

精測レーダ用オンライン計算機のソフトウェア

渡辺 勝*・浜崎襄二*・原 一行**・池田博修**・山口治**

はじめに

ミューロケットによる人工衛星打上げの計画に対処して、指令制御精密レーダの設置が計画された。この際、これまでレーダの観測した飛しょう軌跡を記録していたアナログ電子装置に置きかえて、デジタル型の電子計算機の導入が企画された。その時期は1965年の初めであった。

宇宙開発に関して先進国であるアメリカにおいては、ロケットの軌道計算をはじめとして、開発研究にともなう各種の計算に、多くの大型の電子計算機が使用されているほか、ロケットを打上げる際、その軌道をあらかじめ定められた通りに誘導制御するために、専用の電子計算機が使用され、打上げの正確さに寄与している。また軌道に乗った衛星を追跡するためにも、レーダのアンテナを制御して、衛星を自動追尾させる方式のものが、いくつか発表されている、たとえばベルテレホン社の開発したテルスタ衛星に対しては、IBMの1620型小型計算機が利用されており、あるいはAMR (Atlantic Missile Range の略称) 用に、UNIVAC 1218 が使用されているなど、数多くの実績がある。

日本の宇宙開発においては、この頃までは、ロケット本体や観測に必要な最小限のエレクトロニクスの開発が優先していたためもあって、電子計算機の利用の面はかなり遅れていた。すなわち小型の電子計算機による、事前の軌道計算に関して、かなりの実績があったに過ぎない状態で、オンラインの利用はこの計画が最初であった。したがって、レーダとの接続や受け渡される信号の問題をはじめとして、計算機に関しても、検討を要する課題が数多くあったのである。計算結果を表示すべき図形出力としてのXYプロッタに関して、観測実験担当者が見やすいような、平面大型の装置は国産の製品に利用できるものがなくて、新しく開発しなければならない状況にあった。

ハードウェアに関して、このように多くの研究課題があったのに加え、とりわけ重要な点は、計算機の実時間情報処理のための、ソフトウェアの開発であった。この点に関し、当初レーダ関係の方から要求のあったことをあげると

- (1) レーダの観測データ(直距離, 上下角, 左右角)を受けて、これに適当な平滑化を施し、正確な飛しょう軌跡を求めること。
- (2) これをグローバルな飛しょう軌跡図、および部分的に精密な軌跡図の2通りに、実時間でプロッタ上に描き出すこと。
- (3) レーダが何らかの原因で、目標を見失った際に備えて、飛しょうデータより予測径

* 東京大学生産技術研究所

** 日本電気株式会社データ通信システム事業部

路を算出すること。およびその径路に沿って、レーダを計算機で制御しつつ、自動追尾させ、目標の再捕捉を可能とすること。

以上の3点であった。しかし人工衛星打上げの詳細な技術が進められるにともなって、その当時の姿勢制御方式を補う意味合いから、

(4) 終段の衛星ロケットが軌道に乗る確率を最も高くするために、最終段点火の最適時刻を、実時間の飛しょう軌道データから予測すること。

という要請が加わり、ついで

(5) 軌道に乗った衛星が、地球を一周した後、再度、視界にあらわれる正確な位置、時刻を予測して待受けに備えること。すなわち軌道に乗った衛星の確認と、観測を容易にするための手段をあたえること。

という課題が追加された。

以上の目的を実現するための実時間制御の計算機となると、数多い電子計算機のうちでも、相当早い計算処理能力をもち、かつ幾つかの処理プログラムを並列多重処理するに足る記憶容量を備えていなければならないことが、ただちに了解されよう。われわれが、従来おこなってきた小型の電子計算機によるオフラインの軌道計算にもとずいて、上記の処理能力の大まかな推定を行ない、機種、性能の選定に役立てることができたのは幸いであった。このような計算能力に加えて、レーダとの接続、多数のプロッタの駆動など、入出力装置とのインタフェースに対しても、十分な能力を持った計算機であることが必要である。これらに加えて、特にレーダの製作担当者と円滑な技術的連絡の行なえる点をも考慮して、最終的に決定された機種は、日本電気株式会社の標準機種である NEAC 2200 モデル 400 であって、決定当時には、同機種のうち、最高の性能のものであった。

機種選定後にただちに開始したことは、前記した三つの情報処理のソフトウェアに関する基本処理方式の検討であり、それに沿ったプログラムの開発である。この方面の研究は、利用できる文献も、ほとんど見当たらないという状況であったが、幸いなことに、1962年の Fall Joint Computer Conference において、UNIVAC 社の Høglund, Phipps らによる「Atlantic Missile Range のトラッキングステーションにおけるデータ処理」という論文が発表されていた。この研究は、すでに軌道に乗った衛星の追跡を、離れた観測ステーションが、順次引きついで実行してゆく場合の処理方式であり、われわれの課題であるところの打上げ時点における追跡ならびにデータ処理とは、やや性質が異なっている。とはいうもののデータ処理の基本的な考え方については、参考にすべき点が多くあった。この方式を参照しながら、これまで行なってきたオフラインの軌道計算および従来得られているレーダによる観測データなどを基礎にして、情報処理方式をかためていった。

第1に検討すべき点は、データ収集の基本サイクルにとるべき時間間隔、および平滑処理の数学的方法である。この基本時間としては、計算機によるデータ収集処理に要する時間と、飛しょう軌跡におけるデータの円滑の程度を考慮し、あわせて前記の AMR の例なども参考にして、一応 100 msec を単位にとってある。この間隔で、観測データを収集し、十分に多くの点数が集ったところで、つぎに述べる平滑処理にうつる。

平滑処理の方式は、処理時間を短縮するという意味からは、数学的取り扱いのかんたん

な、選点直交多項式による方法なども検討したけれども、異常データの混入という事態に対処するために、データの棄却の必要もあって、等間隔方式では具合が悪く、多少時間のかかる方法ではあるが、万能的な最小二乗法を採用している。そして上記のデータ収集において、20点集められた時間、すなわち2秒を平滑処理の基本時間とした。この点は発射以後のロケットの軌道を解析して、位置、速度の変化が、この時間内ならば、一応なめらかと考えられる範囲に入っている（ただし点火、切離しなどの不連続点は別に扱う）として、妥当なものともみている。

第2の問題は予測の方式である。ランダムな現象にひろく応用されている指数平滑方式があるが、この方法は時間おくれにもとずく誤差をとまなうという点で、ロケットのような早い実時間追跡を行なう必要のあるものに対しては、精度的に十分ではないことがわかったので、別の方法を検討した。ロケットの飛しょう軌道を定めるのに必要な諸元、すなわち推進の性能や、空気の抵抗、および燃焼の各段のプログラムすなわち点火、燃焼完了、切断についてはかなり正確な時刻が、事前に既知であることを利用し、これらを計算機に記憶させておき、ロケットの運動方程式を実時間で解いて飛しょう軌道を予測するという、より正確な方法を採用した。この方法で問題になるのは、予測計算に用いるデータの精度であり、たとえば点火時期に0.1秒程度の誤差をとまなう点である。これについては、でき得ればテレメータなどを用いて、正確な実際の値を用いたいところであるが、現在の技術では困難なようである。

ところでこの予測方式と、前にのべた平滑データとを巧みに組合せた“結合”という方式がAMRのデータ処理に対して提案され、実際に採用されているようである。ただし、この方法の数学的根拠は、あまり明確にされてはいなかったのであるが、浜崎によって、詳細な解析が行なわれ、それにもとずいて、結合計算に使用するパラメータが求められて、今回の処理プログラムに採用されている。この結合方式によって、最も確からしい飛しょう軌道が算出されているわけであり、プロッタ等を実時間で表示されるのはこの値である。

一方、予測計算によって得られたデータを内そうすることにより、目標そう失時における再捕捉用のデータが求められ、これを用いてレーダを制御、追尾させることが可能なよう、このデータは、常時、準備して待機させておき、目標そう失時には、ただちに計算機制御に切りかえて、捕捉動作にうつることができる。

以上の方式により、当初のデータ収集および予測の目標は達成されているが、このうち実時間データ収集に関する部分を主とする、100 msecごとに動くプログラムをプログラムAと称している。また平滑、予測および結合計算を行ない、ロケットの最確位置を算出する部分を主とする、2 secごとのプログラムをプログラムBと称し、これらと、終段の点火時期を予測するためのプログラムCの三つが磁心記憶に分割配置され、多重プログラム処理を行なう形式をとっている。

以上にのべたデータ処理および計算の枠組となるべき座標系については、レーダよりの観測データ、飛しょう軌跡の表示、および予測計算を行なう際の運動方程式のそれぞれについて、最も適当した座標系を選定すべきでありまたそれら座標系相互の間の変換が必要である。

上述の計算方式にしたがって、実時間内に計算処理を行なう計算機の記憶容量および計算速度の推定を行なうことは、ソフトウェア開発における重要なポイントであった。これに関しては、実際に使用するはずの計算機が完成するまえに実施する必要があったので、古い計算機 NEAC 2800 を用いて、シミュレートして概略の推定を行なって、その可能性を確かめ、あとに NEAC 2200 モデル 400 の完成後、これを確認するという手順をふんだ。その結果、記憶容量 49 Kchs で、すべての処理を行なっている*。もちろん、このような時間的ならびに容量的制限はきびしく、このために、プログラム言語としては、アセンブラ言語を採用せざるを得なかった。この言語は、熟練したプログラマでないと使いにくく、またプログラム作成者以外が手直しするのはむずかしい。実際の観測目的や使用経験にもとずいて、プログラムの修正や追加を行ないたいとき、一般の関係技術者であっても容易にプログラムを書くことができることが望ましいので、将来は、もっと高性能の計算機におきかえるなどの方法を講じ、加えて、実時間処理むきで、モニタプログラムなども自由に書けるような進歩したプログラム言語の研究および開発が必要であろう。

ところで、このシステムのような大きな実時間システムでは、シミュレーションによってソフトウェアのチェックを行なうことが大切である。この実行の手順としては、ロケットの飛しょう軌跡に相当するデータを人工的に作成して磁気テープに記録しておき、計算機内のインタバルタイマによる割込みを利用して、一定時間ごとに読出し、あたかも飛しょう実験と同じ状況を実時間で再現して、計算機システムを動作させることによって、基本処理方式の確認やプログラムのデバッグを実施した。

現地搬入後は、レーダと接続して、各種の基本テストを行なったが、その際、副次的に得られた成果として、つぎの点があげられる。すなわち、レーダ装置自身の試験を実施するに際しての、データ処理を行なうことができ、また、計算機のプログラムによってレーダのアンテナを自動操作するなどの、レーダの試験装置としての役割を果たしていることである。

現地における使用に際して発生した計算機の障害に関しては、特に通常の計算機に比較して、障害が著しく多いということもないようである。レーダの発する強いパルスによる影響から、計算機を保護するために行なった電磁遮蔽の設備、あるいは空調設備などと相まって、苛酷な環境のもとで、一応満足に動いているといってもよいだろう。ただし、ロケット実験のように、ある限られた時間の間だけは、絶対に故障があっては困るという、実時間処理の計算機としては、さらに高い信頼性が望まれることは当然であって、部品や装置の信頼性に加えて、計算機システムとしての信頼性を向上するための各種の技術、冗長回路とか自動診断あるいは自動修理という新しい技術もふくめて、検討され、研究されてゆくことが望ましいと思う次第である。

1. 序 論

1.1 目 的

本報告は1967年9月より東大鹿児島宇宙空間観測所に設置されたデータ処理装置 (NEAC-2200 シリーズ・モデル 400) の実時間ロケット追跡用ソフトウェア・システムについて述

* 最近 80 Kchs に増設

べるものである。

本データ処理システムはロケット追跡用指令制御精密レーダ・システムの一部を構成するものであって、ロケット発射時より終段ロケットが人工衛星として軌道にのるまでの間に次の諸機能を果すことを目的とする。

- (1) 終段ロケット (人工衛星) 点火時期の予測を行なうこと。
- (2) ロケット飛行位置を正確に算出すること。
- (3) レーダ・データより算出された情報を用いてロケット飛行状況の表示を行なうこと。
- (4) レーダ観測データの記録を行ない、事後の解析のための手段を提供すること。
- (5) 人工衛星の地球一周後の待ち受け時点予測のためのデータを算出すること。
- (6) レーダ・システム・コントロールのための追尾目標値の算出を行なうこと。(ただしレーダ・システムが自動追尾できなくなったときのみ使用する)
- (7) レーダ自動追尾前のプログラム・コントロールを行なうこと。また、小型ロケットの飛しょう追跡の場合には上記 (2), (4), (6), (7) の機能を果すことができる。

1.2 沿革

Mロケット打上げを目標として、以上の機能を果すためのデータ処理システムおよび処理方式の検討並びにソフトウェアの作成は1965年7月より開始され、次のような経過をたどった。

1965年7月～10月 方式検討

1965年11月～1966年4月 方式検討と計算機シミュレーション

1966年5月 ハードウェア仕様の決定

1966年6月～1967年8月 実時間処理プログラムの作成およびデバッグ

以後レーダ・システムその他を含むシステムとしてのシステム・テストを終わり現在はロケット追跡時に活用されている。

2. システムの概要

○本データ処理システム (ハードウェア) の構成図を図-1 に示す。

○指令制御精密レーダ・システム全体の概要を図-2 に示す。

○ソフトウェア面から見た情報のやりとりを図-3 に示す。

○レーダ接続装置との情報のやりとりを図-4 に示す。

データ処理システムとレーダ・システムの間情報のやりとりはすべてレーダ接続装置を介して行なわれる。

計算機への入力

レーダ接続装置からの 100 msec ごとの割込み信号により計算機は次の情報を読み取る。

T 標準時刻

S スラントレンジ (Slant Range)

A 方位角 (Azimuth)

E 高低角 (Elevation)

