phi} \quad (n: \text{正整数}) \quad \dots\dots(11)$$

で示すように、 $\Delta\phi$ としては $(n+1)$ ケの値をとり、したがってそれぞれの $\Delta\phi$ に対応する到来角 α の答(方向 S_1, S_2, \dots, S_{n+1})が得られることになる。

もし、アンテナ間隔 D が $\lambda/2$ 以下に配置した $\overline{A_1A_3}$ で測定すれば、到来角は一つに定まり、あいまいさは解消する。しかし到来角測定の精度が粗い欠点がある。このような $\overline{A_1A_3}$ の組合せを粗測定あるいはあいまいさ解消用といっている。これに対し、前者の $\overline{A_1A_2}$ の組合せでは、あいまいさは生じるが到来角測定精度が良い。この組合せを精(密)測定という。

この干渉計の原理に基づく人工衛星の追尾局が米、仏では各地に配置され現在活躍している。

米 (NASA, 航空宇宙局) では Minitrack 局²⁾ といひ、主にカナダ, 北米, 南米等18ヶ所に配置し、これらの局で観測したデータを NASA Goddard Space Flight Centre (Washington DC) に送り、軌道計算を行なっている。各追尾局のアンテナ配置は図10に示すとおりで、東西 $\overline{A_1A_2}$, 南北 $\overline{A_4A_5}$ の組合せが精測定用, 東西 $\overline{A_1A_3}$, 南北 $\overline{A_5A_6}, \overline{A_5A_7}$ の組合せが粗測定(あいまいさ解消)用である。各アンテナのビーム指向性は南北に広く、東西に狭いファンビームになっている。

仏 (CNES, 宇宙開発本部) では DIANE 局³⁾ を欧州とアフリカに7ヶ所配置し、計算センターを仏本国においている。アンテナ配置は図11のようになっており、あいまいさ解消用アンテナ群は1ヶ所にまとめられている。

