

5.5 オフラインソフトウェア

5.5.1 軌道系ソフトウェア

(1) 概要

軌道系ソフトウェアは、軌道計算関係プログラムと軌道制御計画関係プログラムの二つに大別できる。軌道計算関係プログラムには、軌道決定、軌道伝搬を行う PODP (Precise Orbit Determination Program) と、軌道伝搬結果をグラフ化し出力するプログラム GRA-AEI (Graph-a, e, i, ω , Ω , M) 及び、GRA-RAE (Graph-range, Az, El) がある。軌道制御計画関係プログラムには、軌道制御計画を行うプログラム POMS (Precision Orbit Maneuvers Software) と、POMS のデータベースを設定、更新するプログラム DBGEN (Data Base Generator Program) がある。これらのプログラムは、汎用大型計算機 ACOS の TSS で実行する。

i) 軌道計算関係プログラム

a. PODP プログラム

PODP は、CS 等の追跡軌道決定に使用された KODS

(Kashima Orbit Determination System) から Δ VLBI 実験のために高精度、多機能化された DVODP (Delta-VLBI Orbit Determination Program) に更に改修を加えたもので、軌道決定精度としては、VLBI データ等の精度のよい観測データを使用すれば、位置誤差数 m オーダーが可能である。今回の子局折り返し測距データからの運用にも、十分な精度 (数 100 m オーダー) を有している。第 5.5-1 表に PODP の諸元を示す。

b. GRA-AEI, GRA-RAE プログラム

PODP の軌道伝搬計算結果のグラフ出力を行い、軌道情報を視覚的に分かりやすくする。

ii) 軌道制御計画関係プログラム

a. POMS プログラム

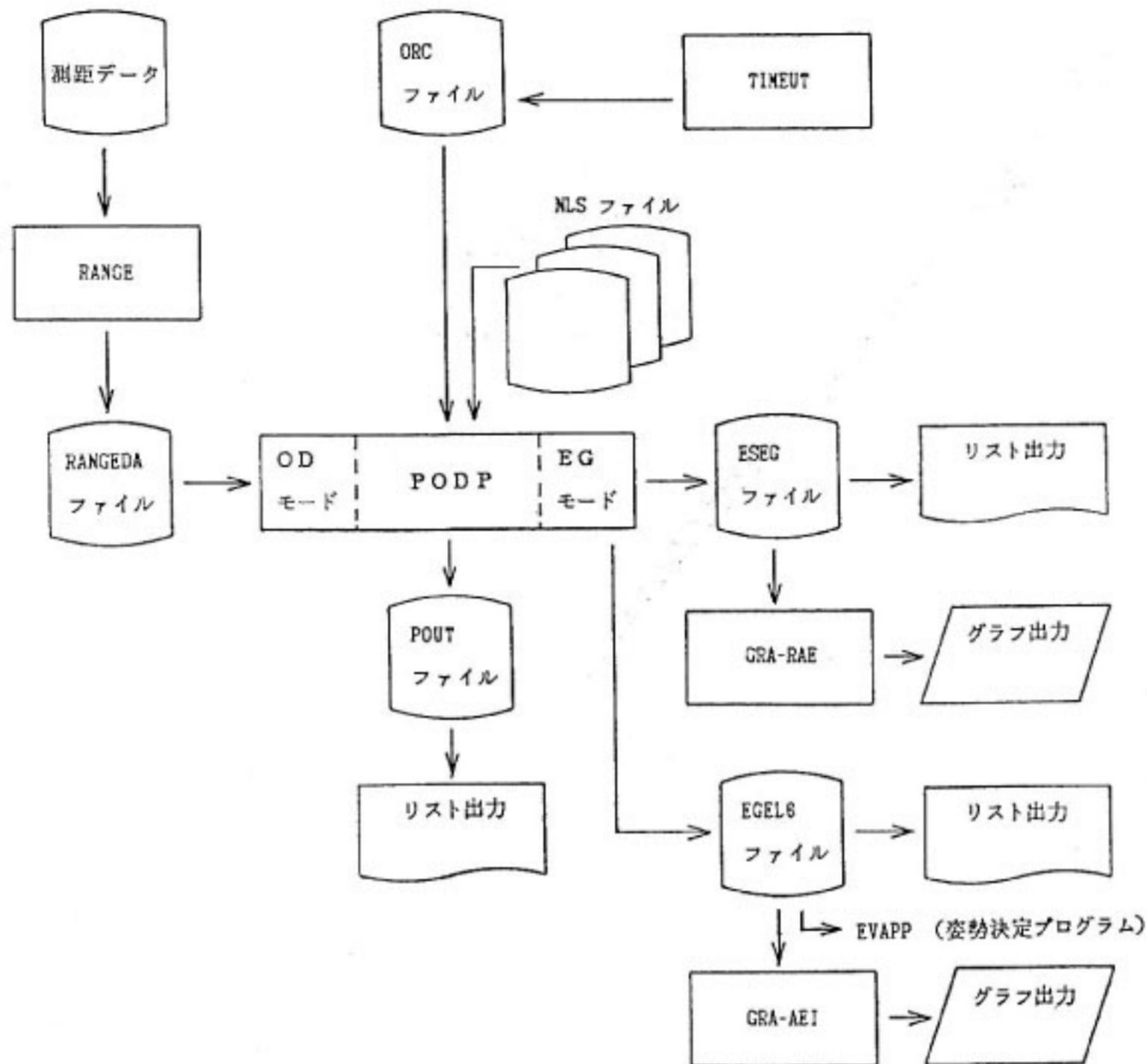
CS の運用管制に使用した軌道制御計画プログラムを移設したもので、東西ステーションキーピング、南北ステーションキーピングのための制御計画を計算するものである。

b. DBGEN プログラム

POMS と同様に、CS 運用管制に使用したものを移設した POMS で必要となるデータベースを設定したり

第 5.5-1 表 PODP 諸元

項 目	性 能
座標系	
積分座標系	epoch true sidereal 系
積分時系	UTC
elements 入出力座標系	epoch true sidereal 系, UTC
	Kepler 軌道 6 要素又は、衛星の位置と速度
	Precession & nutation
	UT1, Polar Motion
積分系—true sidereal 座標系	
true sidereal 系—body fixed 系変換	
軌道計算、軌道伝搬	
積分法	倍精度修正特別摂動法 (摂動積分法)
摂動	地球非球重力場、月、太陽、太陽輻射圧の計算で太陽—衛星間距離考慮
積分精度	静止衛星位置 1 m 以内の誤差
月、太陽、章動データ	NLS ファイル入力又は、内部計算 (単精度)
軌道決定	
観測局数	10局まで
観測値数	300データまで
観測種類	レンジ、レンジレート、Az, El, 子局折り返しレンジ VLBI データ (幾何学的遅延時間)
推定パラメータ	軌道 6 要素、太陽光反射係数、地球重力定数 観測値バイアス (レンジ、子局折り返しレンジ、VLBI データ) のうち選択
推定方式	シュミット直交化による直交写影法
可観測性評価	観測行列ベクトル直交度検定
推定計算	倍精度
共分散解析	
推定パラメータ	共分散行列、対角値平方根及び、固有値の出力
モデルパラメータ誤差共分散	モデルパラメータ誤差による考慮共分散行列、その対角値平方根及び、固有値の出力