ΔS Sのサーボ誤差

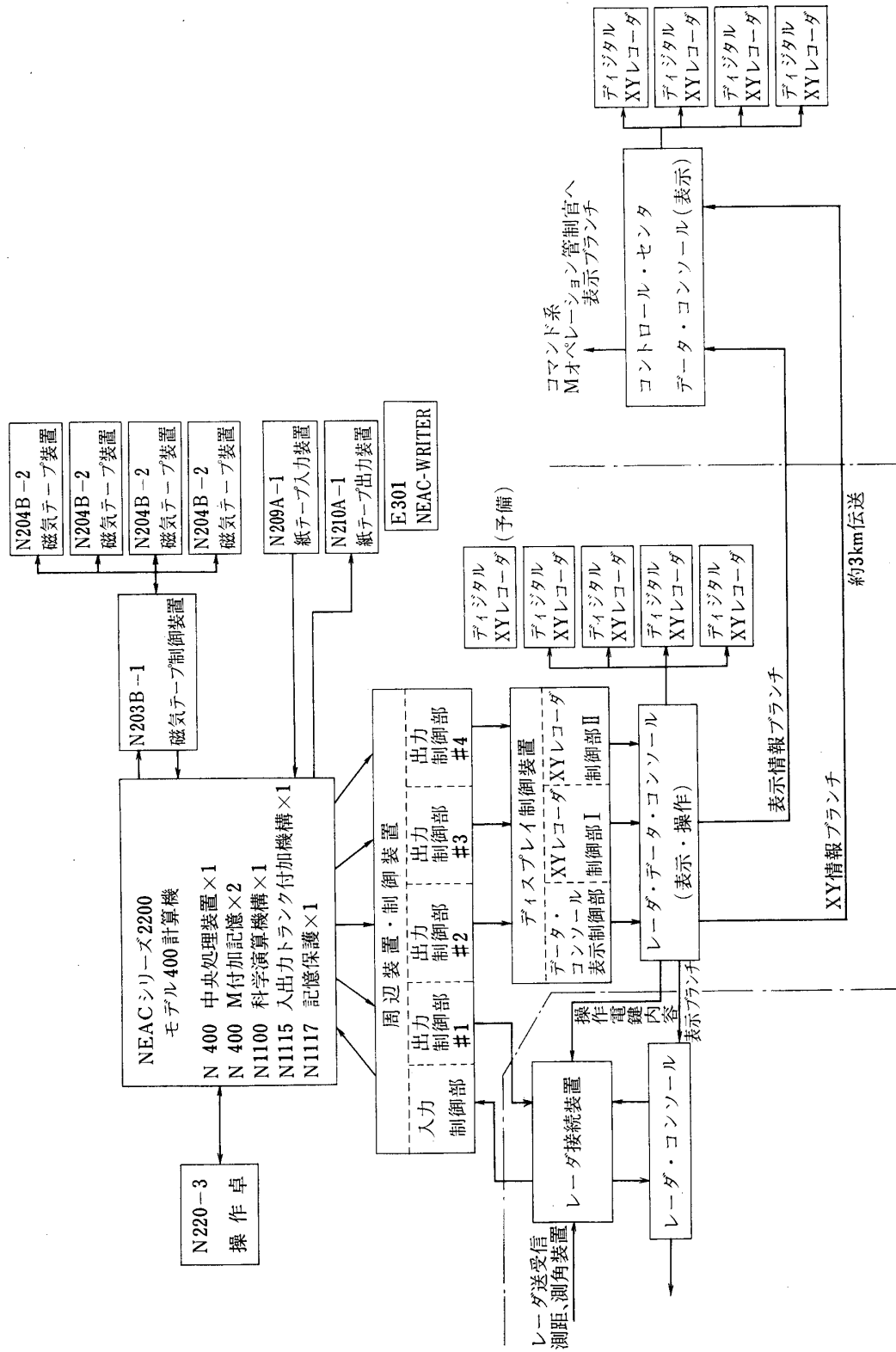


図-1

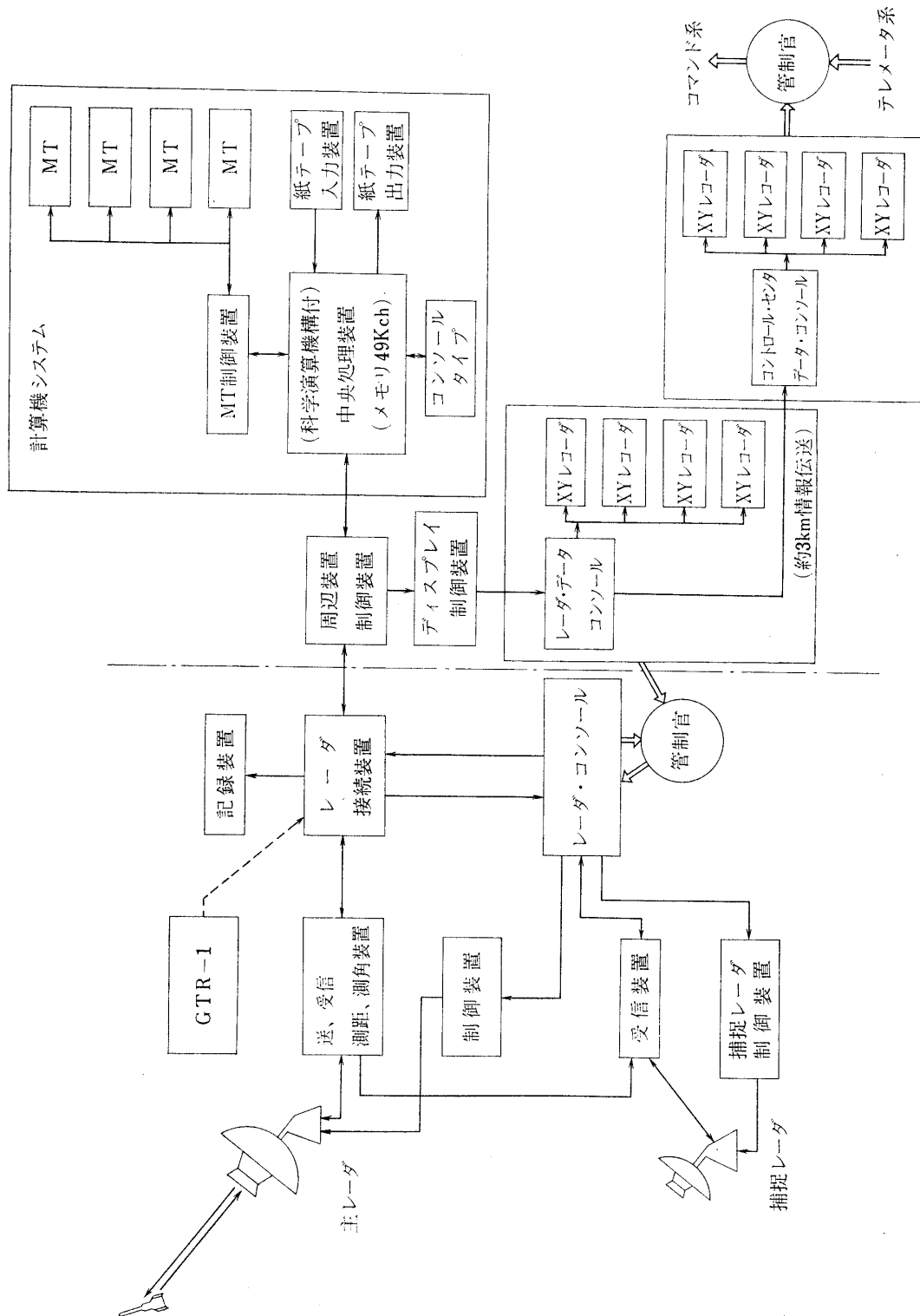


図-2

(1) 精測レーダの場合

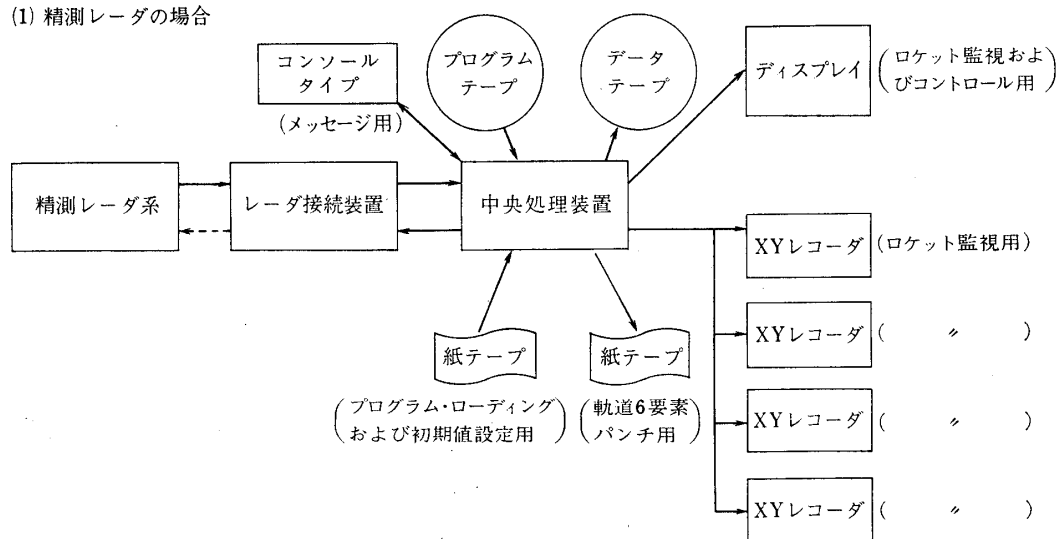


図-3-1

(2) GTR-1の場合

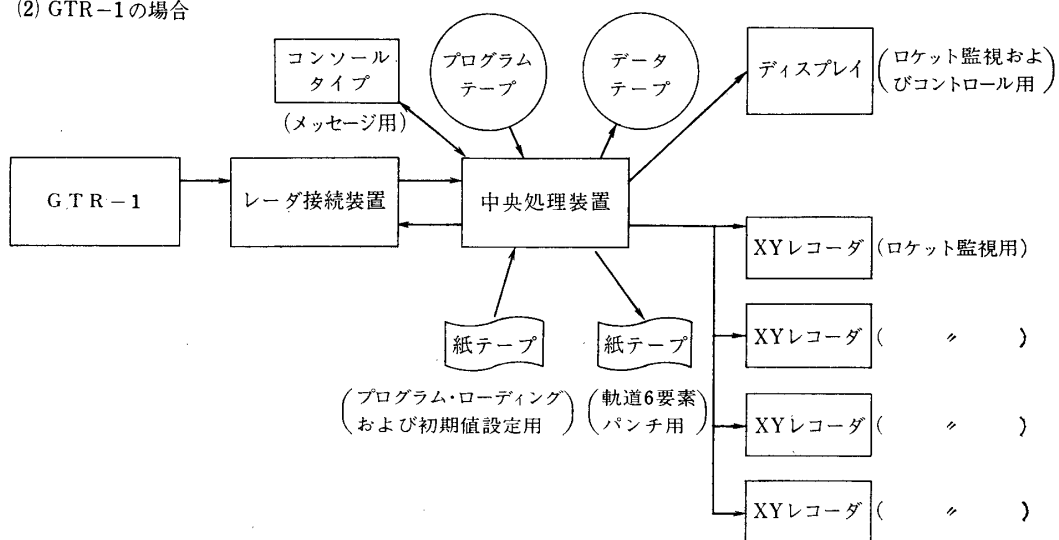


図-3-2

ΔA Aのサーボ誤差

ΔE Eのサーボ誤差

M レーダ・モード

計算機からの出力

5 msec 間隔に内そうした S, A, E の予測値を実時間で送り出す。(書込み命令は 100 msec ごとに出す。1チャンネルをこのために占有する) この値は black out 時にレーダ・サーボ制御のために使われる。その他、レーダ操作上、ロケット監視上および終段ロケット点火上、重要な参考情報がレーダ・データ・コンソールまたはコマンド・データ・コンソールに表示される。表示に関しては5で述べる。なお、図-4 からわかるようにレーダ接続装置の

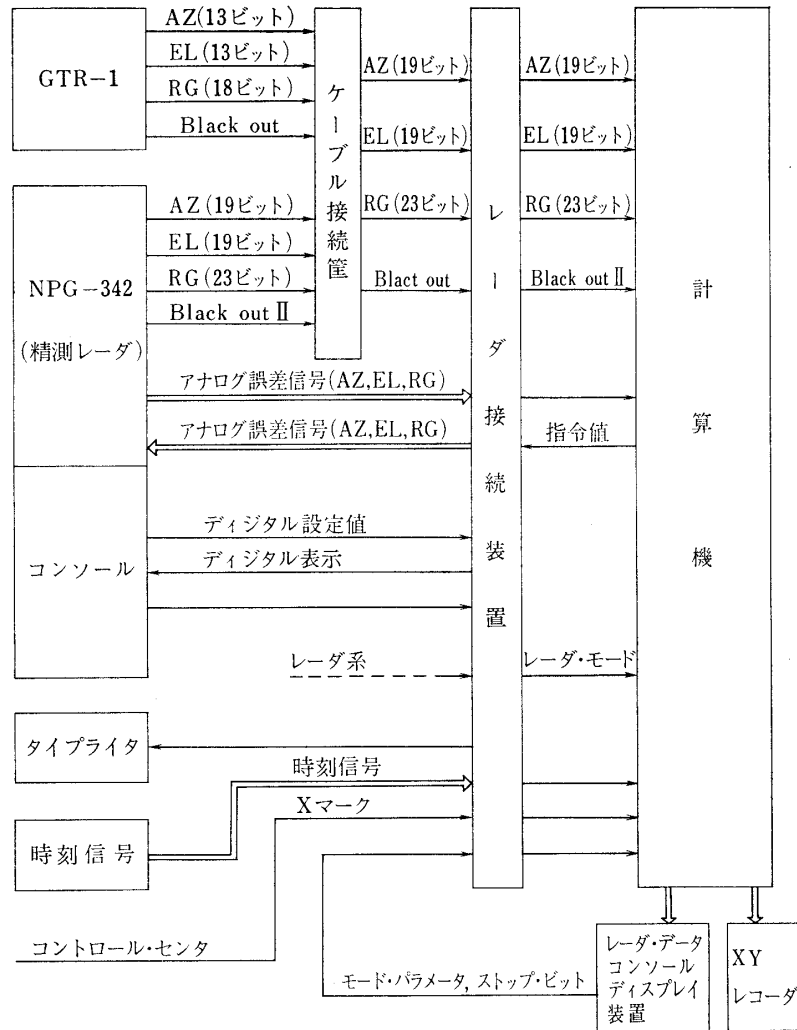


図-4

ケーブル接続筐中のスイッチを切替えることより GTR-1 レーダ (内之浦既設) のデータを処理することができる。

3. 処理方式

3.1 座標系

ロケットの位置や運動を表現するには種々の座標系が考えられるが、本報告に述べるデータ処理システムでは局地極座標系、地心直交座標系、慣性座標系、測地緯度経度座標系を採用した。これらの座標系を採用するに当っては

- (1) ロケットの運動方程式を正しく表現することが容易であること。
- (2) データ処理上、プログラムに課するロードが少ないこと。

の2点に重点を置き、慎重な考慮を払った。

これら4個の座標系のそれぞれの使用目的は次の通りである。

局地極座標系：ロケットの位置を追尾レーダの観測値で表現するため

慣性座標系：ロケット運動方程式を慣性系で表現するため

地心直交座標系：局地極座標系と慣性座標系間の相互の座標変換をスムーズに行なうための媒介座標系

測地緯度経度座標系：ロケットの地表面上での位置を表現するため

各座標系それぞれの厳密な定義およびそれら座標系相互変換を以下に示す。ここで地球の形状について次のように仮定を置く。

仮定：地球は自転軸を回転軸とする回転楕円体であるとする。

3.1.1 局地極座標系 (S. s. a. e) (図-5 参照)

原点：レーダ基地 S

s : ロケット T とレーダ基地 S 間の直線距離 (スラント・レンジ)

a : 地球の海面上の 1 点 S' と S との結ぶ線分 $\overline{SS'}$ が S' における地球に対する接平面と直交するとき、S を通りこの接平面に平行な平面を S 平面と呼ぶことにすれば、地球の自転軸と S 平面の交点と S とを結ぶ線分と線分 TS を S 平面に射影してできる線分とのなす角で地心に向って時計まわりを正とする (方位角)

e : 線分 TS と S 平面とのなす角で T が S 平面の外側にあるときを正とする (高低角)

3.1.2 地心直交座標系 (O. X_c. Y_c. Z_c) (図-5 参照)

原点：地球の中心 O

X_c: Y_c, Z_c と右手直交座標系をなす方向

Y_c: S と地球の自転軸とを含む平面と地球の赤道面との交線上にあり、自転軸に対して S のある側を正の向きとする

Z_c: 地球の自転軸上にあり、北極方向を正とする

3.1.3 慣性座標系 (O. X. Y. Z) (図-6 参照)

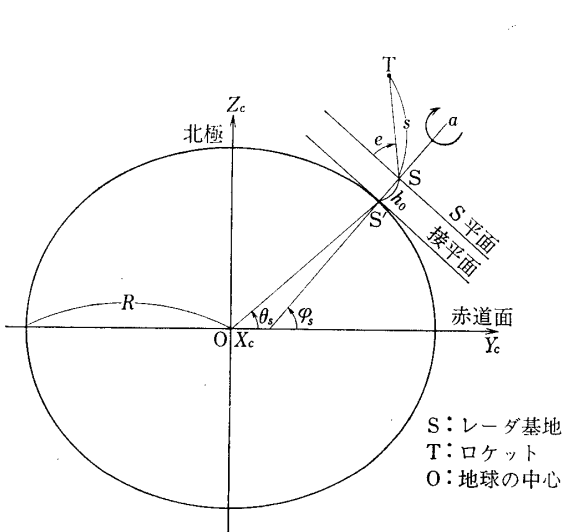


図-5

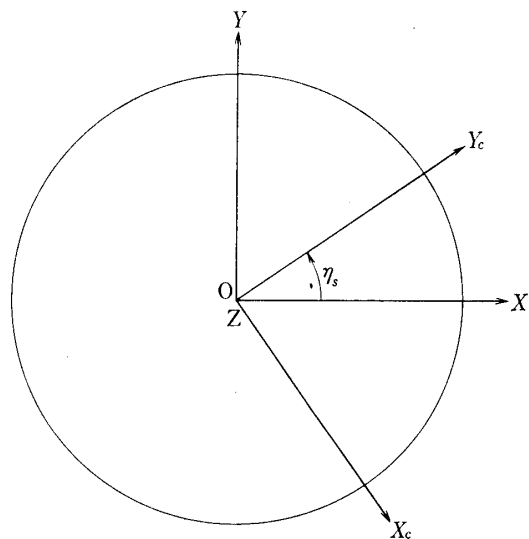


図-6

原点: 地球の中心 \bar{O}

X : \bar{O} と地球自転軸とロケット発射時におけるレーダ点を含む平面と赤道面の交点の方向

Y : X, Z と右手直交座標系をなす方向

Z : 地球の自転軸上にあり北極方向を正とする

3.1.4 測地緯度経度座標系 (φ, λ, h)