以上の米 Minitrack 局, 仏 DIANE 局の分布図を図12に示した。

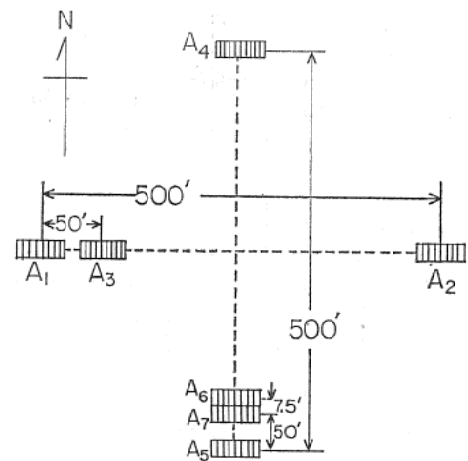


図10 米 (NASA) Minitrack 局のアンテナ配置図

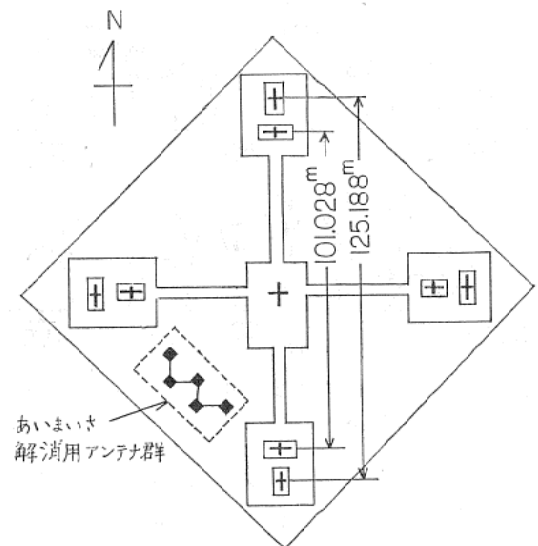


図11 仏 (CNES) DIANE 局のアンテナ配置図

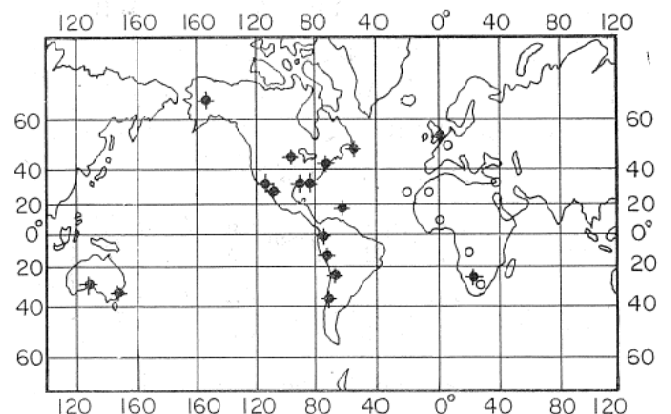


図12 米 Minitrack 局(×印)および仏 DIANE 局(○印)の分布図

本来の干渉計法は、2つの電波の位相差を測定するもので、位相差の精密測定のために高度の技術と大がかりな装置を必要とする。これに対し、京都大学で開発された四素子干渉計法⁴⁾は、干渉計特有の干渉パターンを利

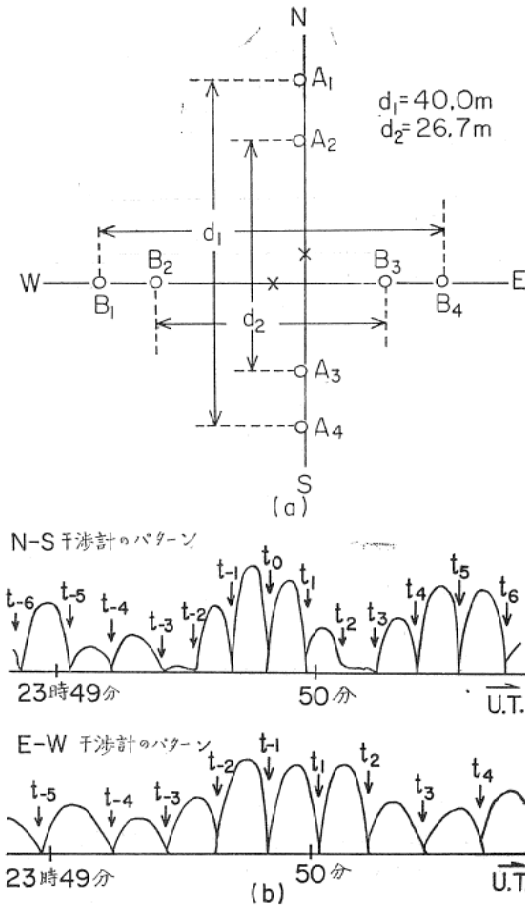


図13 四素子干渉計の配置(a)および干渉パターンの一例(b)

用するもので、次に述べるように、比較的簡単な構成で極めて高い角度精度がえられるという特長がある。

図13(a)のように、南北(NS)、東西(EW)方向に、それぞれ4本のアンテナを一直線上に中心対称的に並べ、それぞれの間隔を $\overline{A_1A_4} = \overline{B_1B_4} = d_1$ 、 $\overline{A_2A_3} = \overline{B_2B_3} = d_2$ 且、 $d_1/d_2 = 1.5$ に選んでおき、各アンテナの受信出力を南北方向に対しては $A_1 + A_2 - A_3 - A_4$ 、東西方向に対しては $B_1 + B_2 + B_3 + B_4$ となるように、ハイブリッド回路で合成すれば、それらの振巾は

$$\left. \begin{aligned} D_{NS} &\propto \left| \cos \left[\left(\frac{\pi}{\lambda} \cdot \frac{d_1 - d_2}{2} \eta \right) \cdot \sin \left(\frac{\pi}{\lambda} \cdot \frac{d_1 + d_2}{2} \eta \right) \right] \right| \\ D_{EW} &\propto \left| \cos \left[\left(\frac{\pi}{\lambda} \cdot \frac{d_1 - d_2}{2} \xi \right) \cdot \cos \left(\frac{\pi}{\lambda} \cdot \frac{d_1 + d_2}{2} \eta \right) \right] \right| \end{aligned} \right\} (12)$$