第 5.5-1 図 軌道計算関係プログラム全体構成図

更新するプログラムである。衛星のスラスタ制御，効率補正係数などのデータはこれによってセットし，POMS の処理に進むことになる。

(2) 機能及び内容

i) 軌道計算関係プログラム

第 5.5-1 図に軌道計算関係プログラムの全体構成図を示す。

a. PODP プログラム

第 5.5-1 図において，ORC ファイルは，PODP にどんな処理をさせるのかを指示する Operation Request Card Image File である。ここでモードの選択，各種パラメータ，積分時間間隔などの設定を行う。NLS ファイルは，月位置，太陽位置，章動データファイルで，1年ごとのファイル構成になっており，PODP は必要なデータを適宜使用する。TIMEUT プログラムは，PODP が必要とする時刻補正データの計算をする機能を有する。PODP の入力時系は UTC となっており，内部計算で UTC から UT1，グリニッジ平均恒星時 (GMST) に変換するための時刻補正データ (UT1-A1 等) が必要となる。そこで，TIMEUT プログラムでは UT1-UTC (BIH Final Values) データ等の入力により算出する。また確認のため，計算結果のグラフ化も行う (第 5.5-2 図)。RANGE は，測距データ収集装置で

得られた測距データから，不正データの除去，サンプリング処理，ウェイト，観測バイアス付加などの前処理を行い RANGDA ファイルに出力する。PODP の計算結果は，POUT ファイル又は，ディスプレイ上に表示される。PODP は軌道決定 (OD) と軌道伝搬 (EG) の二つのモードがある。

●OD モード RANGDA ファイルの測距データより ORC ファイルで指定した内容で軌道決定を行う。

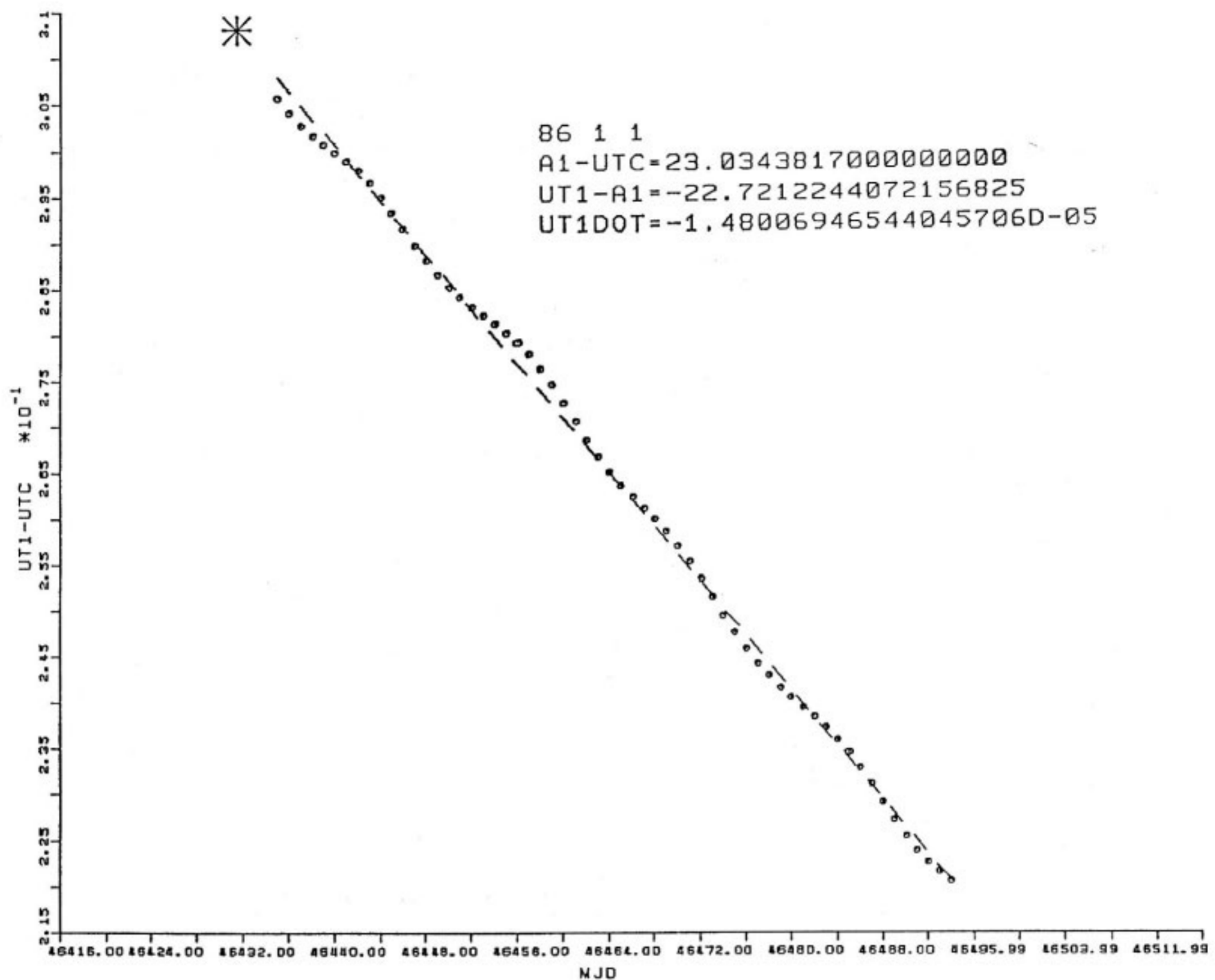
●EG モード ORC で指定した内容に沿ってくわしい軌道伝搬結果を出力するほか，フラグを立てれば EGEL6 ファイルに軌道 6 要素が出力される。これは，姿勢決定プログラムに使用されるほか GRA-AEI プログラムのデータとなる。また，時刻，レンジ，レンジレート，Az，El，静止経度及び，緯度のデータのみを ESEG ファイルに，見やすい形に出力する。このファイルもまた GRA-RAE プログラムに使用される。