φ : ロケット T の測地緯度

λ : ロケット T の経度

h : ロケット T の海面上高度

3.1.5 局地極座標系と地心直交座標系間の座標変換 (図-5 参照)

$$(1) \begin{cases} X_c = -s \cdot \cos e \cdot \sin a \\ Y_c = -s \cdot \cos e \cdot \cos a \cdot \sin \varphi_s + (s \cdot \sin e + h_0) \cos \varphi_s + R_s \cos \theta_s \\ Z_c = s \cdot \cos e \cdot \cos a \cdot \cos \varphi_s + (s \cdot \sin e + h_0) \sin \varphi_s + R_s \sin \theta_s \end{cases}$$

$$(2) \begin{cases} \dot{X}_c = -\dot{s} \cos e \sin a + s \dot{e} \sin e \sin a - s \dot{a} \cos e \cos a \\ \dot{Y}_c = -\dot{s} \cos e \cos a \sin \varphi_s + s \dot{e} \sin e \cos a \sin \varphi_s + s \dot{a} \cos e \sin a \cdot \sin \varphi_s + (\dot{s} \sin e + s \dot{e} \cos e) \cos \varphi_s \\ \dot{Z}_c = \dot{s} \cos e \cos a \cos \varphi_s - s \dot{e} \sin e \cos a \cos \varphi_s - s \dot{a} \cos e \sin a \cos \varphi_s + (\dot{s} \sin e + s \dot{e} \cos e) \sin \varphi_s \end{cases}$$

$$(3) \begin{cases} s = (X_c^2 + f^2 + g^2)^{1/2} \\ a = \tan^{-1}[-X_c / (-f \sin \varphi_s + g \cos \varphi_s)] \\ e = \sin^{-1}[(f \cos \varphi_s + g \sin \varphi_s) / s] \\ f = Y_c - R_s \cos \theta_s - h_0 \cos \varphi_s \\ g = Z_c - R_s \sin \theta_s - h_0 \sin \varphi_s \end{cases}$$

$$(4) \begin{cases} p = f \cos \varphi_s + g \sin \varphi_s \\ q = -f \tan \varphi_s + g \cos \varphi_s \\ \dot{f} = \dot{Y}_c \\ \dot{g} = \dot{Z}_c \end{cases}$$

$$(5) \begin{cases} \dot{s} = (X_c \dot{X}_c + f \dot{f} + g \dot{g}) / s \\ \dot{a} = (-\dot{X}_c q + X_c (-\dot{f} \sin \varphi_s + \dot{g} \cos \varphi_s)) / (q^2 + X_c^2) \\ \dot{e} = (s(\dot{f} \cos \varphi_s + \dot{g} \sin \varphi_s) - p \dot{s}) / (s \sqrt{s^2 - p^2}) \end{cases}$$

ただし

θ_s : 線分 $S'O$ と赤道面とのなす角 (S' 点の地心緯度)

φ_s : 線分 SS' の延長線が赤道面とのなす角 (S, S' 点の測地緯度)

R_s : 線分 $S'O$ の距離

h_s : 線分 pp' の距離

$$(6) \begin{cases} R_s = [(1 - e_E^2) / (1 - e_E^2 \cos^2 \theta_s)]^{1/2} R \\ \theta_s = \tan^{-1}[(1 - e_E^2) \tan \varphi_s] \end{cases}$$

ただし

e_E : 地球の離心率 0.08199189

R : 赤道面上での地球の半径 6.278388×10^3 km

3.1.6 地心直交座標系と慣性座標系間の座標変換 (図-6 参照)

$$(7) \begin{cases} X = X_c \sin \eta_s + Y_c \cos \eta_s \\ Y = -X_c \cos \eta_s + Y_c \sin \eta_s \\ Z = Z_c \end{cases}$$

$$(8) \begin{cases} \dot{X} = \dot{X}_c \sin \eta_s + X_c \Omega \cos \eta_s + \dot{Y}_c \cos \eta_s - Y_c \Omega \sin \eta_s \\ \dot{Y} = -\dot{X}_c \cos \eta_s + X_c \Omega \sin \eta_s + \dot{Y}_c \sin \eta_s + Y_c \Omega \cos \eta_s \\ \dot{Z} = \dot{Z}_c \end{cases}$$

$$(9) \begin{cases} X_c = X \sin \eta_s - Y \cos \eta_s \\ Y_c = X \cos \eta_s + Y \sin \eta_s \\ Z_c = Z \end{cases}$$

$$(10) \begin{cases} \dot{X}_c = \dot{X} \sin \eta_s + X \Omega \cos \eta_s - \dot{Y} \cos \eta_s + Y \Omega \sin \eta_s \\ \dot{Y}_c = \dot{X} \cos \eta_s - X \Omega \sin \eta_s + \dot{Y} \sin \eta_s + Y \Omega \cos \eta_s \\ \dot{Z}_c = \dot{Z} \end{cases}$$

$$(11) \quad \eta_s = \Omega t$$

ただし

Ω = : 地球の自転角速度 $7.29211515 \times 10^{-5}$ rad/sec

t = : ロケット発射時よりの時間

3.1.7 慣性座標系と測地緯度経度座標系間の座標変換 (図-7 参照)

$$(12) \begin{cases} \varphi = \theta + R_1 \delta_1 / d \\ \lambda = \tan^{-1}(Y/X) + \lambda_0 - \Omega t \\ h = (d - R_1)(1 - R_1 \delta_1^2 / 2d) \\ \theta = \sin^{-1}[Z / (X^2 + Y^2 + Z^2)^{1/2}] \\ \delta_1 = e_E^2 \sin \theta \cos \theta / (1 - e_E^2 \cos^2 \theta) \\ R_1 = R(1 - e_E^2)^{1/2} [1 + e_E^2 / 2 \cdot \cos^2 \theta + 3/8 \cdot e_E^4 \cos^4 \theta] \end{cases}$$

$$(13) \begin{cases} X = d \cos \theta \cos(\Omega t + \lambda - \lambda_0) \\ Y = d \cos \theta \sin(\Omega t + \lambda - \lambda_0) \\ Z = d \sin \theta \\ \delta_2 = e_E^2 \sin \varphi \cos \varphi / (1 - e_E^2 \sin^2 \varphi) \\ R_2 = R(1 - e_E^2)^{1/2} [1 + e_E^2 / 2 \cdot \cos^2(\varphi - \delta_2) + 3/8 \cdot e_E^4 \cos^4(\varphi - \delta_2)] \\ d = R_2 + h [1 - R_2 \delta_2^2 / 2(R_2 + h)] \\ \theta = \varphi - R_2 \delta_2 / (R_2 + h) \end{cases}$$

ただし

d : ロケット T と地心 O との距離

R_1 : 線分 OT と地表面との交点 φ_1 と O との距離

R_2 : ロケット T から地表面に下した垂線の足 φ_2 と O との距離

θ : ロケット T の地心緯度

φ : φ_2 の測地緯度: すなわちロケット T の測地緯度

δ_1 : } 図 7 参照
 δ_2 : }

λ_0 : 内之浦レーダ点の経度

(12) 式, (13) 式の座標変換公式は
 Purcell and Cowan の近似式による.

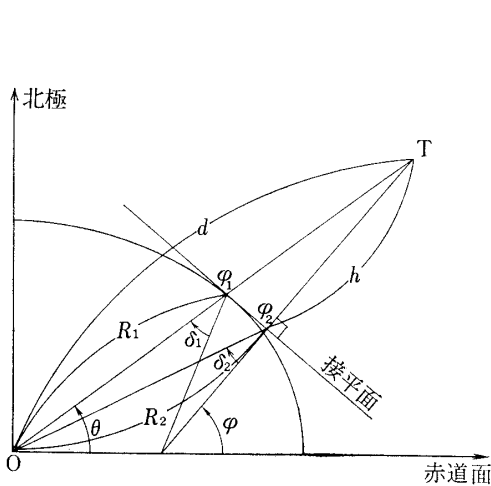
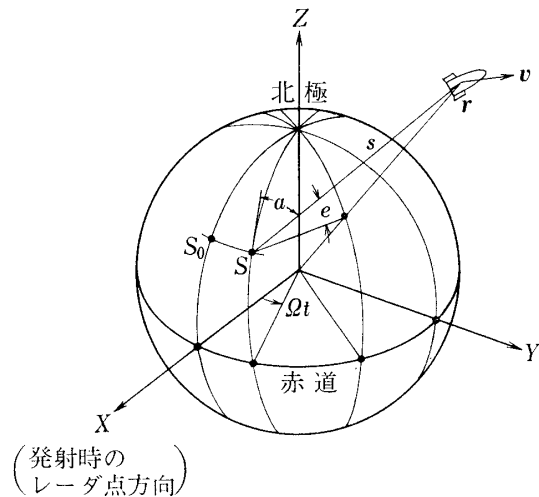


図-7



(発射時の
レーダ点方向)

図-8

3.2 ロケット軌道の計算法

3.2.1 ロケットの運動方程式

ロケットの運動方程式を導くあたり次のような仮定を置いた

(1) 地球の中心を原点とし各座標軸の方向が空間に固定された座標系, すなわち既述した慣性座標系は慣性系であるとする

(2) 地球は回転楕円体であるとする

(3) 大気は地表面に固定されている (無風状態) とする

(4) ロケットに対する空気抗力は, 地球に対するロケットの相対速度ベクトルの逆方向であるとする

(5) ロケットの推力は

①ロケットがスピン安定を行っていない間は地球に対するロケットの相対速度ベクトルと同方向

②ロケットがスピン安定を行っている間はスピン開始時における地球に対するロケットの相対速度ベクトルと同方向であるとする. このとき, ロケットの運動方程式を慣性座標系で記述すれば次のようになる

$$\begin{cases} dX/dt = V_x \\ dY/dt = V_y \\ dZ/dt = V_z \end{cases}$$

$$(1) \begin{cases} dV_x/dt = -(kX/r^3)[1+JR^2(5Z^2-r^2)/r^4] - (g'/w) \cdot (V_x + \Omega Y)/V' \cdot D \\ \quad + (g'/w)[\beta(V_x + \Omega Y)/V' \cdot T + (1-\beta)\alpha_x T] \\ dV_y/dt = -(kY/r^3)[1+JR^2(5Z^2-r^2)/r^4] - (g'/w) \cdot (V_y - \Omega X)/V' \cdot D \\ \quad + (g'/w)[\beta(V_y - \Omega X)/V' \cdot T + (1-\beta)\alpha_y T] \\ dV_z/dt = -(kZ/r^3)[1+JR^2(5Z^2-3r^2)/r^4] - (g'/w) \cdot (V_z/V') \cdot D \\ \quad + (g'/w)[\beta V_z/V' \cdot T + (1-\beta)\alpha_z \cdot T] \end{cases}$$

$$(2) \quad r = (X^2 + Y^2 + Z^2)^{1/2}$$

$$(3) \quad V' = [(V_x + \Omega Y)^2 + (V_y - \Omega X)^2 + V_z^2]^{1/2}$$

$$(4) \begin{cases} \alpha_x = ((V_x + \Omega Y)/V')_{t=t_s} \\ \alpha_y = ((V_y - \Omega X)/V')_{t=t_s} \\ \alpha_z = (V_z/V')_{t=t_s} \end{cases}$$

$$(5) \quad D = (1/2)\rho(V')^2 C_0 S$$

$$(6) \quad T = T_0 + A_e(\alpha T_0 - P)$$

$$dw/dt = -T_0/ISP$$

ただし、サブブースタがある場合には (6) 式, (7) 式は次のようになる。

$$(6') \quad T = T_{M,B} + A_{eM,B}(\alpha_{M,B} T_{H,B} - P) + T_{S,B} + A_{eS,B}(\alpha_{S,B} T_{S,B} - P)$$

$$(7) \quad dw/dt = -(T_{M,B}/ISP_{M,B} + T_{S,B}/ISP_{S,B})$$

ここで、M・B はメインブースタ、S・B はサブブースタを表わす。また、ここに使われた各変数の意味、次元は次の通りである。

X, Y, Z : 慣性座標系におけるロケットの位置の座標成分 (km)

V_x, V_y, V_z : 慣性座標系におけるロケットの速度の座標成分 (km/sec)

t : ロケット打ち上げ時からの相対時刻 (sec)

r : 地球の中心からロケットまでの距離 (km)

V' : 地球に対するロケットの相対速度ベクトルの絶対値 (km/sec)

$\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$: スピン開始時における地球に対するロケットの相対速度ベクトルの方向成分 (無次元)

w : ロケットの重量 (kg)

D : ロケットに働く空気抗力の絶対値 (kg)

ρ : 空気密度 (kg sec²/km⁴)

C_0 : ロケットの空気抗力係数 (無次元)

S : ロケットの断面積 (km²)

T : ロケットの推力 (kg²)

P : 大気圧 (kg/km²)

α : ロケットの推力の有効性を示す定数 (kg/km²)

β : ロケットのスピン安定効果を運動方程式に導入する係数で、 $\beta=0$ のとき、完全にスピン安定に入った状態を、 $\beta=1$ のときスピン安定がまったくない状態を示す。これらの中間の状態を $0 \leq \beta \leq 1$ で表わす。

ISP : ロケット燃料の比推力

これらの変数の内 w, S, T_0, Ae, α は時間 t の関数であるが、それらの関数形はロケットの種類、飛しょう条件により一意に定まるもので、テーブルにより与えられる。ここには h 近似的に次式で与えられる。

$$h = r - R_s$$

ただし、 R_s はレーダ基地における地球の半径である。

また C_0 はマッハ数 M

$$M = V'/C$$

の関数で、その関数形はロケットの形状により一意に定まる。ここに C は大気中の音速で、高度 h の関数である。関数形は大気テーブルで与えられる。

3.2.2 定数値

運動方程式 (3.1.1) (1) 式に表われる諸定数の意味および値は次の通りである。

k : (万有引力定数) \times (地球の質量) 3.9860459×10^5 (km^3/sec^2)

J : 地球引力におよぼす地球偏平性の影響を示す定数 1.624×10^{-3}

R : 地球の赤道半径 6.378388×10^3 (km)

Ω : 地球の自転角速度 $7.29211515 \times 10^{-5}$ (rad/sec)

g' : (ロケット発射地点における重力加速度) $-$ (同地点における遠心加速度)

たとえば測地北緯 $31^\circ 15' 02''$ 、東経 $131^\circ 04' 55''$ (東京大学内之浦ロケット・センター第一レーダ) では 9.76954×10^{-3} (km/sec) また、 R_s は同地点では 6.372644×10^3 (km)

3.2.3 初期条件

ロケットの軌道が一意的に定まるためには、すなわち (3.1.1) (1) 式が一意的に解けるためには 6 個の初期値が必要である。軌道初期値としては座標系の選び方により種々の組合せのものが考えられるが、本システムではロケットのランチャー点の (s, a, e) および a_L, e_L, h_L, V_{L0} で与えられる軌道初期値を採用した。ただしここに

a_L : ロケット・ランチャーの方位角

e_L : ロケット・ランチャーの高低角

h_L : ロケット・ランチャー先端の高さ

V_{L0} : ロケット・トランチャー・オフ時の速度の絶対値

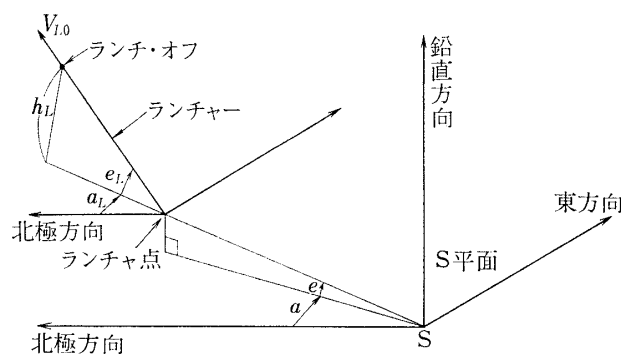


図-9

このとき、各初期値は次式によりまず地心直交座標系における初期値に変換される

$$(8) \begin{cases} X_c = -s \cos e \sin a - h_L \cot e_L \sin a_L \\ Y_c = -(s \cos e \cos a + h_L \cot e_L \cos a_L) \sin \varphi_s + (s \sin e + h_L + h_0) \cos \varphi_s + R_s \cos \theta_s \\ Z_c = (s \cos e \cos a + h_L \cot e_L \cos a_L) \cos \varphi_s + (s \sin e + h_L + h_0) \sin \varphi_s + R_s \sin \theta_s \end{cases}$$

$$(9) \begin{cases} \dot{X}_c = -V_{L0} \cos e_L \sin a_L \\ \dot{Y}_c = -V_{L0} \cos e_L \cos a_L \sin \varphi_s + V_{L0} \sin e_L \cos \varphi_s \\ \dot{Z}_c = V_{L0} \cos e_L \cos a_L \cos \varphi_s + V_{L0} \sin e_L \sin \varphi_s \end{cases}$$