となる。ここに $\eta = \cos \theta$ 、 $\xi = \sin \theta$ で、 θ は南北基線と電波源(人工衛星)とのなす角である。

人工衛星の移動により θ が刻々と変り、したがって合成振幅は同図(b)のような干渉パターンを画く。干渉パターンの谷に当る時刻の ξ 、 η の値から、アレイ特有座標上に人工衛星の軌道がプロットされる。京都大学で測定された気象衛星 ESSA-6 の観測データを図4に示しておいた。

3.4 R & RR 法 (Range and Range Rate System)¹⁾

米 NASA 打上げの ATS* (応用技術衛星)²⁾ で実験された方法で、我国電波研究所鹿島地球局でもこの実験に成功している。この方法は文字どおり人工衛星までの距離 (Range) と、地上観測点と衛星との相対速度 (Range Rate) とを測るのが目的であるが、指向性の鋭いマイクロ波ビームアンテナで追尾するから衛星の方向も極めて正確に求められる。原理は多周波数による距離測定法と、ドップラ周波数の測定による相対速度測定法とを組合せたもので、現在電波的観測法では最も精度のよい方法とされている。しかし特殊な装置による精密測定を必要とするので、すべての人工衛星に適用できるわけではない。

Range の測定は、衛星通信用電波を利用するもので、地上局から 6,000MHz の電波に 500kHz, 100kHz, 20kHz, (以上精測用), 4kHz, 800Hz, 160Hz, 32Hz, 8Hz (以上あいまいさ解消用) という8種のサイド・トーン周波数を位相変調して衛星に送信、衛星からその電波を 4,000MHz で送りかえす。地上送信波と受信波をそれぞれのトーン周波数について比較して距離を算出する。測定精度は静止衛星の場合 1.5m 以内、移動衛星の場合 15m 以内である。

Range Rate の測定は、地上局から 6,000MHz の電波に 5MHz の連続波を変調し、Range の場合と同様にして送りかえすと、移動衛星の場合はドップラー周波数偏移を生じ、これからその衛星の相対速度が求められる。測定精度は静止に近い人工衛星では 0.01m/sec、中高度衛星では 0.1m/sec である。

3.5 レーザ・レーダ方式

レーザ技術の著しい発展により、そのレーザ光の高輝度と優れた指向性から、距離測定その他を目的としたレーダが種々開発されている。レーザ・レーダによる人工衛星の追尾、測距³⁾ は、今のところシュミット・カメラによる観測網の補助的役割を果している。既に、GE (米)、NASA (米)、Smithsonian 天文台 (米) では、ルビー・ジャイアント・パルス・レーザ (波長 6,943Å) を用いたもので種々の実験が行われている。NASA の開発したものは最大測定距離が 71,000km 以上、測距精度は 1.5~2m であるといわれている。Sylvania Elect.社 (米) のものは連続波用レーザを用いている。我国でも通産省の補助を受け日立製作所がこのレーザ・レーダ

* ATS (Applications Technology Satellite) は NASA の計画した多目的衛星で、現在、ATS I (太平洋静止)、ATS III (大西洋上静止)、ATS V (太平洋上静止打上げ予定)、ATS II および IV (静止失敗)、が打上げられている。

の開発に取り組んでおり¹⁰⁾、大阪大学¹¹⁾、東北大学、電波研究所⁹⁾でも活発な研究が行われている。

レーザ・レーダを使用するに当って、人工衛星にはレーザ光の有効な反射性をうるように逆反射器 (Vetroreflector, コーナレフレクターの組合せ) を備えることが必要で、1967年末までに、米国で3個 (BE-B, BE-C, GEOS-A)、仏で2個 (DI-C, DI-D)、合計5個の逆反射器を取付けた人工衛星が打上げられている。