b. GRA-AEI プログラム

EGEL6 ファイルよりデータを読み込み，軌道 6 要素の変化や，離心率ベクトルなどをグラフ化し出力する。出力例を第 5.5-3 図に示す。

c. GRA-RAE プログラム

ESEG ファイルよりデータを読み込み，レンジ，レンジレート，Az，El，静止経度，静止緯度の変化や Az-El，



第 5.5-2 図 時刻補正データ計算グラフ出力例

静止経度—静止緯度などのグラフを出力する。出力例を第 5.5-4 図に示す。

ii) 軌道制御計画関係プログラム

第 5.5-5 図に全体構成図を示す。ORCARD ファイルにどのような処理をするのかを指定する。計算結果は、PRINT ファイル又は、ディスプレイ上に出力される。

a. POMS プログラム

衛星の軌道 6 要素を入れ衛星の保持範囲から外れる日時を計算し、東西あるいは南北マヌーバに必要な制御量(速度ベクトル ΔV)を出力する。POMS には、次の六つのモードがある。

- モード 1 このモードは、軌道決定によって得られている最新の軌道 6 要素を使い、軌道予測を行う。出力としては、衛星静止経度、静止経度からのずれ、軌道長半径、軌道長半径からのずれ、衛星静止緯度、軌道傾斜角、昇交点赤経、及び、ドリフトレートである。

- モード 2 指定されたステーション経度及び、許容値に対してステーションキーピングサイクルの開始点を

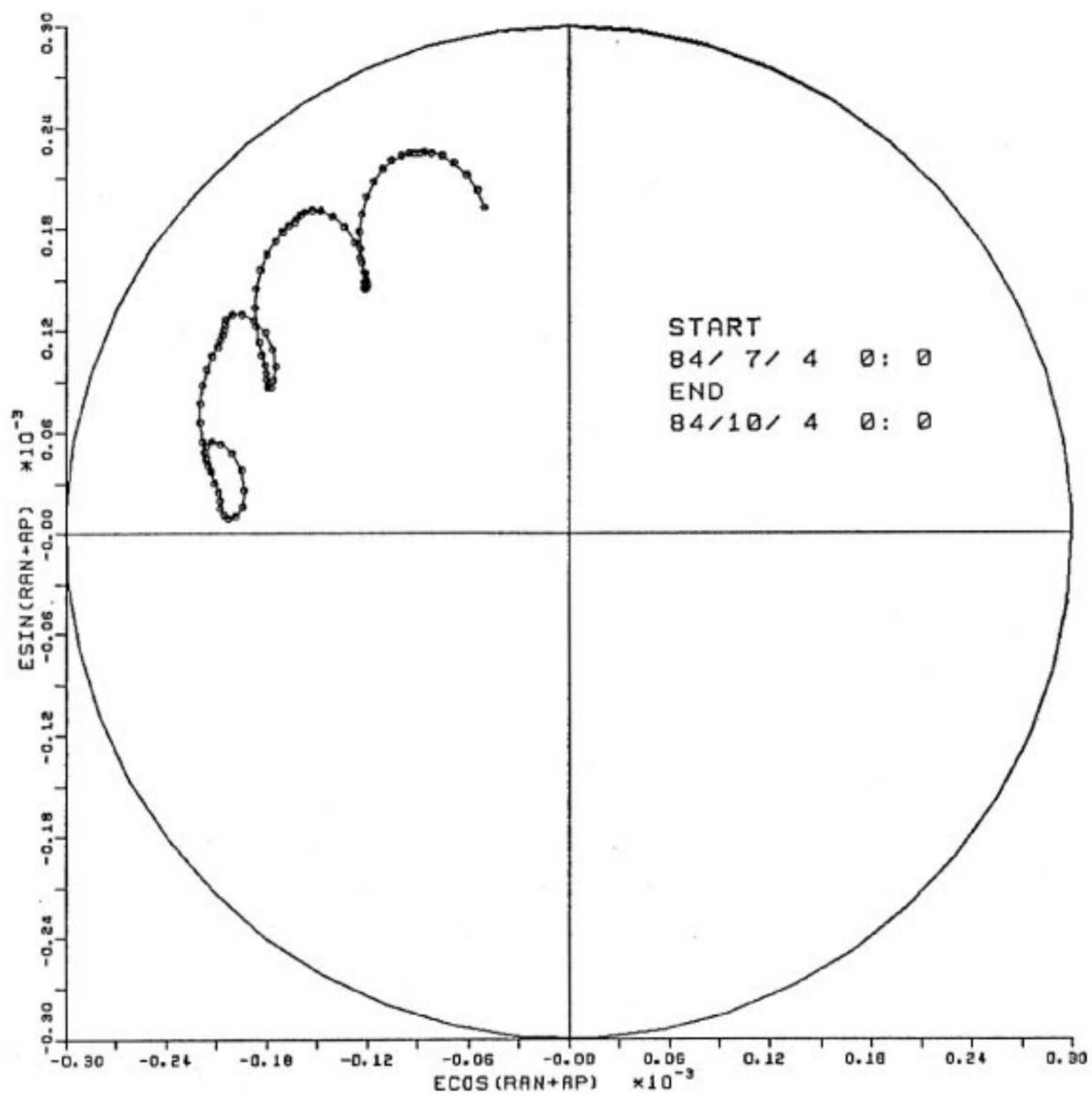
の最適な静止経度、ドリフトレート及び軌道長半径を計算する。これらの結果はデータベースにストアされ、モード 3、モード 4 で使用される。

- モード 3 指定した近地点あるいは遠地点(アプシス)でマヌーバを開始し、反対のアプシスで最適な軌道長半径を得るための制御量 $\Delta V1$ を計算する。このとき、半周分の積分をくりかえし計算して収束させる。最適な軌道長半径として、モード 2 で得られた値を使用する。

- モード 4 制御量 $\Delta V2$ を噴射して、その後のドリフトレートがモード 2 で計算した目標値に近づくまでイタレーションを行い最適な制御量 $\Delta V2$ を計算する。