地心直交座標系の座標 (X_c, Y_c, Z_c) を慣性座標系の座標 (X, Y, Z) に変換する場合には (3.1.6(7)) 式に依ればよい。また、慣性座標系における速度の初期値 (V_x, V_y, V_z) は次式により求めることができる。

$$(10) \begin{cases} V_x = \dot{X}_c \sin \eta_s + X_c \Omega \cos \eta_s + \dot{Y}_c \cos \eta_s \\ V_y = -\dot{X}_c \cos \eta_s + X_c \Omega \sin \eta_s + \dot{Y}_c \sin \eta_s + Y_c \Omega \cos \eta_s \\ V_z = \dot{Z}_c \end{cases}$$

3.2.4 運動方程式の積分

運動方程式 (1) 式をある与えられた初期条件のもとに数値積分すれば慣性座標系におけるロケットの軌道が得られる。微分方程式の数値積分の方法には多くの方法があるが、ここではデジタル型計算機に便利な Runge-Rutta-Gill の方法を採用した。Runge-Kutta-Gill 法によれば普通の Runge-Kutta 法に比べて作業用記憶場所が少なくすむし、また誤差の1部を補正するためのフィード・バックがある。

Runge-Kutta-Gill 法は一般に連立一階常微分方程式

$$(11) \quad dy_i/dx = f_i(x, y_1, \dots, y_m) \quad (i=1, 2, \dots, m)$$

を初期条件

$$(12) \quad x = x_0 \quad \text{のとき, } y_i = y_{i0} \quad (i=1, 2, \dots, m)$$

のもとで解く方法である。x の値を刻みにとって

$$(13) \quad x_n = x_0 + nh \quad (n=1, 2, \dots)$$

での y_i の値 y_{in} を順々に求めていく、取り扱いの便宜上 x 自身を y_0 と書いて未知数の仲間に入れ、これについて (11) 式と同じ形の微分方程式を作れば右辺 f_0 は常に 1 に等しい。そのような変更をしたうえで

$$(14) \quad dy_i/dx = f_i(y_0, y_1, \dots, y_m) \quad (i=0, 1, \dots, m)$$

を解くものとする。 x_{in} での y_i の値 y_{in} から x_{n+1} での値 $y_{i,n+1}$ を求めるための計算は次式で与えられる。ここに i はすべて 0 から m までを動くものとする

$$(15) \begin{cases} h_{i0} = h f_i(y_{0n}, y_{1n}, \dots, y_{mn}) \\ y_{i1} = 1/2(k_{i0} - 2q_{i0}) \\ y_i^{(1)} = y_{in} + r_{i1} \\ q_{i1} = q_{i0} + 3r_{i1} - 1/2 \cdot k_{i0} \\ k_{i1} = h f_i(y_0^{(1)}, y_1^{(1)}, \dots, y_m^{(1)}) \\ r_{i2} = (1 - \sqrt{1/2})(k_{i1} - q_{i1}) \\ y_i^{(2)} = y_i^{(1)} + r_{i2} \end{cases}$$

$$\begin{cases}
 q_{i2} = q_{i1} + 3r_{i2} - (1 - \sqrt{1/2})k_{i1} \\
 k_{i2} = hf_i(y_0^{(2)}, y_1^{(1)}, \dots, y_m^{(2)}) \\
 r_{i3} = (1 + \sqrt{1/2})(k_{i2} - q_{i2}) \\
 y_i^{(3)} = y_i^{(2)} + r_{i3} \\
 q_{i3} = q_{i2} + 3r_{i3} - (1 + \sqrt{1/2})k_{i2} \\
 r_{i4} = 1/6(k_{i3} - 2q_{i3}) \\
 y_{in+1} = y_i^{(3)} + r_{i4} \\
 q_{i4} = q_{i3} + 3r_{i4} - 1/2 \cdot k_{i3}
 \end{cases}$$

q_{i0} は出発点, x_0 ではすべて 0 とおき, あとは 1 つまえのステップでの q_{i4} をそれぞれ新しい q_{i0} として (15) 式の計算を行なう.

3.3 観測値の平滑と軌道予測*

3.3.1 概要

本システムでは

(1) 計算機の処理能力 (特に記憶容量) の点からデータが正常にサンプルされている場合と black out のため正常にとれない場合の処理を統一的に取り扱いたいこと.

(2) ロケットは推力の影響によって軌道が急変化することがあるので十分なデータがあつまってから信頼できる位置および速度を算出したいことの理由により, 次のような処理方式を採用する.

平滑と予測の計算の基本周期を 2 sec とする. その 2 sec 間の中間値 ($s, a, e, \dot{s}, \dot{a}, \dot{e}$) をその区間の代表値とする. そのとき

平滑とは その区間内の正常なデータ (最大 20 点) から, その中間値を算出する.

予測とは ある区間の中間値から次の区間の中間値を算出するという問題である.

平滑による値および予測による値を結合によって組合せた値をその区間の中間値の真値として採用する.

1 区間として 2 sec を採用したのはシミュレーションの結果

(1) ほぼ 20 点あればデータの平滑が十分行なえる.

(2) 運動方程式の積分を行なう際, 推力の切れ目を除けば 2 sec 刻みで積分を行なっても十分である.

(3) その他プログラミング上取り扱いやすい.

などの理由による.

各区間において計算に関与する基本量は次の 36 個である.

SS, SA, SE, SDS, SDA, SDE, var (SS), var (SA), var (SE)

var (SDS), var (SDA), var (SDE)

PS, PA, PE, PDS, PDA, PDE, var (PS), var (PA), var (PE)

var (PDS), var (PDA), var (PDE)

CS, CA, CE, CDS, CDA, CDE, var (CS), var (CA), var (CE)

var (CDS), var (CDA), var (CDE)

* 最近の改良点については文献 (7) を参照されたい

上の記法において、第1字の S は smoothed, P は predicted, C は combined を表わす。S, A, E は各スラントレンジ (Slant range), 方位角 (Azimuth), 高低角 (Elevation) に対応する。D はおのおのの微分値を表わし, var は分散を表わす。

区間内でサンプルされたデータ (最大 20 点) は平滑により, SS, SA, SE に寄与する。その区間以前にサンプルされたすべてのデータは予測により PS, PA, PE に寄与する。SS, SA, SE; PS, PA, PE は結合されて CS, CA, CE となる。

データのサンプル数が足りず, 平滑が行なえない場合には, その区間全体を no signal と見なし, 予測値のみを使用する。すなわち CS=PS, CA=PA, または CE=PE とする。

以上の関係を図示すれば次のごとくである。

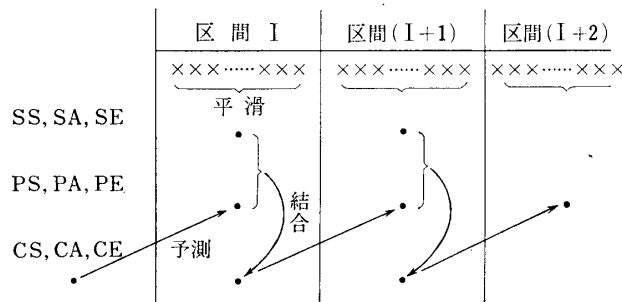


図-10

3.3.2 平滑

ある区間を簡単のため $(T, T+2)$ で表わす。

(1) 平滑を行なえる基準

データが有効であるかどうかの判定はレーダ・モードにより判別する。平滑を行なえる規準は各区間によって決定された処理モードとそれに対応する有効点数の表による。S, A, E 系のうち, 前提を満たさないものがあれば, その平滑は行なわず。

CS=PS または CA=PA, CE=PE, CDS=PDS, CDA=PDA, CDE=PDE とする。

(2) SS, SA, SE の計算

S, A, E 系のおおのにおに 2 次多項式* を最小 2 乗法を用いてあてはめ, 中間値 SS, SA, SE を求める。すなわち, まず

$$y_t = a(t-T)^2 + b(t-T) + C \text{ とするとき } (y=s, a, e)$$

$$\begin{pmatrix} \Sigma(t_i-T)^4, & \Sigma(t_i-T)^3, & \Sigma(t_i-T)^2 \\ \Sigma(t_i-T)^3, & \Sigma(t_i-T)^2, & \Sigma(t_i-T) \\ \Sigma(t_i-T)^2, & \Sigma(t_i-T), & \Sigma 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a \\ b \\ c \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Sigma(t_i-T)^2 y_i \\ \Sigma(t_i-T) y_i \\ \Sigma y_i \end{pmatrix}$$

により, a, b, c を求める。Σ は有効データについてのみの和を表わす。

観測データから, 母集団の分散の不偏推定値

$$\sigma_y^2 = \Sigma[y_i - a(t_i-T)^2 + b(t_i-T) - c]^2 / (n-3)$$

を計算し, この σ によって検定を行ない, 各点について誤差が 3σ を越すデータは何らかの原因による誤データと見なして棄却する。残りのデータにより再あてはめを行ない, SS,

* 2 次多項式を選ぶことに対する裏付けは参考文献 3 を参照

SA, SE を $y=a(t-T)^2+b(t-T)+c$ において $t=T+1$ として求める. なお, SS, SE に対しては電波伝播の時間遅れとレーダ接続装置のサンプリング補正をも行なう.

(3) SDS, SDA, SDE の計算

(2) であてはめて 2 次式より SDS, SDA, SDE を求める.

すなわち $y=a(t-T)^2+b(t-T)+c$ とすると $\dot{y}=2a(t-T)+b$ ($y=s, a, e$) となる. したがって, $2a+b$ として SDS, SDA, SDE が求まる.

(4) var (SS), var (SA), var (SE), var (SDS), var (SDA), var (SDE) の計算

(2) で求めた σ_y^2 を用いて covariance matrix

$$\begin{pmatrix} \text{var}(a), & \text{cov}(a, b), & \text{cov}(a, c), \\ \text{cov}(a, b), & \text{var}(b), & \text{cov}(b, c), \\ \text{cov}(a, c), & \text{cov}(b, c), & \text{var}(c) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Sigma(t_i-T)^4, & \Sigma(t_i-T)^3, & \Sigma(t_i-T)^2 \\ \Sigma(t_i-T)^3, & \Sigma(t_i-T)^2, & \Sigma(t_i-T) \\ \Sigma(t_i-T)^2, & \Sigma(t_i-T), & \Sigma 1 \end{pmatrix}^{-1} \sigma_y^2$$

($y=s, a, e$)

を求める. そのとき

$$\begin{cases} y=a+b+c \\ \dot{y}=2a+b \end{cases}$$

の関係より

$$\text{var}(y) = \text{var}(a) + \text{var}(b) + \text{var}(c) + 2 \text{cov}(a, b) + 2 \text{cov}(b, c) + 2 \text{cov}(a, c)$$

より var (SS), var (SA), var (SE) が求まり

$$\text{var}(\dot{y}) = 4 \text{var}(a) + 4 \text{cov}(a, b) + \text{var}(b)$$

より var (SDS), var (SDA), var (SDE) が求まる.

(5) 平滑による分散の減少

区間 $(T, T+2)$ の 2 sec 間に, 20 点のデータが正常にサンプルされているとき

$$y=a(t-T)^2+b(t-T)+c$$

をあてはめた場合の covariance matrix A は

$$\begin{aligned} A &= \begin{pmatrix} \Sigma(t_i-T)^4, & \Sigma(t_i-T)^3, & \Sigma(t_i-T)^2 \\ \Sigma(t_i-T)^3, & \Sigma(t_i-T)^2, & \Sigma(t_i-T) \\ \Sigma(t_i-T)^2, & \Sigma(t_i-T), & \Sigma 1 \end{pmatrix}^{-1} \sigma_y^2 \\ &= \begin{pmatrix} 72.2666 & 44.1 & 28.7 \\ 44.1 & 28.7 & 21.0 \\ 28.7 & 21.0 & 20.0 \end{pmatrix}^{-1} \sigma_y^2 \\ &= \begin{pmatrix} 0.5696058325 & -1.1961722481 & 0.4385964909 \\ -1.1961722481 & 2.6623376609 & -1.0789473677 \\ 0.4385964909 & -1.0789473677 & 0.5535087716 \end{pmatrix} \sigma_y^2 \end{aligned}$$

したがって中間値の分散は通常

$$\begin{aligned} \text{var}(y) &= \text{var}(a) + \text{var}(b) + \text{var}(c) + 2 \text{cov}(a, b) + 2 \text{cov}(b, c) + 2 \text{cov}(a, c) \\ &= (0.56961 + 2.66234 + 0.55351 - 2.39234 - 0.87719 - 2.15788) \sigma_y^2 \\ &= 0.11243 \sigma_y^2 \doteq \sigma_y^2 / 9 \end{aligned}$$

$$\text{var}(\dot{y}) = 4 \text{var}(a) + 4 \text{cov}(a, b) + \text{var}(b)$$

$$\begin{aligned}
 &= (4 \times 0.56961 - 4 \times 1.19617 + 2.66234) \sigma_y^2 \\
 &= 0.15610 \sigma_y^2 = \sigma_y^2 / 6
 \end{aligned}$$

3.3.3 予測

前区間の中間値 (CS, CA, CE, CDS, CDA, var(CS), var(CA), var(CE), var(CDS), var(CDA), var(CDE)) を予測する.

(1) PS, PA, PE, PDS, PDA, PDE の計算

1-1 座標変換 (CS, CA, CE, CDS, CDA, CDE) \rightarrow $X_{t-1}, Y_{t-1}, Z_{t-1}, \dot{X}_{t-1}, \dot{Y}_{t-1}, \dot{Z}_{t-1}$
計算式は座標系の項参照.

1-2 Runge KuttaGill 法による運動方程式の積分

$$(X_{t-1}, Y_{t-1}, Z_{t-1}, \dot{X}_{t-1}, \dot{Y}_{t-1}, \dot{Z}_{t-1}) \rightarrow (X_{t+1}, Y_{t+1}, Z_{t+1}, \dot{X}_{t+1}, \dot{Y}_{t+1}, \dot{Z}_{t+1})$$

刻み 2 sec を 1 ステップとし, 推力の切れ目は刻み中を切り換え, 2 ステップにわけて積分を行なう. 計算式は運動方程式の積分の項を参照.

(2) var(PS), var(PA), var(PE), var(PDS), var(PDA), var(PDE) の計算

運動方程式を積分することによって生ずる分散の増大を第 1 次近似まで考慮する. すなわち

$$\begin{aligned}
 \text{var(PS)} &= \text{var(CS)} + (\Delta t)^2 \text{var(CDS)} \\
 \text{var(PA)} &= \text{var(CA)} + (\Delta t)^2 \text{var(CDA)} \\
 \text{var(PE)} &= \text{var(CE)} + (\Delta t)^2 \text{var(CDE)} \\
 \text{var(PDS)} &= \text{var(CDS)} \\
 \text{var(PDA)} &= \text{var(CDA)} \\
 \text{var(PDE)} &= \text{var(CDE)}
 \end{aligned}$$

とする. ただし Δt は積分の刻み幅, すなわち通常 $\Delta t = 2$ である.

3.3.4 結合

平滑によって得られた SS, SA, SE, SDS, SDE, var(SS), ……var(SDE),

予測によって得られた PS, PA, PE, PDS, PDA, PDE, var(PS), ……var(PDE)

を組み合わせて区間の代表値

CS, CA, CE, CDS, CDA, CDE, var(CS), var(CA), var(CE), var(CDE), var(CDA), var(CDE) を求める計算を次のごとく行なう.