3.6 その他の方式

人工衛星等の追尾方式には、この他指向性の鋭いビームをもつアンテナで追尾するアンテナ指向法がある。VHF帯トラッキング電波に対するものとして、京都大学で開発された十字形ダイポールアレイ追尾方式⁴⁾がある。 $m \times n$ 個の十字形ダイポール素子を半波長間隔で並べ、各素子を所要の角度だけ回転させることにより、等価的位相推移をもたせることができ、したがってアレイのビーム方向を変えることができることを利用したものである。4×8=32素子からなる試作アレイについて実験の結果、利得は約16dB、追尾速度は1.25°/sec以上、走査範囲は天頂±30°(条件により±70°まで)が得られている。これを用いた自動追尾観測装置を試作し、これまで種々の人工衛星の軌道観測に成功している。

最後に、我国独自の追尾方式として、東京大学、電波研究所などにおいて開発された角度測定併用ドップラー方式¹⁾について触れておく。一般に人工衛星から発射するビーコン電波を地上数ヶ所で連続的に観測し、それぞれドップラー周波数を求め、これらを計算センターに集め、軌道6要素を決定するのであるが、計算の都合上、初期値を与える場合に、ある地上局から人工衛星をみた正確な角度情報を与えて軌道要素を算出する方式で、我が国のような狭い日本列島においても最小限3ヶ所の追跡所を設置し観測することによって衛星の軌道を知ることができるという特長がある。

第4章 まとめ

以上、人工衛星の軌道の概要およびその追尾観測方式について解説したが、その中、ビーコン方式による追尾観測法では、現在トラッキング用電波の周波数として国

際周波数割当上136~138MHzが最も広く使用されているが、人工衛星から地上への電波伝はん途中に、電離層や対流圏(大気圏)を通過する間で電波の進路が曲げられたり、雑音の混入などで追尾誤差を伴うことが多く、測定精度に限界がある。この点、トラッキング用電波の周波数をもっと高く選ぶことが望ましい。2次レーダ方式では一般にビーコン方式よりも高い周波数の電波を使用するので、電波伝はん上の問題が少なく精度の高い測定法であるといえる。

なお、人工衛星等打上げ時のロケットの軌道や宇宙ロケットの軌道の観測には、上記以外の独自の観測法が用いられる。

華やかな宇宙開発の発展の中にあって、このような追尾、軌道観測という、地味ながら重要な業務のあることを認識すると共に、我国での追尾観測網の一日も早く完備されることを願って止まない。本稿を草するにあたり、斯界諸賢の著書および論文を多数参照させて頂き、ここに厚く謝意を表します。

参考文献

- 1) “宇宙通信”電波時報, 昭和42年6月号別冊
- 2) 田尾, 浅井, 沢路, “宇宙通信概論”, 昭和41年 地人書館
- 3) 前田, 永田, 畑中, “宇宙空間の科学” 昭和35年 白桃書房
- 4) 鷹尾, “十字形ダイポールを用いた飛しょう体追尾アンテナアレイ” (電子通信学会論文誌, 第51-B巻, 6号 昭和43年6月)
- 5) J. M. Brito-Infante, “A Correction Necessary for the Application of the Doppler Effect to the Measurements of Distances to Satellites,” (Proc. IRE, Vol. 47, p. 2023, Nov. 1959.)
- 6) J. T. Mengel, “Tracking the Earth Satellite, and Data Transmission, by Radio.” (Proc. IRE, Vol. 44, pp. 755-760, June 1956)
- 7) J. C. Blaive, D. Breton, “Étude Théorique et Expérimentale de la Précision du Réseau DIANE de Localisation Interférométrique.” (L'onde Électrique, XLVI, No. 467, Fev. 1966)
- 8) 鷹尾, 中段, 阿部, “四素子干渉計による人工衛星軌道測定” (電子通信学会・アンテナ・伝播研究会資料 AP 68-47, 1968年11月20日)
- 9) 電子通信学会雑誌, レーザ特集, Vol. 51, 昭和43年4月
- 10) 山本他, “レーザによる人工衛星のトラッキング” (1), (2) (電子通信学会, 量子エレクトロニクス研究会資料 QE 68-7, 1968年5月20日)
- 11) 山中, 山中, 中井, “レーザによる人工衛星の標定” (電子通信学会・宇宙・航行エレクトロニクス研究会資料 ANE 67-19, 1967年12月8日)