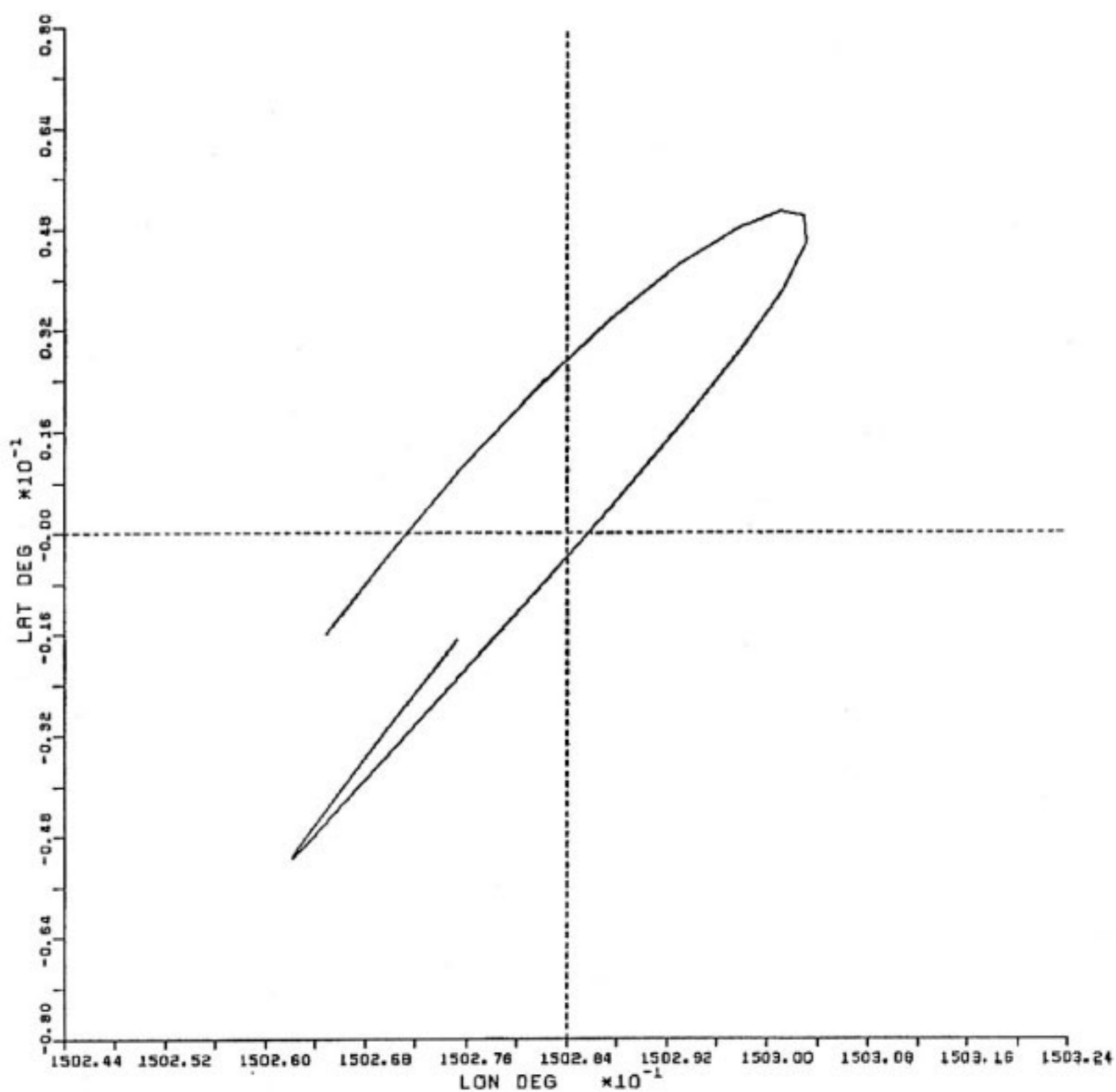
- モード 5 初期時刻と初期軌道傾斜角を指定して、南北ステーションキーピングの最適な初期昇交点赤経と、予想されるサイクルタイムを計算する。

- モード 6 モード 5 で計算された初期昇交点赤経を得るための制御量 ΔV 及びマヌーバ開始の緯度(マヌーバ実行時刻)を計算する。このマヌーバの前後における軌道傾斜角は、変化がないものとして制御量 ΔV を求

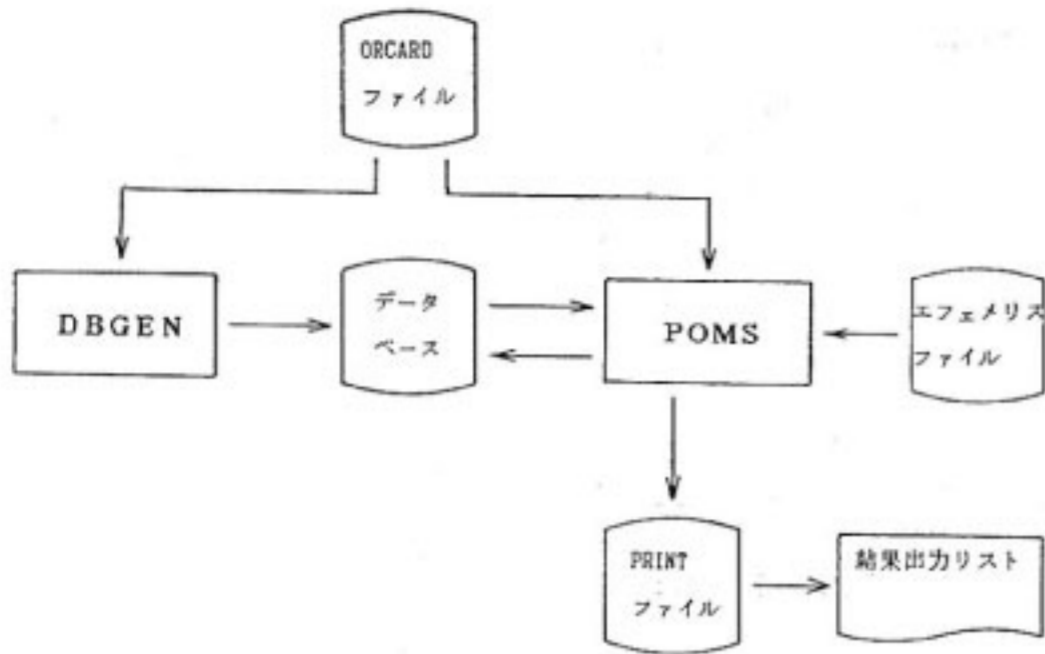


第 5.5-3 図 離心率ベクトルグラフ出力例

START
84/7/4 0:0
END
84/7/5 0:0



第 5.5-4 図 静止経度-緯度グラフ出力例



第 5.5-5 図 軌道制御計算関係プログラム全体構成図

めている。東西ステーションキーピング(2回マヌーバ)の計算をする場合は、モード1, 2, 3, 4を使用する。南北ステーションキーピングの計算をする場合は、モード1, 5, 6を使用する。