(1) CS, CA, CE, CDS, CDA, CDE の計算

$$CS = \frac{SS/\text{var(SS)} + PS/KS \cdot \text{var(PS)}}{1/\text{var(SS)} + 1/KS \cdot \text{var(PS)}}, \quad CDS = \frac{SDS/\text{var(SDS)} + PDS/KS' \cdot \text{var(PDS)}}{1/\text{var(SDS)} + 1/KS' \cdot \text{var(PDS)}}$$

$$\text{var(CS)} = \frac{1/\text{var(SS)} + 1/KS^2 \cdot \text{var(PS)}}{(1/\text{var(SS)} + 1/KS \cdot \text{var(PS)})^2}, \quad \text{var(CDS)} = \frac{1/\text{var(SDS)} + 1/KS'^2 \cdot \text{var(PDS)}}{(1/\text{var(SDS)} + 1/KS' \cdot \text{var(PDS)})^2}$$

$$CA = \frac{SA/\text{var(SA)} + PA/KA \cdot \text{var(PA)}}{1/\text{var(SA)} + 1/KA \cdot \text{var(PA)}}, \quad CDA = \frac{SDA/\text{var(SDA)} + PDA/KA' \cdot \text{var(PDA)}}{1/\text{var(SDA)} + 1/KA' \cdot \text{var(PDA)}}$$

$$\text{var(CA)} = \frac{1/\text{var(SA)} + 1/KA^2 \cdot \text{var(PA)}}{(1/\text{var(SA)} + 1/KA \cdot \text{var(PA)})^2}, \quad \text{var(CDA)} = \frac{1/\text{var(SDA)} + 1/KA'^2 \cdot \text{var(PDA)}}{(1/\text{var(SDA)} + 1/KA' \cdot \text{var(PDA)})^2}$$

$$CE = \frac{SE/\text{var}(SE) + PE/KE \cdot \text{var}(PE)}{1/\text{var}(SE) + 1/KE \cdot \text{var}(PE)}, \quad CDE = \frac{SDE/\text{var}(SDE) + PDE/KE' \cdot \text{var}(PDE)}{(1/\text{var}(SDE) + 1/KE' \cdot \text{var}(PDE))^2}$$

$$\text{var}(CE) = \frac{1/\text{var}(SE) + 1/KE^2 \cdot \text{var}(PE)}{(1/\text{var}(SE) + 1/KE \cdot \text{var}(PE))^2}, \quad \text{var}(CDE) = \frac{1/\text{var}(SDE) + 1/KE'^2 \cdot \text{var}(PDE)}{(1/\text{var}(SDE) + 1/KE' \cdot \text{var}(PDE))^2}$$

上記の式で用いる KS, KS'; KA, KA'; KE, KE' は数列 US, UDS; UA, UDA; UE, UDE を用いてそれぞれ次のように計算される.

$$US_m = \sqrt{1 - \beta^2} \cdot (SS - PS) / \sqrt{\text{var}(SS)} + \beta \cdot US_{m-1}$$

$$UDS_m = \sqrt{1 - \beta^2} \cdot (SDS - PDS) / \sqrt{\text{var}(SDS)} + \beta UDS_{m-1}$$

で定義される US, UDS より

$$1/KS = 1/KS' = \exp[-A(US^2 + UDS^2/4)]$$

また

$$UA_m = \sqrt{1 - \beta^2} \cdot (SA - PA) / \sqrt{\text{var}(SA)} + \beta UA_{m-1}$$

$$UDA_m = \sqrt{1 - \beta^2} \cdot (SDA - PDA) / \sqrt{\text{var}(SDA)} + \beta UDA_{m-1}$$

で定義される UA, UDA より

$$1/KA = 1/KA' = \exp[-A(UA^2 + UDA^2/4)]$$

また

$$UE_m = \sqrt{1 - \beta^2} \cdot (SE - PE) / \sqrt{\text{var}(SE)} + \beta UE_{m-1}$$

$$UDE_m = \sqrt{1 - \beta^2} \cdot (SDE - PDE) / \sqrt{\text{var}(SDE)} + \beta UDE_{m-1}$$

で定義される UE, UDE より

$$1/KE = 1/KE' = \exp[-A(UE^2 + UDE^2/4)]$$

とする. ここに

(1) US, UDS; UA, UDA; UE, UDE の出発値は 1 とする.

(2) var(SS), var(SA), var(SE) については (したがって var(SDS), var(SDE), var(SDE) についても必然的に) サーボ系の故障等の理由により分散が減少し, 平滑が異常になるのを防ぐために minimum threshold を設ける.

$$\min \sqrt{\text{var}(SS)} = 1 \text{ m} \sim 100 \text{ m}$$

$$\min \sqrt{\text{var}(SA)} = 0.01 \text{ mil} \sim 1 \text{ mil}$$

$$\min \sqrt{\text{var}(SE)} = 0.01 \text{ mil} \sim 1 \text{ mil}$$

(分散の置き替えのみを行なう)

(3) exp のパラメータに threshold を設け, 各Kの値が著しく大きくなることによる正常状態への復帰のおくれをさける. すなわち

$$(UE^2 + UDE^2/4) \geq 128 \text{ となる場合は } (UE^2 + UDE^2/4) = 128$$

とする.

(4) A および β はレーダ・モードにより切り換えて使用することが可能である. black out モードおよびモード・パラメータ 5 が ON のときは結合を行なわない.

* この処理方法については参考文献 4 を参照されたい.

パラメータ モード		β	A	パラメータ モード		β	A
0	Automatic			1	black out	—	—
	精 粗 角度粗	0.8	1/10	2	角度粗	0.5	1/5
		0.5	1/5	3	粗	0.5	1/5
		0.5	1/5	4	観	0.8	1/10
	black out	—	—	5	測値のみ	—	—
				6	コリメーション	0.8	1/10
			7	GTR-1	0.8	1/10	

3.3.5 Black out 用の予測

Black out とは

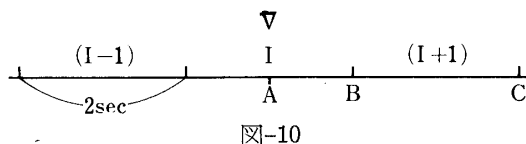
- (1) ロケットの slow spin 等によりロケットアンテナパタンの切れ込みに入る
- (2) トランスポンダ, 送信機, 受信機の故障

などの理由により, 情報が途断える状態をいう. このような状態が発生した場合, レーダはロケットを自動追尾することができないのでこのときにはレーダ・コンソールよりのマニュアル操作により計算機を閉ループに組み入れて, 計算機からの予測情報 (5 msec 間隔の s, a, e) がレーダサーボコントロールのために使われる.

データ処理プログラムからこれを見るとき, black out が判明してのち, 以前のデータから予測計算を行なって内そう値を作成するのでは時間遅れがあり, その間の予測値がないのでレーダサーボの応答上好ましくない.

したがって, 計算機は断えず予測値を算出し, いつ black out が起っても良いように備えておく必要がある.

また, black out を正常状態との処理方式を変えることも, 計算機の設置背景上好ましくない. このため 2 sec 区間の処理を行なう



と同時に, 次の区間の予測値を同時に算出をとる. (図-11 参照)

処理時刻	処 理 内 容
I-1	(I-2) の平滑と結合, (I-1) の中間値の予測, I の内そう値の作成
I	(I-1) の平滑と結合, I の中間値の予測, (I+1) の内そう値の作成
I+1	I の平滑と結合, (I+1) の中間値の予測, (I+2) の内そう値の作成

計算方法

処理時刻として区間 I を考える. このとき次の手続きによって区間の予測内そう値を計算する. I の中間値の予測において時刻 A における $X, Y, Z, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$ (慣性系) の値がすでに与えられている.

- (1) 運動方程式の積分 (時刻 A から B まで) により, 時刻 B の $X, Y, Z, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$

を求める。

(2) 運動方程式の積分 (時刻 B から C まで) により, 時刻 C の $X, Y, Z, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$ を求める。

(3) 時刻 B および C の X, Y, Z を座標変換によって s, a, e に直す。

(4) 時刻 A, B, C, の s, a, e から 2 次多項式を決定し, 時刻 B, C 間の 5 msec 間隔の内そう値を作成する。

3.4 誤差補正

3.4.1 屈折補正

観測データのうちスラントレンジおよび高低角は大気屈折による誤差がかなり大きくなる場合があるのでこれに対する補正を行なう。ここで用いられる変数, 定数の意味は次の通りである。

e : 高低角 (ラジアン)

s : スラントレンジ (km)

Δe : 高低角の補正項 (ラジアン)

Δs : スラントレンジの補正項 (km)

h : 高度 (km)

N_s : 大気屈折率 (場所, 季節で変動する値, 通常で 313.0 を使用) この値は入力パラメータとして与えることが可能である。

(1) スラントレンジ・エラーの補正

補正式として次のものを採用する。

$$\Delta s = \frac{7.239 \cdot N_s}{\sin e + 0.00804} \cdot (h + 0.32808h^2) \times 10^{-6} / \left[\frac{0.1464h^2 + 0.46h}{\left(\frac{e}{0.065}\right)^{32} + |362(e + 0.1064)^2 - 4.325|} + 12 + h + 0.32808h^2 \right]$$

(2) 高低角エラーの補正

補正式として次のものを採用する。

$$\Delta e = \frac{1.0268 \cdot N_s}{\tan e + 0.0172} \cdot h \times 10^{-6} / \left[\left(0.88645 + \frac{0.011359}{0.00731 + e} h + \frac{0.075}{0.01 + e} + 10 \right) \right]$$

(3) 高度 h の算出方法

図より明らかに

$$h = \sqrt{s^2 + R^2 + 2s \cdot R \cdot \sin e} - R$$

(4) 補正式の使用上の注意

補正式はレーダモードが精のときだけ使用する。

ま $h < 10$ のときは補正を行なわない。 $e \leq 0.5^\circ$ になったと

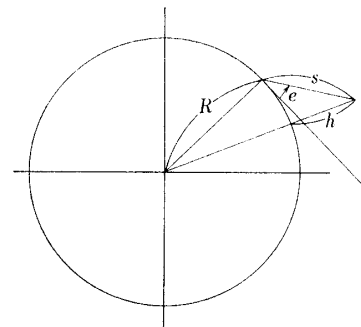


図-12

きは残留誤差がかなり大きくなるので注意を要する。

(5) 逆補正

逆補正值としては補正值をそのまま使用するものとする。

3.4.2 電波伝播の遅れ

電波伝播の遅れの高低角に対する影響はほとんど無視できるほどのものなので補正は行わない。スラントレンジに対する影響は $s=2000$ (km) のとき, 22 (m) 程度になるので補正を必要とする。補正項を δ_s とすると補正式としては

$$\delta_s = \frac{s}{c} \cdot \dot{s}$$

を採用する。

3.4.3 サンプル時間の遅れ

s はレーダ接続装置内で最後にサンプルされるので $400 \mu\text{sec}$ かかる。したがって、これは電波伝播の遅れと同じ効果をもたらすのでこれに対する補正として次式を使用する。

$$\delta_s = 0.0004 \dot{s}$$

3.4.4 サーボ誤差補正

各観測データ s, a, e のおのおのに対してサーボ誤差 $\Delta s, \Delta a, \Delta e$ の補正を行なう。

3.5 終段ロケット (人工衛星) 点火時期の予測

終段ロケット (人工衛星) の点火時期を予測するために本データ処理系で行なわれる計算は次の部分にわかれる。

1. 慣性座標系から軌道6要素への座標変換を行なう

$$(S1) \begin{cases} \begin{matrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{matrix} \text{(geocentric radius vector)} \\ \begin{matrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{matrix} \text{(geocentric velocity vector)} \end{cases} \rightarrow (S2) \begin{cases} i \text{ (inclination angle)} \\ \Omega \text{ (longitude of ascending node)} \\ a \text{ (semi-major axis)} \\ e \text{ (eccentricity of ellipse)} \\ \omega \text{ (argument of perigee)} \\ t \text{ (time of perigee passage)} \end{cases}$$

2. ロケットの終段の推力による速度増分ベクトル ($\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$; いずれも実時間ロケット追跡プログラムへの入力パラメータとしてイニシャライズの際に与える) と速度ベクトルとの合成ベクトルが radius ベクトルと直交するような点と時刻を求める計算を行なう。 $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$ が与えられない場合は Apogee を予測する。

3. Apogee に関する表示データの算出に必要な処理を行なう。表示データには、終段点火時刻, Apogee の時刻, Apogee の方位角, Apogee の高度が含まれる。

次に上記の各処理の手順を示そう。

3.5.1 軌道6要素の算出

$t, x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0$ を与えられた初期値とし、次の諸量を求める。

$$h_1 = y_0 \dot{z}_0 - z_0 \dot{y}_0$$

$$h_2 = z_0 \dot{x}_0 - x_0 \dot{z}_0$$

$$h_3 = x_0 \dot{y}_0 - y_0 \dot{x}_0$$

$$r_0 = (x_0^2 + y_0^2 + z_0^2)^{1/2}$$

$$v_0 = (\dot{x}_0^2 + \dot{y}_0^2 + \dot{z}_0^2)^{1/2}$$

$$h = (h_1^2 + h_2^2 + h_3^2)^{1/2}$$

$$p = h^2/\mu$$

次の諸式により a , e , i , Ω が求まる.

$$a = \mu r_0 / (2\mu - r_0 v_0^2)$$

$$e = (1 - p/a)^{1/2}$$

$$i = \cos^{-1}(h_3/h) \quad ; \quad h_3 \geq 0$$

$$= \pi/2 + \cos^{-1}(h_3/h) \quad ; \quad h_3 < 0$$

$$\Omega = \sin^{-1}(h_1/(h \sin i)) \quad ; \quad \sin \Omega \geq 0, \cos \Omega \geq 0$$

$$= \pi - \sin^{-1}(h_1/(h \sin i)) \quad ; \quad \sin \Omega \geq 0, \cos \Omega < 0$$

$$= \pi - \sin^{-1}(h_1/(h \sin i)) \quad ; \quad \sin \Omega < 0, \cos \Omega < 0$$

$$= \sin^{-1}(h_1/(h \sin i)) \quad ; \quad \sin \Omega < 0, \cos \Omega \geq 0$$

さらに次の手順により ω が求まる.

$$M = x_0 \dot{x}_0 + y_0 \dot{y}_0 + z_0 \dot{z}_0 \quad \text{とすると}$$

$$f_0 = \cos^{-1} \left\{ \left(\frac{p}{r_0} - 1 \right) / e \right\} \quad ; \quad M \geq 0, \cos f_0 \geq 0$$

$$f_0 = \pi + \cos^{-1} \left\{ \left(\frac{p}{r_0} - 1 \right) / e \right\} \quad ; \quad M \geq 0, \cos f_0 < 0$$

$$f_0 = \pi - \cos^{-1} \left\{ \left(\frac{p}{r_0} - 1 \right) / e \right\} \quad ; \quad M < 0, \cos f_0 < 0$$

$$f_0 = -\cos^{-1} \left\{ \left(\frac{p}{r_0} - 1 \right) / e \right\} \quad ; \quad M < 0, \cos f_0 \geq 0$$

$$N = x_0 \cos \Omega + y_0 \sin \Omega \quad \text{とすると}$$

$$\alpha_{30} = \sin^{-1}(z/(r \sin i)) \quad ; \quad \sin \alpha_{30} \geq 0, N \geq 0$$

$$= \pi + \sin^{-1}(z/(r \sin i)) \quad ; \quad \sin \alpha_{30} \geq 0, N < 0$$

$$= \pi - \sin^{-1}(z/(r \sin i)) \quad ; \quad \sin \alpha_{30} < 0, N < 0$$

$$= \sin^{-1}(z/(r \sin i)) \quad ; \quad \sin \alpha_{30} < 0, N \geq 0$$

f_0 , α_{30} より,

$$\omega = \alpha_{30} - f_0$$

さらに手順により τ が求まる.

$$E_0 = 2 \tan^{-1} \left\{ \left(\frac{1-e}{1+e} \right)^{1/2} \tan \frac{f_0}{2} \right\}$$

$$E_0 - e \sin E_0 = (\mu/a^3)^{1/2} (t_0 - \tau) \quad \text{より}$$

$$\tau = t_0 - (E_0 - e \sin E_0)/n$$

ただし, $n = (\mu/a^3)^{1/2}$

$$\mu = 3.985 \times 10^5 \text{ (km}^3/\text{sec}^2)$$

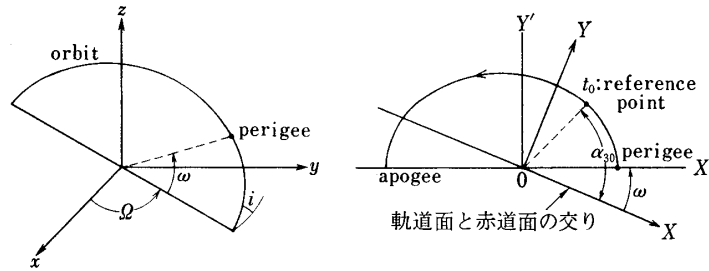


図-13

3.5.2 Injection Time (速度増分ベクトルと速度ベクトルの合成ベクトルが radius ベクトルと直交する点を通る時刻の予測)

図13に示すような第3段ロケットの軌道面内に $X'-Y'$ 面を持つような右手系 X', Y', Z' 座標系を考え、あらかじめ与えられたベクトル $(\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z)$ の各成分を求めると

$$\begin{aligned}\Delta V_{X'} &= (\cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \sin \Omega \cos i) \Delta V_x \\ &\quad + (\cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos \Omega \cos i) \Delta V_y + \sin \omega \sin i \Delta V_z \\ \Delta V_{Y'} &= (-\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \sin \Omega \cos i) \Delta V_x \\ &\quad + (-\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos \Omega \cos i) \Delta V_y + \cos \omega \sin i \Delta V_z \\ \Delta V_{Z'} &= \sin \Omega \sin i \Delta V_x - \sin i \cos \Omega \Delta V_y + \cos i \Delta V_z\end{aligned}$$

次に第3段ロケットの速度成分を求めると

$$\begin{aligned}V_{X'} &= -an \sin E / (1 - e \cos E) \\ V_{Y'} &= a\sqrt{1-e^2} \cos E / (1 - e \cos E) \\ V_{Z'} &= 0\end{aligned}$$

ここに E は eccentric anomaly であって、true anomaly f とは次の関係がある。

$$\tan \frac{f}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2}$$

したがって、合成速度ベクトルが動径と垂直となるには

$$\frac{V_{X'} + \Delta V_{X'}}{V_{Y'} + \Delta V_{Y'}} = -\tan f$$

でなければならない。実際には第3段ロケットの軌道頂点の附近で ΔV が加えられるので $E = \pi + \Delta E$, $f = \pi + \Delta f$ とおき、 ΔE , Δf が小さいとして逐次近似を用いて ΔE を求めればよい。

$$\Delta E \approx \frac{-(1+e)\Delta V_{X'}}{aen + \sqrt{1-e^2}\Delta V_{Y'}} + \dots$$

第3段ロケットの遠地点通過時刻を t_a とすると

$$t_i = t_a + (\Delta E + e \sin \Delta E) / n$$

3.5.3 Apogee に関する表示データの算出

終段点火時刻および Apogee の時刻については 3.5.2 より求まる。Apogee の方位角、Apogee の高度については次式による。Apogee をまず座標系 (ξ, η, ζ) で記述すると、

$$\begin{pmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -a(1+e) \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

次に、これを座標変換して慣性座標系、局地極座標系で記述すると、

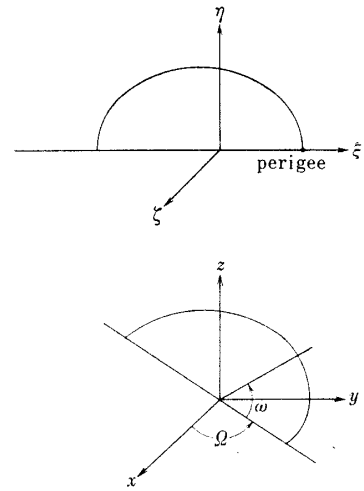


図-14

$$\begin{pmatrix} z \\ y \\ x \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega & 0 \\ \sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \sin i \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{pmatrix}$$

$$= \begin{pmatrix} -a(1+e)(\cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \cos i \sin \omega) \\ -a(1+e)(\sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \cos i \sin \omega) \\ -a(1+e)\sin i \sin \omega \end{pmatrix}$$

$$x_c = x \sin \eta_s - y \cos \eta_s$$

$$y_c = x \cos \eta_s + y \sin \eta_s$$

$$z_c = z$$

ただし $\eta_s = \Omega t$ (t はロケット発射時より Apogee までの時間) である。ついで

$$f = y_c - R_s \cos \theta_s - h_0 \cos \varphi_s$$

$$g = z_c - R_s \sin \theta_s - h_0 \sin \varphi_s \quad \text{より}$$

$$A_z = \tan^{-1}[-x_c / (-f \sin \varphi_s + g \cos \varphi_s)] \quad \text{とする。}$$

Apogee の高度は次式により、

$$\theta = \sin^{-1}[z / (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2}]$$

$$R_1 = R(1 - eE^2)^{1/2} \cdot \left(1 + \frac{1}{2}eE^2 \cos^2 \theta + \frac{3}{8}eE^4 \cos^4 \theta \right)$$

$$d = (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2}$$

$$\delta_1 = eE^2 \sin \theta \cos \theta / (1 - eE^2 \cos^2 \theta)$$

$$h = (d - R_1)(1 - R_1 \delta_1^2 / 2d)$$

4. プログラム・システム

4.1 概説

2.1 にのべた、本データ処理系の機能、目的をはたすための実時間ロケット追跡プログラムは大きくわけて、100 msec 周期のレーダ系サンプルデータの処理を主体とするプログラ

ム A, 2 sec 周期のサンプルデータの平滑と予測処理を主体とするプログラム B, 終段ロケット点火に関する予測処理を行なうプログラム C の 3 部から構成される。

これらのプログラムは, ロケットの発射に先立ってコアメモリにロードされ, 処理終了までメモリに常駐する。このプログラムをあらかじめスタートさせておくと, ロケット発射に伴うマーク信号により, 処理を開始し, レーダデータコンソールの STOP 電鍵が押されるまで実時間ロケット追跡処理を行なう。

処理終了後, 引続いてユーティリティ・プログラムを動作させることにより, 軌道 6 要素を紙テープにパンチ・アウトするので, これをデータ伝送系を通じて東京に送付することができる。

4.2 実時間ロケット追跡プログラムの構成と割込み処理

実時間ロケット追跡プログラムは, おのおの異なる周期で initiate される 3 種のプログラム (これをプログラム A, B, C という) と, その切換の制御を行なうのを主機能とするモニタプログラムから構成される。

プログラム A は, 100 msec 間隔のレーダ接続装置からの割込み信号により initiate されるプログラムで, 次の 100 msec 内に処理を終了しなければならない。その処理概要は次のとおりである。

- (1) レーダ系データ (s, a, c 3 種のエンコーダデータ, サーボ誤差, レーダモード) および標準時刻, モードパラメータの読み込み
- (2) レーダモードの解析
- (3) レーダデータの計算機コードへの変換
- (4) サーボ誤差の計算機コードへの変換とそれによるレーダデータの補正
- (5) データ棄却
- (6) 読み込みデータの記録 (入力データを 10 点ずつ Blocking して, 1 sec ごとに MT へ出力する。)
- (7) デジタルコントロール用の内そう計算
- (8) ディスプレイ用データの編集と出力命令の実行
- (9) XY レコーダへの出力ルーチンの実行

プログラム B は, レーダ系データが 20 点集ったとき (すなわち 2 sec 周期) に, モニタにより initiate されるプログラムで, 次の 2 sec 内に処理を終了しなければならない。その処理概要は以上のとおりである。

- (1) 2 sec 区間の代表モードの決定
- (2) モードパラメータの処理
- (3) 観測値の平滑と軌道予測
- (4) 観測値と予測値の結合
- (5) 座標変換
- (6) ロケット運動方程式の積分
- (7) デジタルコントロール用の予測位置の算出
- (8) 誤差補正

(9) ディスプレイ用データの算出

(10) XY レコーダ・カーブプロット用データの編集

プログラム C は $2n$ sec ($n \geq 1$) ごとに、モニタにより initiate されるプログラムで、次の $2n$ sec 以内に処理を終了しなければならない。その処理概要は以下のとおりである。

(1) 軌道 6 要素の算出

(2) 終段ロケット点火時期の予測

(3) ロケットコントロール用ディスプレイデータの算出

上記各処理の内容・理論的背景については 3 処理方式を参照されたい。

モニタの主な機能は上記三つのプログラムの切り換えであるので、その概要について説明する。本システムで実時間処理の基礎となる時計は、100 msec ごとに発生するレーダ接続装置からの割込み信号である。計算機内部ではこの割込み信号をカウントしたのから算出した相対時刻を時間の単位として以下の処理を行なう。(レーダデータの 1 部として読みこまれる標準時刻との照合は常に行なう。)

モニタは各プログラム A, B, C が実行中か否かを示すインディケータ (以下 ONA, ONB, ONC と称す) を管理しており、接続装置からの 100 msec 周期の割込み信号を受けたときは、ONA を ON にセットし、プログラム A に制御を渡す。プログラム A は 3 の処理を終了するときモニタにコントロールをもどすので、このとき ONA を OFF にする。その後モニタは ONB を判定し、これが ON であればただちにプログラム B に制御を渡す。また ONB が OFF であればさらに ONC を判定し、それが ON であればプログラム C に制御を移し、OFF であればダミーループを実行し、次の接続装置からの割込み信号を待つ。

モニタは接続装置からの割込み信号をカウントし、20 回に 1 度 ONB を ON に、20 n 回に 1 度 ONC を ON にする。ONB, ONC のリセットは各プログラム B, C からの終了をモニタに知らせることにより行なわれる。

また、レーダ接続装置からの割込み信号を受けたときは、ONA, ONB, ONC のチェックを行なう。もしも ONA が ON であれば、100 msec 間にプログラム A の処理が終了していないことを示し、異常状態の発生と判断する。ONB が ON であれば、割込み直前に実行されていたプログラムは B であると判定し、モニタは B の処理の再開に必要な情報を B の save エリアに格納し、次にプログラム B に制御を移すときは、この情報を使用する。

ONB が OFF で、ONC が ON であれば、同様に割込み直前に実行されていたプログラムは C であると判定し、モニタは C の処理の再開に必要な情報を C の save エリアに格納し、次にプログラム C に制御を移すときは、この情報を使用する。

また、20 回に 1 度 ONB を ON にするまえに、ONB がすでに OFF になっているかどうかの確認を行なう。もし、OFF になっていなければ、まえに、開始したプログラム B がまだ終了していないことを示し、タイムアウトの発生と判定する。プログラム C に関しても同様の処理を行なう。また、タイムアウトの発生したプログラム A, B, C は、強制的に中断され、新しいプログラム A, B, C の実行が開始される。

以上の説明をまとめると、プログラム B は 20 回のプログラム A の間合時間を利用して実

行される。プログラムCはプログラムAとBとの間合時間を利用して実行される。各プログラムの実行時間の関係は、

$$\begin{aligned} \text{プログラム B} &\leq 2 \text{ sec} - \sum_{i=1}^{20} \text{プログラム } A_i \\ \text{プログラム C} &\leq 2 \text{ sec} - \sum_{j=1}^n \left[\sum_{i=1}^{20} \text{プログラム } A_{ij} + \text{プログラム B} \right] \end{aligned}$$

でなければならない。

プログラムCの主体は、ロケットの終段点火時期の予測を行なうこと、およびロケットの制御に用いるための表示データの算出であり、この処理方式はロケット制御方式とも関連して将来かなり変化を生ずることを想定しており、処理間隔、時間にも融通性をもたせた。現在は $n=1$ として処理を行なっている。また、プログラムCの実行可否の指定、実行開始相対時刻の指定はパラメータであらかじめ与えることができる。

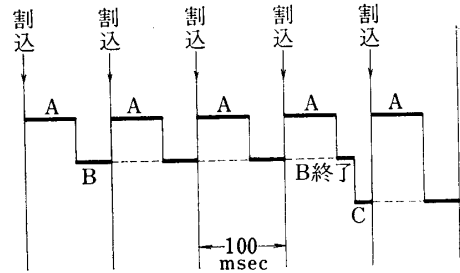


図-15

4.3 入出力データ

実時間ロケット追跡中に、本データ処理系の中央処理装置から入出力されるデータをまとめると表-1 のようになる。

1. 入力

表-1 入出力データの一覧表

レーダ接続装置	<p>レーダ系から、データ処理系に送られる全データはレーダ接続装置でまとめられ 100 msec の割込信号に対応し、中央処理装置から出される READ 命令により 1 レコード 31 文字のデータとして中央処理装置に送られる。</p> <p>レーダ接続装置より中央処理装置に送られるデータとしては、標準時刻コード、パラメータモード、レーダモード、エンコーダデータ (s, a, e) およびサーボ誤差、STOP ビット、Xマークビットが含まれる。(図4参照)</p>
---------	--

2. 出力

レーダ接続装置	<p>100 msec の割込信号に対応して中央処理装置から出される WRITE 命令により initiate される。転送されるレコードは 300 文字からなり、5 msec 間隔に内そうされた s, a, e の予測値点から構成される。</p> <p>規定タイミングに従ってレーダ接続装置に送出する動作は周辺制御装置部で行なわれる。</p>
磁気テープ	<p>レーダ接続装置から読取ったサンプルデータ10点分およびディスプレイ装置に表示したデータおよび6軌道要素をブロックした457文字からなるレコードを1secに1度出力する。</p> <p>このデータは事後の飛行解析、飛行再現のシミュレーションのための入力データとして使うことができる。</p>

XY レコーダ	<p>2グループからなり、各グループへの命令出力間隔は2secである。</p> <p>1グループは2台のレコーダ装置に対応し、アバッファを交互に1文字ずつ制御部で2台のレコーダに切り替える方式を採用している。</p> <p>1グループを精のプロットに、1グループを粗のプロットに使用している。</p> <p>各XYレコーダは200パルス/sec、1パルス0.2mmで駆動するので、ペン上下運動がない場合には最大2sec間に8cm分をプロットできるが、コアバッファの大きさの関係から、適当に地図のスケールを調整してある。</p>
ディスプレイ装置	<p>0.1sec間隔にディスプレイ命令は出力される。</p> <p>プログラムAで計算される表示データ(相対時刻)その他の更新間隔は0.1secプログラムBで計算される表示データのそれは2secプログラムCで計算される表示データのそれは2nsecである。なお、表示データはすべて磁気テープに記録されるので、後刻この記録を再現することが可能である。</p>
コンソールタイプ ライタ	<p>各種のエラメッセージを出力する。</p> <p>前述のプログラムA, B, Cのタイムアウトが生じた場合はその旨Xメッセージを出力しタイムアウトしたプログラムを強制中止させ、処理を続行する。</p> <p>各I/O装置(除レーダ接続装置)の修正不可能なエラーが生じた場合には、その装置だけを切りはなす、もしくはそのときに出力できなかったデータだけを無視し、他の処理は続行する。これらの場合、そのような状況が生じたことがコンソールタイプライタに出力される。</p>

4.4 プログラム作成方法について

プログラム作成言語としては NEAC 2200 シリーズ MOD1 アセンブラ言語を使用した。この理由は、

- (1) このような実時間処理システムでは必然的な特殊設計の入出力機器をとりあつかう必要があること。このような機器をとりあつかうルーチン、特にプログラムAのごときものはアセンブラ言語を使わざるを得ない。
- (2) XYレコーダに対する編集ルーチンは、折りかえし、ペン上下のコントロールなど、かなりきめこまかい処理が必要となり、相当複雑な処理を行なっている。
- (3) プログラムB、プログラムCで共通に使えるルーチンは極力一種のリエントラントルーチン化して、メモリ節約をはかった。
- (4) メモリ関係上、ロケットに関するテーブルを極力パックして使用したこと。したがってそれを多く参照するルーチンはアセンブラ言語を使わざるを得なかったこと。
- (5) プログラムB、プログラムCの計算を主体としたルーチンは作成工数の点からはFORTRANなどを使用したかったが、実行時間を極力短縮するため、すべてアセンブラ言語によりコーディングを行ない、マシン言語レベルでの時間見積りを行なったこと。

などによる。このため、かなり複雑なプログラムとなったことはやむをえないと考える。

表-2 に簡単なメモリレイアウト図とその大略の大きさを示そう。

表-2 メモリのレイアウト

インデックス・レジスタ (0番地~60番地)
コミュニケーション・エリア 5050 (ch)
プログラムBの作業用エリア 1850 (ch)
プログラムCの作業エリア 250 (ch)
プログラムA 9500 (ch)
プログラムB 21600 (ch)
プログラムC 3550 (ch)
テーブル 7000 (ch)

4.5 プログラム・ロジックの概略

(1) プログラムA

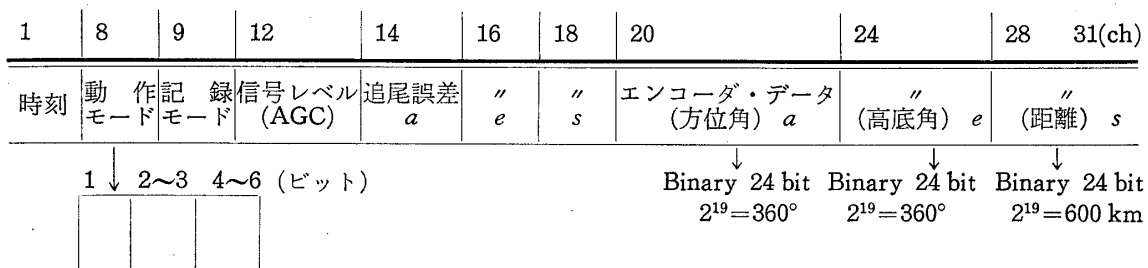
プログラムAは 0.1 sec ごとのレーダ接続装置からの割込信号によりコントロールを移されて、次の諸処理を行なう。

- (1) レーダデータおよびモード、時刻コードの読み
- (2) レーダモードのチェックと解析
- (3) レーダデータの計算機コードへの変換
- (4) サーボ誤差の補正
- (5) 磁気テープ装置への情報の記録
- (6) デジタルコントロール用の内そう計算
- (7) ディスプレ装置への情報の編集と出方
- (8) XY レコーダへの出力命令の実施