b. DBGEN プログラム

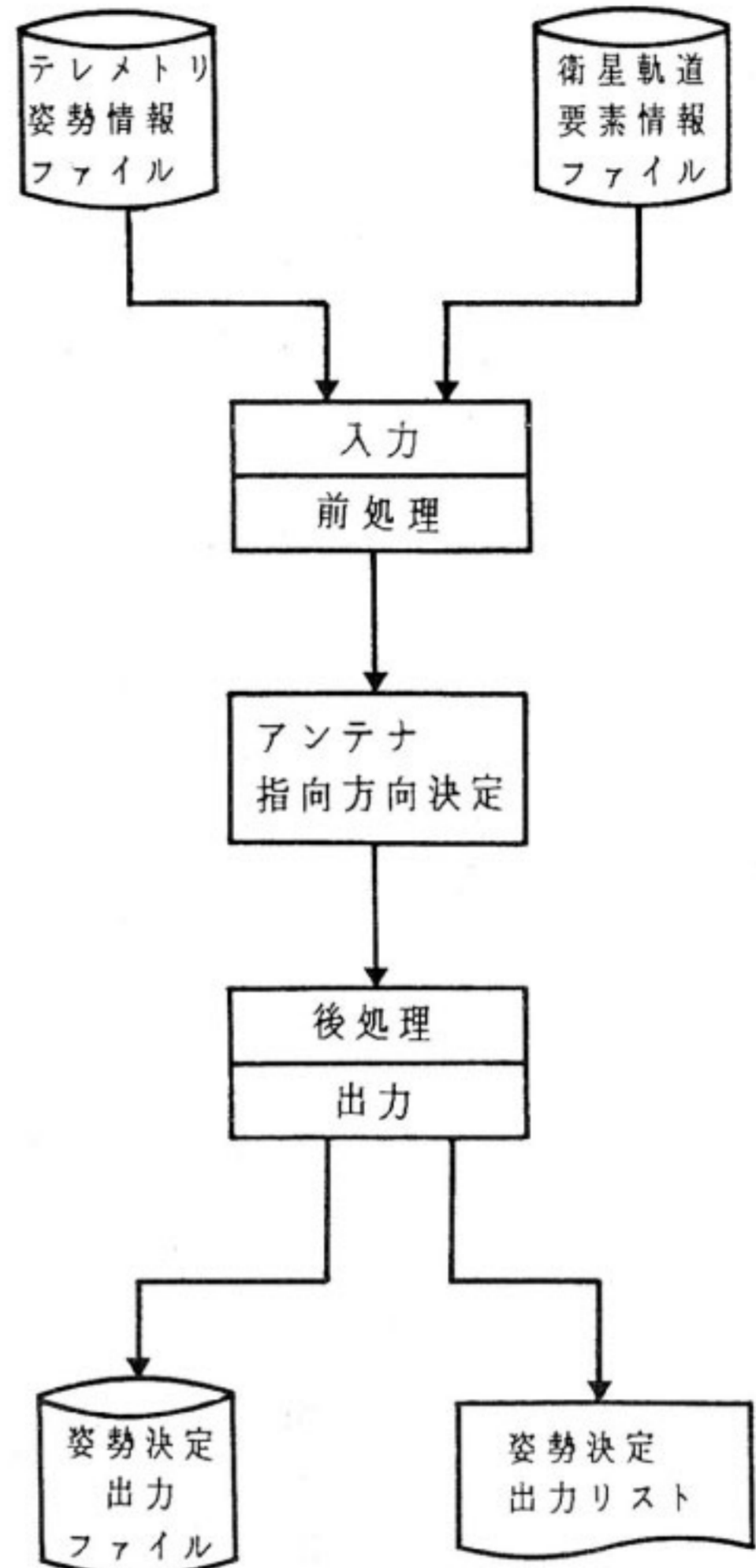
POMS で必要となるデータベースの設定更新を行う機能を有する。ここでは、UPDATE モードを使用し、データベース中のデータを更新する。

5.5.2 姿勢決定プログラム

(1) 概要

ETS-V にはオフセットパラボラ形式のマルチビーム(2ビーム) Lバンドアンテナが搭載されている。1次放射器には2個のヘリカルアンテナが用いられ、それぞれNビーム・Sビームを形成する。オフラインソフトウェア姿勢決定プログラムは、このLバンドアンテナが衛星構体に固定されており、ETS-V が3軸姿勢安定方式であることからアンテナの指向方向を決定することを主目的としている。なお、このプログラムの名称は ETS-V Antenna Pointing Program の頭文字を取って 'EVAPP' と呼ぶ。この EVAPP の開発にあたっては、実験用放送衛星 (BS) プロジェクトで作成された搭載アンテナ指向方向決定プログラム (略称 KAPP) の考え方を基に新たに作成した。プログラムはフォートラン77で作成されており、ETS-V/EMSS 管制システムで用意されるスーパーミニコンピュータ (MX-3000) にて運用される。第 5.5-6 図に EVAPP の運用フローチャートを示す。EVAPP は主として入力・前処理部、アンテナ指向方向決定処理部、後処理・出力部からなる。オンライン処理により作成されたテレメトリ姿勢情報ファイルと PODP により作成された衛星エフェメリス情報ファイルから、EVAPP へのデータ入力が行われる。EVAPP によりアンテナの指向方向が決定すると、姿勢決定出力ファイル及びリストに結果が出力される。

(2) 入力・前処理部



第 5.5-6 図 FVAPP の運用フローチャート

i) 姿勢センサからのテレメトリデータ

EVAPP は ETS-V の定常運用時のアンテナ指向方向を決定するオフラインソフトウェアである。この場合に必要な衛星テレメトリデータは、ESA (Earth Sensor Assembly; ロール・ピッチ角), DSS (Digital Sun Sensor; サンアングル) の項目である。ヨー角はサンアングルより求められるが、ETS-V の場合 DSS リセット時からの相対値しか求められない。また、ETS-V の姿勢制御はコントロールドバイアスモーメントム方式となっているため、ヨー軸の制御はヨー/ロール変換(ヨー軸誤差は時間と共にロール誤差となる。)を利用して、そのため、ヨー角の絶対値を測定するセンサを搭載していない。ヨー軸の誤差によるアンテナ指向方向誤差は、ヨー軸誤差の1/10程度であるので無視し得る。よって、今回のアンテナ指向方向決定には DSS のテレ

メトリ値を用いない。ただし、EVAPP 本体にはヨー角の入力も可能なように汎用性を持たせてある。第5.5-2表に ACS (Attitude Control Subsystem) テレメトリリストの一部を示す。磁気テープに記録された生データをオフライン再生によって、データの時刻と共に第5.5-2表の ESA ロール角, ESA ピッチ角を抽出し、工学値変換を行って実際のロール, ピッチ角を求める。太陽干渉有/無についてはテレメトリデータを参照する。第5.5-3表に ESA の性能諸元を示す。

ii) 軌道6要素

軌道決定プログラム (PODP) によって計算された軌道6要素を衛星軌道要素情報ファイルに格納しておく(第5.5-7図参照)。EVAPP では ESA からのテレメトリデータを取入れた時刻の軌道6要素を計算するために、衛星軌道要素情報ファイルよりデータ時刻の前後3組づつ計6組の軌道要素情報を抽出し、5次の Lagrange 補間法を用いて計算する。

iii) その他の前処理

- データ時刻をジュリアン時刻に変換する。
- グリニッジ時角 (θ_g) を求める。
- 離心近点離角 (E) を Newton 法により求める。
- 真近点離角 (v) を求める。

(3) アンテナ指向方向決定処理部

i) 座標系

EVAPP の中で用いられる座標系を以下に示す。

① 地球固定座標系 (e)

地球の北極軸方向を Ze 軸, 地心から北緯0度, 東経0度の地上点方向を Xe 軸とする右手直交座標系である。

第5.5-2表 姿勢決定に必要なテレメトリデータ

信号名称	
地球センサ (ESA)	ロール角
地球センサ (ESA)	ピッチ角
太陽センサ (DSS)	太陽角
地球センサ (ESA)	太陽干渉 有/無
地球センサ (ESA)	地球プレゼンス
太陽センサ (DSS)	太陽プレゼンス

第5.5-3表 ESA 性能表

項目	性能 (定常運用時)
視野	
ロール	±9 deg 以上
ピッチ	±6 deg 以上
線形領域	
ロール	±2.0 deg 以上
ピッチ	±3.8 deg 以上
零点誤差	
ロール	±0.03 deg 以内
ピッチ	±0.03 deg 以内
ノイズ (3σ)	
ロール	±0.03 deg 以内
ピッチ	±0.04 deg 以内
スケールファクター	
ロール	1±0.05 以内
ピッチ	1±0.01 以内
ディテクタ視野	1.65 deg × 1.65 deg
ディテクタ検出波長	13.9 μm ~ 15.8 μm
出力周期	250 msec
出力ビット数	
ロール	9ビット (LSB 0.01 deg)
ピッチ	10ビット (LSB 0.01 deg)

```

*LIST
1984 7 4 0 0 0.    start time
1984 7 5 0 0 0.    end time
                    3600.0
                    time interval(sec)
1984 7 4 0 0 0.    42163.9211 0.180991106E-03 0.872433179E-03 0.158927561E+01 0.255278134E+00 0.570333199E+01
1984 7 4 1 0 0.    42163.9987 0.180190443E-03 0.874037296E-03 0.158892097E+01 0.312219260E+00 0.590928888E+01
1984 7 4 2 0 0.    42164.2707 0.197749711E-03 0.876405478E-03 0.158911620E+01 0.361377261E+00 0.612247565E+01
1984 7 4 3 0 0.    42164.7239 0.209005043E-03 0.879237723E-03 0.159023315E+01 0.404496779E+00 0.575861597E-01
1984 7 4 4 0 0.    42165.2492 0.220231640E-03 0.882098321E-03 0.159242499E+01 0.441804327E+00 0.280608308E+00
1984 7 4 5 0 0.    42165.7074 0.229078594E-03 0.884518604E-03 0.159556182E+01 0.470297037E+00 0.511489081E+00
1984 7 4 6 0 0.    42165.9591 0.233547368E-03 0.886129734E-03 0.159923758E+01 0.484052774E+00 0.756559521E+00
1984 7 4 7 0 0.    42165.9171 0.233096252E-03 0.886788248E-03 0.160286524E+01 0.476484644E+00 0.102299930E+01
1984 7 4 8 0 0.    42165.5886 0.229077571E-03 0.886640961E-03 0.160584950E+01 0.444137653E+00 0.131486560E+01
1984 7 4 9 0 0.    42165.0779 0.223882316E-03 0.886086899E-03 0.160778145E+01 0.390555508E+00 0.162902922E+01
1984 7 4 10 0 0.    42164.5455 0.219203460E-03 0.885640860E-03 0.160857318E+01 0.326403032E+00 0.195491549E+01
1984 7 4 11 0 0.    42164.1459 0.214973568E-03 0.885756149E-03 0.160847261E+01 0.263357738E+00 0.228058740E+01
1984 7 4 12 0 0.    42163.9762 0.210010560E-03 0.886681767E-03 0.160795780E+01 0.206851657E+00 0.260016042E+01
1984 7 4 13 0 0.    42164.0556 0.203575215E-03 0.888404101E-03 0.160756471E+01 0.154554115E+00 0.291539372E+01
1984 7 4 14 0 0.    42164.3345 0.196107962E-03 0.890678859E-03 0.160772028E+01 0.100872277E+00 0.323145833E+01
1984 7 4 15 0 0.    42164.7222 0.189476967E-03 0.893126214E-03 0.160863428E+01 0.428602938E-01 0.355108722E+01
1984 7 4 16 0 0.    42165.1170 0.185160514E-03 0.895349491E-03 0.161026998E+01 0.626742267E+01 0.387059702E+01
1984 7 4 17 0 0.    42165.4317 0.184041678E-03 0.897041860E-03 0.161238454E+01 0.621788571E+01 0.418853473E+01
1984 7 4 18 0 0.    42165.6076 0.185639027E-03 0.898057098E-03 0.161461511E+01 0.618772531E+01 0.447097507E+01
1984 7 4 19 0 0.    42165.6200 0.188623782E-03 0.898433391E-03 0.161658312E+01 0.618245582E+01 0.473678540E+01
1984 7 4 20 0 0.    42165.4753 0.191578332E-03 0.898370398E-03 0.161799197E+01 0.620160466E+01 0.497873807E+01
1984 7 4 21 0 0.    42165.2061 0.193545396E-03 0.898168863E-03 0.161869824E+01 0.624070001E+01 0.520145106E+01
1984 7 4 22 0 0.    42164.8640 0.194233934E-03 0.898148946E-03 0.161874217E+01 0.104824642E-01 0.541098017E+01
1984 7 4 23 0 0.    42164.5139 0.193995930E-03 0.898567452E-03 0.161833137E+01 0.711189453E-01 0.561326231E+01
1984 7 5 0 0 0.    42164.2274 0.193682117E-03 0.899554096E-03 0.161778215E+01 0.134260400E+00 0.581320451E+01
    
```