プログラムAへの入力データとそれに対する処理の概要を示すと次の様になる。

レーダ接続装置から入力される各データは、次のように構成される。

1. 指令制御精密レーダの場合 (2.1 図4参照)

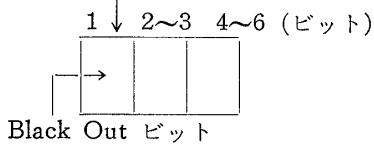


- 1 正常時 } (I)
 - 0 Block Out } (I)
 - 00 修正計算ストップモード } (II)
 - 01 角度粗修正計算モード } (II)
 - 10 粗修正計算モード } (II)
 - 11 精修正計算モード } (II)
- } レーダモード

- 000 モードパラメータ 0 ON } (III) パラメータ・モード
 - 001 " 1 } (III)
 - 010 " 2 } (III)
 - 011 " 3 } (III)
 - 100 " 4 } (III)
 - 101 " 5 } (III)
 - 110 " 6 } (III)
 - 111 " 7 } (III)
- } (I)(II)(III)は独立である。

2. GTR-1 レーダと接続した場合、入力されるデータは次のようになる。

1	8	9	12	14	16	18	24	28	31(ch)
時刻	動作 モード		信号レベル (AGC)	0	0	エンコーダ・データ (方位角) a	(高低角) e	(距離) s	



プログラムAは2 sec 区間で、サンプルされる各データのレーダモードを次の手順によって処理し、各データの s, a, e について使用可, 不可に関する下図のごときテーブルを作成し、プログラムに引渡す。

	①	②	③			⑰	⑱	⑲	⑳
モード	1	1	2					3	3
s	1	1	0					0	0
a	0	0	0					0	0
e	0	0	0					0	0

ここで モード { Black Out 0 s, a, e } 0 そのデータが平滑に使えることを示す。
 { 角度粗 1 } 1 そのデータが平滑に出来ないことを示す。
 { 粗 2 }
 { 精 3 }

テーブル作成の手順は次による。

1. 動作モードの Black Out ビットが ON (すなわち 0) であれば Black Out とし、 s, a, e 欄を 1 とする。
1. Black Out ビットが OFF (すなわち 1) であり、かつ
 - (1) 修正計算ストップモードであれば、Black Out 欄を 1 とする。
 - (2) 角度粗修正計算モードであれば、 s 欄を 1 に、 a, e 欄を 0 とする。
 - (3) 粗修正計算モードであれば、 s, a, e 欄を 0 とする。
 - (4) 精修正計算モードであれば、 s, a, e 欄を 0 とする。
3. 追尾誤差によりレーダモード補正を行なう。
 - (1) a, e の追尾誤差のいずれかが全ビット ON であればモードが角度粗、粗、精のいずれかであっても Black Out とし、 s, a, e 欄をいずれも 1 に修正する。
 - (2) a, e の追尾誤差のいずれも全ビット ON ではなく、 s の追尾誤差の上位 6 bit に ON のものがあれば、粗修正計算モード、精修正計算モードを角度粗修正計算モードに修正し、 a, e 欄を 0 に s 欄を 1 に修正する。Black Out、角度粗修正計算モードであればそのままとする。
4. s, a, e のおのおのにデータ棄却 (I) (データの変化の差が、ある範囲内になければならない。) を適用し、
 - (1) s が棄却されれば、 s 欄を 1 に修正する。(モードはそのまま)
 - (2) a が棄却されれば、 a 欄を 1 に修正する。(モードはそのまま)
 - (3) e が棄却されれば、 e 欄を 1 に修正する。(モードはそのまま)

なお、レーダモードが精、粗、角度粗に対するデータ処理上の差異は、主として誤差補正および平滑結合の重みづけに影響する。これはレーダデータの確からしさに対する期待度を反映したものである。

2. プログラム B

プログラム B は次の手順で処理を行なう。

- (1) 時間の更新
プログラム B 内で使用する時間を 2 sec ずつ更新する。
- (2) 処理モードの決定
プログラムの開始時刻を T とすると $(T-2, T)$ で入力されたモードパラメータ (20 個) のうち最も数の多いものを真のモードパラメータとして採用し、これより $[T, T+2]$ のプログラム B の処理モードとする。もしモードパラメータが AUTOMATIC であればレーダモードにより処理を決める。プログラム A より渡されたテーブル中に、粗修正計算モード、または角度粗修正計算モードが 1 個でもあれば、その区間を粗修正計算モードとして扱おう。
- (3) Black Out の判定
 $[T-2, T]$ でプログラム A により集められた 20 点のデータのうち、プログラム A プログラム B で棄却されたものを除く有効データ数がモードパラメータまたはレーダ

モードによって決まる定数より小さければ $[T, T+2]$ の処理モードを Black Out とする。

この処理は s, a, e 3種について独立に行なわれる。

(4) 平滑と棄却 (3.3 参照)

(3)の処理で、BLACK OUT と判定されなければ対応する有効データを最小二乗法により 2 次多項式で近似し、標準偏差 σ を計算し、近似値と実測値の差が 3σ を越えるデータを棄却する。20 点のうちに棄却されたものがあれば再び (3) をくりかえす。このくりかえしは 2 回までで打切られる。また棄却が行なわれない場合は求められた二次多項式より $T-1$ のときの位置、速度、それぞれの分散を求める。

もし、処理モードが BLACK OUT ならばこの処理をとばして、(6) を行なう。

(5) 屈折誤差の補正 (3.4 参照)

(4)で得られた s および e に対して大気屈折による誤差の推定値を近似式で求め補正する。この補正は計算機コンソールのセンススイッチを ON にすることにより省略することが可能である。

(6) 結合

$[T-2, T]$ で得られた時刻 $T-1$ の予測値と (5) で補正された観測値とから、3.3.4 で述べた結合式に従って時刻 $T-1$ の位置と速度の推定値およびその分散を算出する。処理モードが Black Out のときは予測値をそのまま真値として採用する。

(7) 座標変換 (3.1 参照)

(6)で得られた時刻 ($T-1$) の時の値 ($s, a, e, \dot{s}, \dot{a}, \dot{e}$) を慣性座標系 ($X, Y, Z, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$) に変換する。

(8) 運動方程式の積分 (3.2 参照)

時刻 ($T-1$) のときの値を初期値として RUNGE-KUTTA-GILL 法により運動方程式を積分して時刻 $T+1, T+2, T+4$ のときの予測値を求める。

積分に必要なロケット推力の値、空気密度等はテーブルをひいて求める。

(9) 座標変換 (3.1 参照)

(8)で得られた値を局地極座標系 ($s, a, e, \dot{s}, \dot{a}, \dot{e}$) に変換し、大気屈折誤差の逆補正を行なう。さらに、緯度、経度、高度、大円距離をも座標変換によって求める。

(10) 編集

(a)の後半で算出された値をディスプレイ用、XY レコーダ用に編集してコアバックに格納する。

3. プログラム C

プログラム C では数の処理を行なう。

(1) プログラム C の内部処理時刻を 2 sec だけ更新する。

(2) プログラム B で計算された最新の値 ($t, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$) を初期値として軌道 6 要素 ($a, e, i, \Omega, \omega, \tau$) を計算する。(3.5 参照)