* 年月日時分秒 a (km) e i (rad) Ω (rad) ω (rad) M (rad)

第5.5-7図 衛星軌道要素情報ファイルのリスト

② 地球慣性座標系 (i)

地球中心を原点とし、地球の北極軸を Zi 軸、春分点方向を Xi 軸とする右手直交座標系である。

③ 衛星軌道座標系 (o)

衛星の機体中心から地球中心への方向を Zo 軸、軌道面内において Zo 軸に直交し衛星が進行している方向を Xo 軸とする右手直交座標系である。

④ 衛星機体座標系 (B)

衛星の姿勢誤差が零のとき、衛星軌道座標系と一致するような衛星機体に固定された座標系である。

⑤ アンテナ軸座標系 (A)

アンテナ軸方向を ZA 軸として、衛星機体座標系の YB 軸に関して θ_1 、XB 軸に関して θ_2 回転した座標系である。ただし、

$$\theta_1 = \tan^{-1} \left\{ \frac{(V_B)_X}{(V_B)_Z} \right\} \quad \dots\dots\dots(5.5-1)$$

$$\theta_2 = \tan^{-1} \left\{ \frac{-(V_B)_Y}{\sqrt{(V_B)_X^2 + (V_B)_Z^2}} \right\} \quad \dots\dots\dots(5.5-2)$$

(VB)X, (VB)Y, (VB)Z: 衛星機体座標系におけるアンテナ軸方向単位ベクトルの各成分

なお、Nビーム座標系 (AN) と Sビーム座標系 (AS) がある。

⑥ アンテナパターン座標系 (P)

アンテナ軸座標系における任意のベクトルを WA とする。

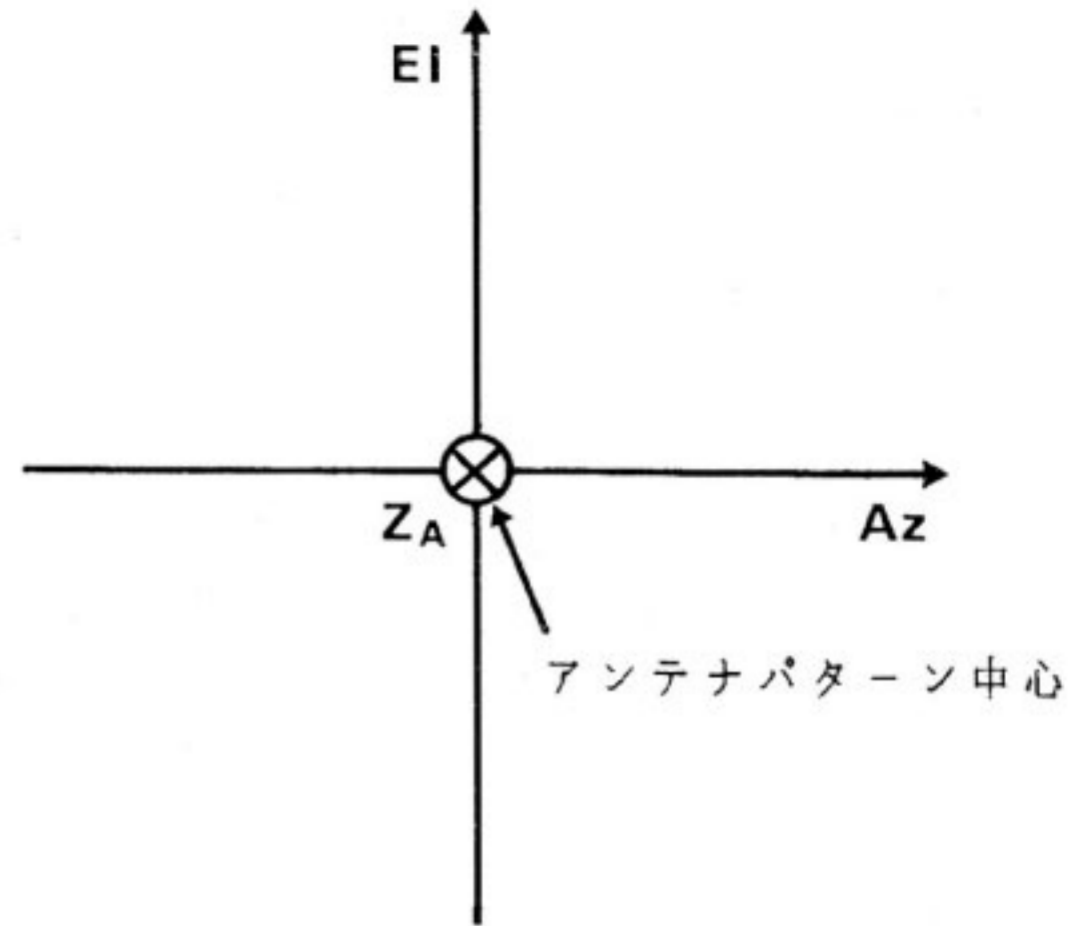
$$Az = \tan^{-1} \left\{ \frac{(W_A)_X}{(W_A)_Z} \right\} \quad \dots\dots\dots(5.5-3)$$

$$El = \tan^{-1} \left\{ \frac{-(W_A)_Y}{(W_A)_Z} \right\} \quad \dots\dots\dots(5.5-4)$$

としたとき、第 5.5-8 図に示すように Az と El を座標軸とした 2次元の座標系である。Nビーム座標系 (PN) と Sビーム座標系 (PS) がある。

ii) 衛星機体座標系におけるアンテナ軸方向単位ベクトル (VB)

BS 実験で用いられた KAPP では、衛星機体座標系におけるアンテナ軸方向単位ベクトルがデータとして与えられていた。今回の ETS-V の場合そのデータが与



第 5.5-8 図 アンテナパターン座標系

第 5.5-4 表 正規のアンテナビーム中心

N ビーム	北緯37度	東経 161 度
S ビーム	南緯 5 度	東経 137 度

えられていないので、第 5.5-4 表にある正規のアンテナビーム中心を衛星機体座標系に逆換算して求める。N, S 各々のビームについて求められた単位ベクトルを VB と置く。ただし、添字は衛星機体座標系 (B) であることを示す。

iii) 実際のアンテナ指向点

実際のアンテナ指向点を求めるには、まず地球を完全球体モデルとしたときのその指向点の緯度を求める。次にその値を初期値として、地球を楕円体モデルとした場合のアンテナ指向点の緯度、経度を求める。

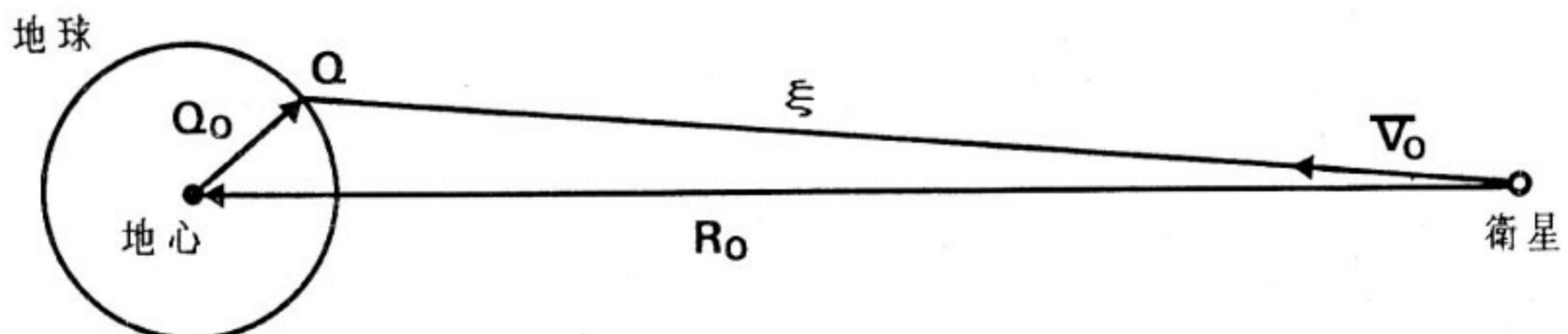
① 完全球体モデルの場合

衛星搭載アンテナからの指向中心点を Q とし、

Ro: 衛星軌道座標系 (o) における地心の位置ベクトル

Vo: 衛星軌道座標系 (o) におけるアンテナ指向方向単位ベクトル

Qo: 衛星軌道座標系 (o) における地心から指向点 Q へのベクトル



第 5.5-9 図 衛星軌道座標系における各種ベクトル

と置く (第 5.5-9 図参照).

ただし,

$$V_o = [T]_B^o V_B \quad \dots\dots(5.5-5)$$

$[T]_B^o$: (B) 系から(o)系への変換テンソル(ヨー, ロール, ピッチ角の関数行列となっている)

このとき

$$R_o + Q_o = \xi V_o \quad \dots\dots(5.5-6)$$

ξ : 衛星と指向点 Q との距離

$$\begin{aligned} \therefore |Q_o|^2 &= |\xi V_o - R_o|^2 \\ &= \xi^2 - 2\xi(V_o \cdot R_o) + |R_o|^2 \quad \dots\dots(5.5-7) \end{aligned}$$

となる. 指向点 Q が衛星側から見える側であるという条件より,

$$\xi = V_o \cdot R_o - \sqrt{(V_o \cdot R_o)^2 - |R_o|^2 + |Q_o|^2} \quad \dots\dots(5.5-8)$$

となる. (5.5-6) 式を用いて,

$$Q_o = -R_o + \{V_o \cdot R_o - \sqrt{D}\} V_o \quad \dots\dots(5.5-9)$$

ただし,

$$D \equiv (V_o \cdot R_o)^2 - |R_o|^2 + |Q_o|^2 \quad \dots\dots (5.5-10)$$

R_o を地球半径とすると, $|Q_o| = R_o$ である. ここで,

- $D \geq 0 \Rightarrow$ 指向点 Q は地球と交わる
- $D < 0 \Rightarrow$ 指向点 Q は地球と交わらない

となる. しかれば,

$$Q_e = [T]_o^e Q_o \quad \dots\dots (5.5-11)$$

$[T]_o^e$: (o) 系から (e) 系への変換テンソル(グリニッジ時角・軌道 6 要素の関数行列となっている)

となり, Q 点の緯度 φ_o は,

$$\varphi_o = \sin^{-1} \left\{ \frac{(Q_o)_z}{R_o} \right\} \quad \dots\dots (5.5-12)$$

$(Q_o)_z$: Q_o の Z 成分

となる.

- ② 楕円体モデル (スミソニアン C 7 系) の場合
楕円体モデルの場合, (5.5-10) 式の D は

$$D = (V_o \cdot R_o)^2 - |R_o|^2 + G^2 \quad \dots\dots (5.5-13)$$

となる. ただし,

$$G^2 = G_1^2 \cos^2 \varphi + G_2^2 \sin^2 \varphi \quad \dots\dots (5.5-14)$$

$$G_1 = \frac{R_o}{\sqrt{1 - 2f - f^2} \sin^2 \varphi} \quad \dots\dots (5.5-15)$$

$$G_2 = (1 - f)^2 G_1 \quad \dots\dots (5.5-16)$$

f : 地球扁平率, φ : 緯度

である. 何とならば

$$Q_o = (V_o \cdot R_o - \sqrt{D}) V_o - R_o \quad \dots\dots (5.5-17)$$

$$Q_e = [T]_o^e Q_o \quad \dots\dots (5.5-18)$$

ここで, 関数 $f(\varphi)$ を

$$f(\varphi) \triangleq G_2 \sin \varphi - (Q_o)_z \quad \dots\dots (5.5-19)$$

と定義し, $f(\varphi) = 0$ なる解 $\bar{\varphi}$ を Newton-Raphson 法を用いて求める. ただし, 初期値には (5.5-12) 式で求めた φ_o を用いる. この $\bar{\varphi}$ が実際のアンテナの指向点緯度となる. 指向点の経度 $\bar{\lambda}$ は

$$\bar{\lambda} = \tan^{-1} \left\{ \frac{(\bar{Q}_e)_y}{(\bar{Q}_e)_x} \right\} \quad \dots\dots (5.5-20)$$

となる.

(4) 後処理・出力部

以下の項目が時刻と共に姿勢決定出力ファイル, あるいはリストに出力される.

- ① 太陽干渉 有/無

ESA に対して, 太陽干渉があったかどうかを示す.

- ② アンテナ指向点の緯度・経度

N, S 各々のビームに対して, アンテナ指向中心点の緯度・経度を示す.

- ③ ポインティングエラー

正規のアンテナ指向方向と実際のアンテナ指向方向の間のなす角を示す.

- ④ ローテーション

衛星機体座標系の X 軸と地球赤道面のなす角を示す.

- ⑤ 与えられた地上点のアンテナパターン座標系における位置

与えられた地上点が, アンテナパターン座標系のどの位置 (Az, El) にあるかを示す.