(3) Apogee 時刻の算出

X マークから Apogee に到達するまでの相対時刻を計算する。

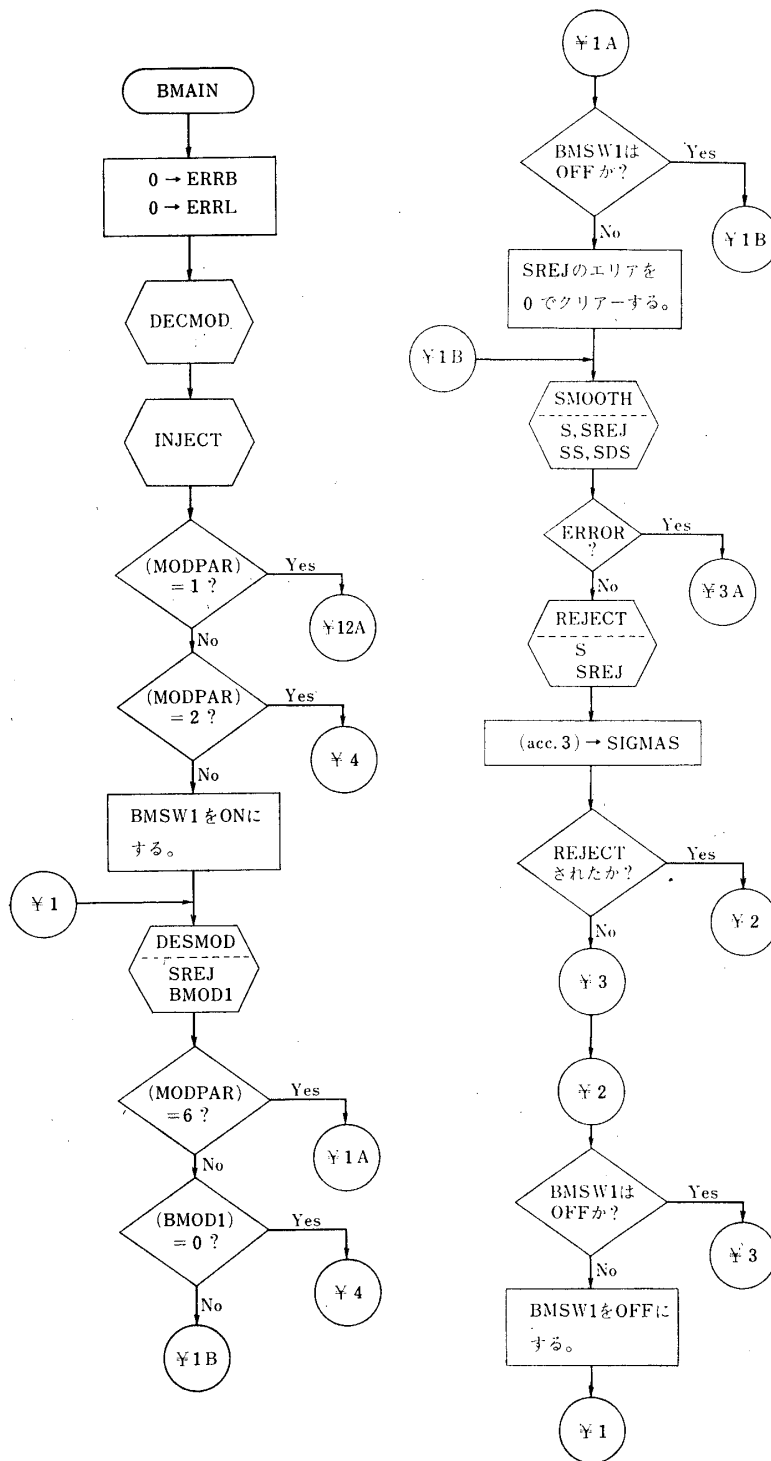


図-16

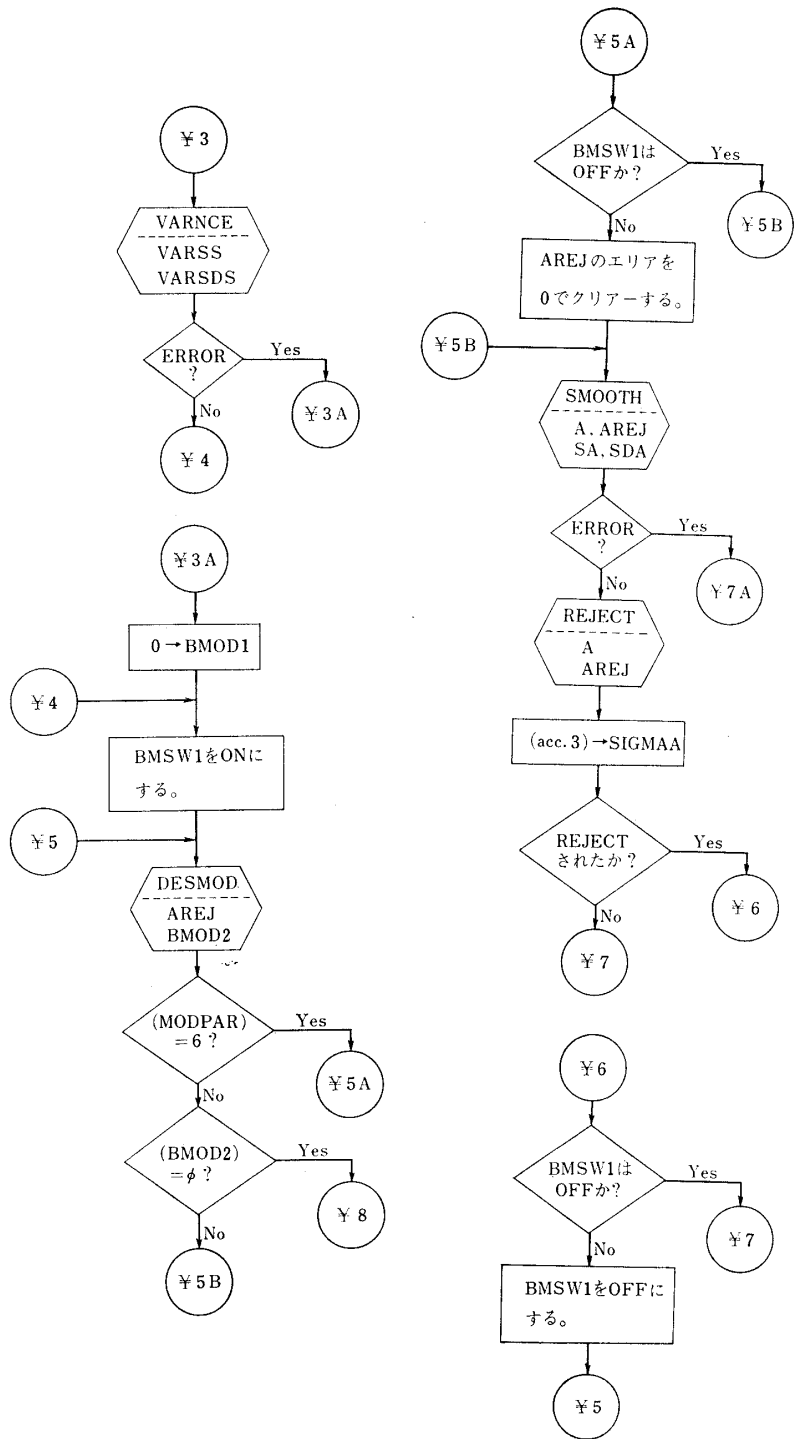


図-17

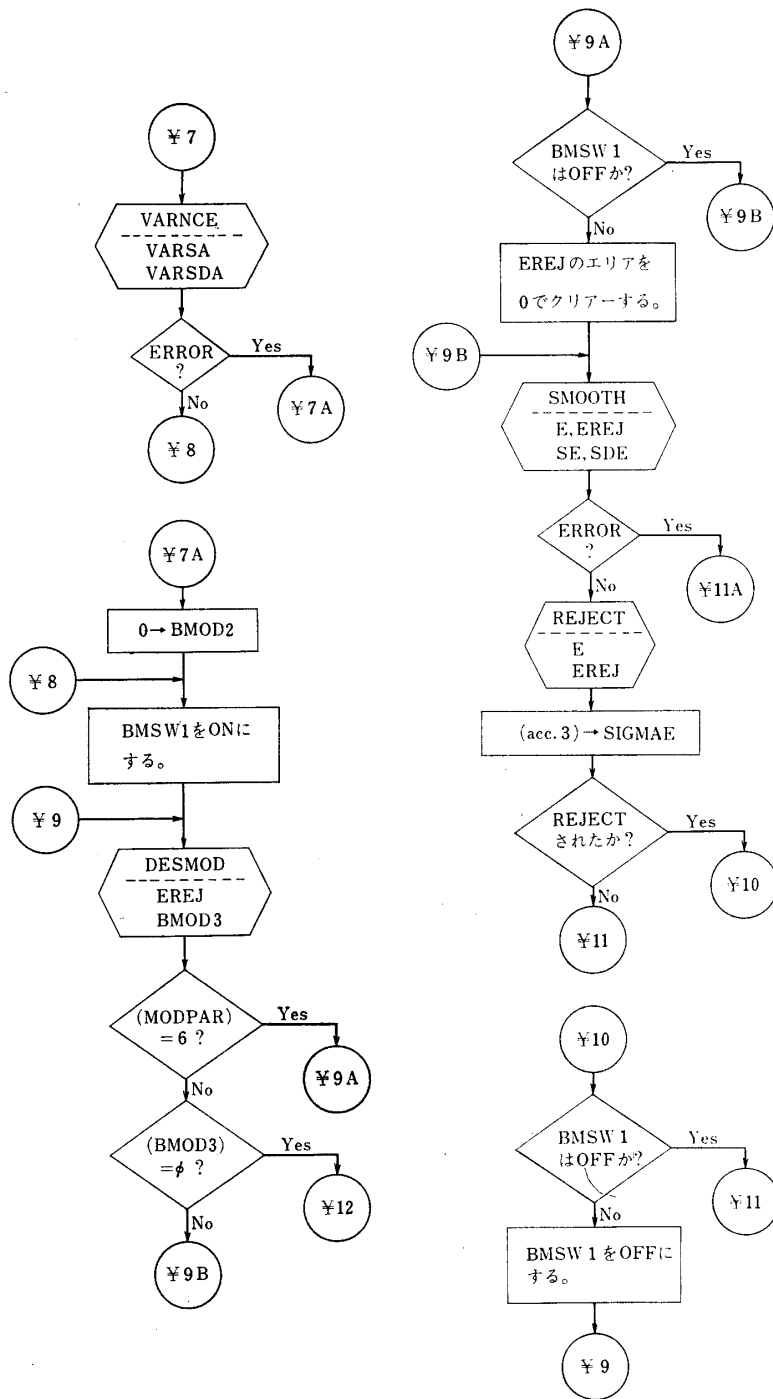


図-18

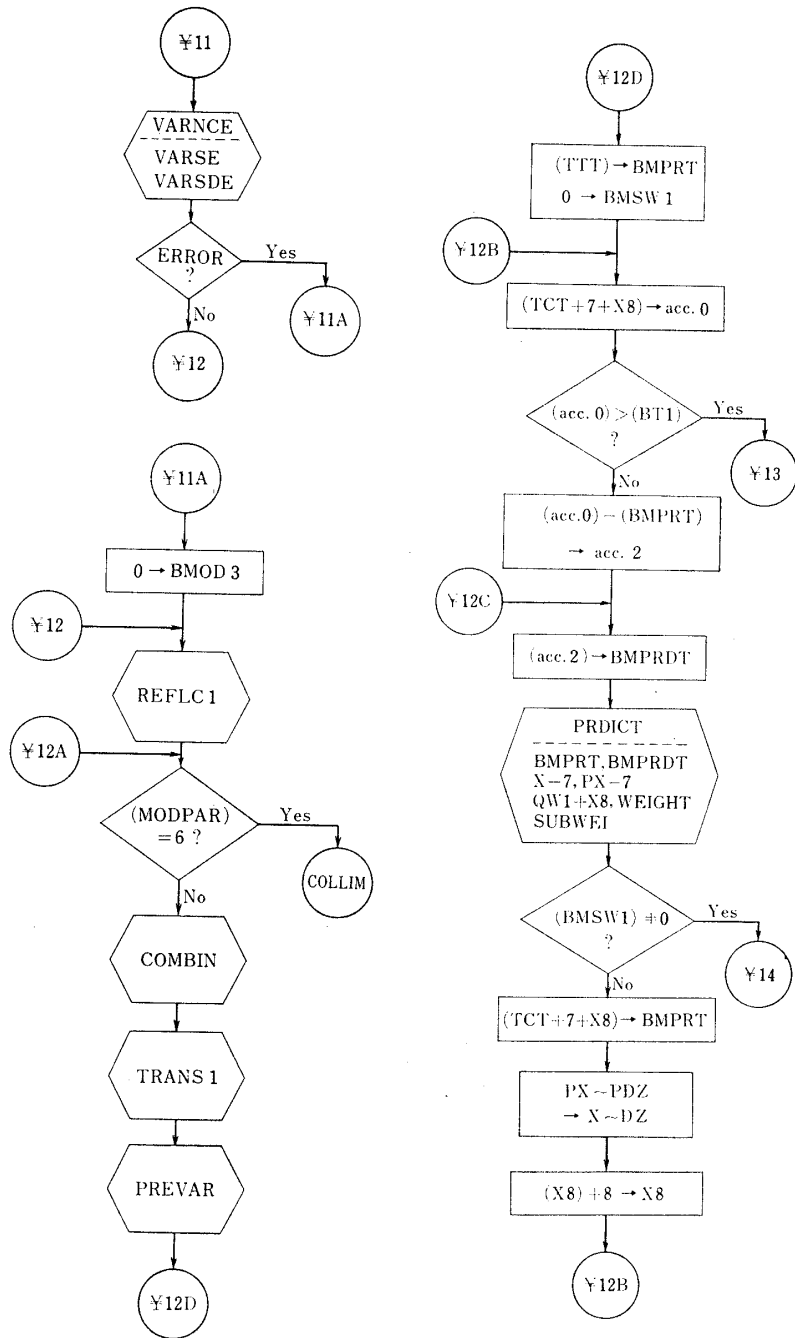


図-19

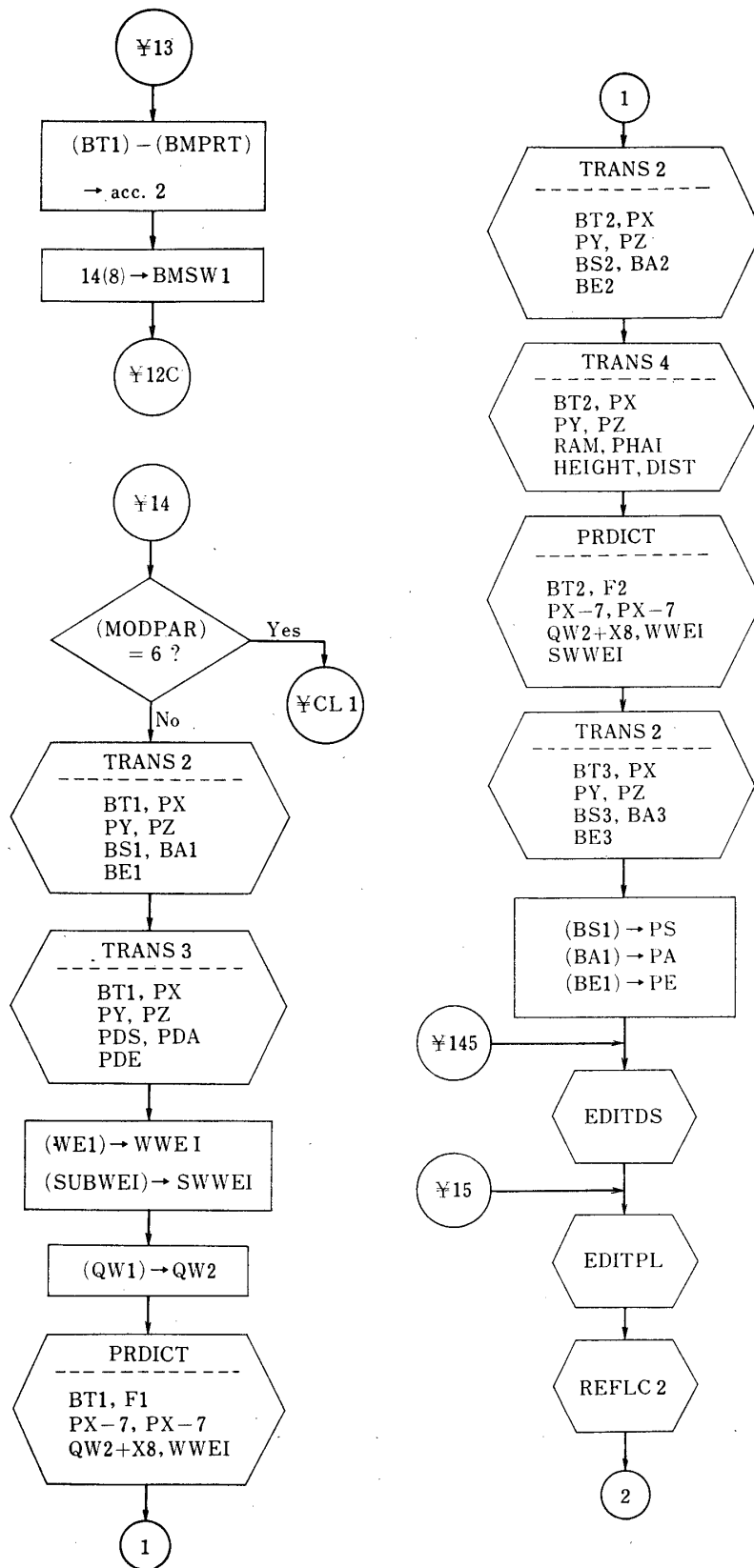


図-20

- (4) コマンド時刻, 終段点火時刻算出
 コマンド時刻は, 終段点火時刻からあらかじめセットした時間を差し引いた時刻として求める. あらかじめセットすべき値は, 初期手続として紙テープデータにより与える. 終段点火時刻は X マークから終段点火までの相対時刻として求める.
- (5) Apogee の方位角と高度の算出
 (3.5 参照)
 Apogee の方位角と Apogee における高度を計算する.
- (6) ディスプレイのための編集
 コマンド時刻, 終段点火時刻, Apogee の時刻, Apogee の方位角, Apogee の高度の計算結果をデータコンソールに表示するためその編集を行なう.

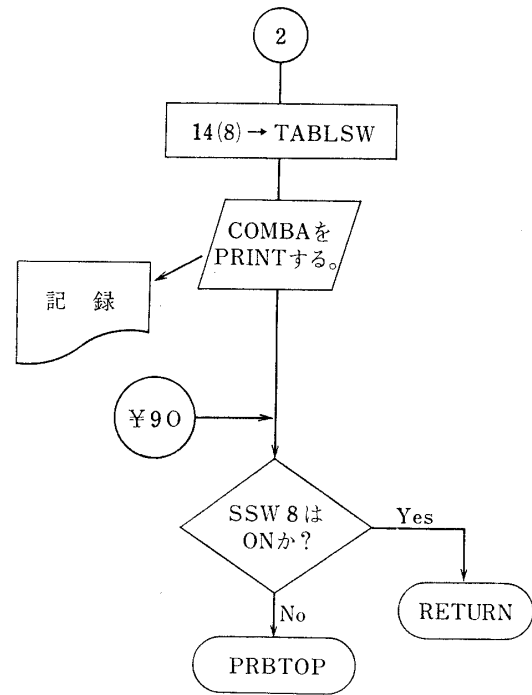


図-21

5. 表示・記録

データ処理系から出力される表示記録について説明しよう。

本データ処理システム図-1, 図-2 から判明するように, 本データ処理装置はレーダ・センタ (内之浦町官原) に設置されており, データ処理系からの一群の表示は, このレーダ・センタのレーダ・データ・コンソールに表示される. 同時に, もう一群の表示はレーダ・センタから約 2 km (直線距離) 離れたコントロール・センタのコントロール・データ・コンソールに表示される.

レーダ・データ・コンソールは, XY レコーダ 4 台 (精, 粗各 2 台) とディスプレイ装置から構成されておりレーダ・データ・コンソールの隣にはレーダ系コンソールが設置され, データ処理系からの出力結果を監視し, ロケット飛しょう状況を知り, これをレーダ系操作に反映させることが可能である. ディスプレイ装置には, ニクシーランプによる表示が行なわれる. ほかに, STOP 電鍵, 8 個のモードパラメータ電鍵を操作することが可能であり, 表示結果を監視しながら, データ処理系の処理モードを適宜切り換えることができる.

コントロール・データ・コンソールは, XY レコーダ 4 台 (精, 粗各 2 台) とディスプレイ装置から構成されレーダセンタと接続されているケーブルにより, コントロールセンタにデータ処理系の出力が分岐表示される. XY レコーダは, レーダセンタがフラットベット型の XY レコーダ (60 cm × 60 cm) を水平に設置しているのに対し, コントロールセンタでは傾斜型の台を用いているが異なる. 表示・記録内容はレーダセンタのそれとまったく同じである. ディスプレイ装置はニクシーランプから構成され, レーダセンタに表示される表示デ

ータのうちロケット制御に必要なデータのみが表示される。

コントロールセンタでは、データ処理系からの表示データにより、刻々変化する終段点火時期までの相対時刻、そのときの遠地点の高度、方位角等を、XYレコーダによりロケット飛しょう状況に関するプロットデータを知り、終段点火、異常飛しょうの中止などを制御するための参考情報を得ることができる。

また、レーダ・データ・コンソールとコントロール・データ・コンソール間には、データ処理系 READY などに関する確認をとるためのスイッチが設けられている。

5.1 STOP 電鍵とモードパラメータ電鍵

STOP 電鍵を押すことにより、実時間ロケット追跡プログラムを終了させることができる。レーダ接続装置はこの電鍵を押すことにより計算機への割込みを中止する。また、ロケット追跡プログラムは、STOP ビットによりこれを検出し、エンド処理を行なう。

データ処理系は、通常レーダモードをもとにして処理方式を切り換えていくか、レーダモードに関係なく特にある方法で処理を行なわせたいときは、対応するモードパラメータ電鍵を ON にすることにより、強制的にその処理を行なうことができる。モードパラメータの使用法は次の表のとおりである

表-3 モードパラメータによる処理方法の指定

モード パラメータ	処 理 内 容
0	AUTOMATIC (レーダモードに従う)
1	BLACK ÖUT モードの処理を行なう (予測値のみ使用)
2	角度粗修正計算モードの処理を行なう (スラントレンジのみ BLACK ÖUT とする)
3	粗修正計算モードの処理を行なう
4	精修正計算モードの処理を行なう
5	観測値のみを使用する
6	CLLIMATIÖN (観測値のみ使用、予測せず)
7	GTR-1

5.2 表 示

データコンソールのニクシーランプには次の諸量が表示される。このうち○印を付けたものはコントロールデータコンソールにも表示されるものである。

(1) 予測された現在位置

R XXXX. XXX (km)

Az ±XXX. XXX (deg)

El ± XX. XXX (deg)

[$T-2$, T] で得られたデータを使用して予測された ($T+2$) の値を時刻 ($T+2$) で表示

する.

(2) 観測値の標準偏差

σ_R X. XXXX (km)

σ_{Az} . XXXX (deg)

σ_{El} . XXXX (deg)

BLACK ÖUT のときは全けたに 0 を表示する.

(3) 結合時の重み

$1/KR$ X. XXXX

$1/KA$. XXXX

$1/KE$. XXXX

時刻 ($T-1$) において予測値と観測値の結合を行なうときの重み KR , KA , KE の逆数を ($T+2$) で表示する. BLACK ÖUT のときは何も表示しない. 一般的に言えば, これらの値は 1 に近いほど, 予測値と実測値が一致している割合が大であることを示す.

○(4) 現在時刻

T_x XX 時 XX 分 XX 秒 X

X マーク (ロケット発射時刻) 相対時刻を 0.1 秒ごとに表示する.

○(5) コマンド時刻

T_c ±XX 時 XX 分 XX 秒 X

現在時刻から終段点火時刻 (プログラム C で軌道 6 要素をもとに計算したもの) までの時間を算出し, それからあらかじめセットされたタイマの時間を引いたものを 1 秒ごとに表示する.

○(6) 終段点火時刻

T_i XX 時 XX 分 XX 秒 X

プログラム C で軌道 6 要素から計算した終段点火時刻を 1 秒ごとに表示する. (X マーク相対時刻)

○(7) APÖGEE に関する値

T_{apq} XX 時 XX 分 XX 秒 X

AZ_{apq} ±XXX. XXX (deg)

H_{apq} XXXX. XX (km)

プログラム C で軌道 6 要素を用いて算出した上記各値を表示する.

(8) 処理モード

レーダモード

修正計算停止モード

角度粗修正計算モード

粗修正計算モード

精修正計算モード

に対応して各ランプ 1 個があり, レーダモードに対応したランプがプログラム A により点灯される.

モードパラメータ

0～7に対応してランプ1個があり、押された電鍵に対応するランプがプログラムAにより点灯される。

(9) ALARM 表示

ER , EA_z , EE_l の各ランプ1個があり、標準偏差が大きすぎる時点灯される。

(R : 0.1 km, A_z , E_l : 0.001 ラジアン)

また、 FR , FA_z , FE_l の各ランプ個があり、結合のときの重み K の逆数が0.25以下になったときに点灯される。

(10) 計算機の動作表示

PROCESS TIMING (ランプ1個)

1秒ごとにプログラムAから点滅させる

HEALTH CHECK (ランプ1個)

磁気テープ装置, XYレコーダ装置への出力ルーチンが規定タイミングごとに実行されるたびにプログラムAから点滅させる。

5.3 XYレコーダへの出力

レコーダコントロール各センタには各4台のXYレコーダが設置されており、次の量が表示される

- 1 $\lambda-\phi$ (緯度-経度) (精)
- 2 $R-h$ (距離-高度) (精)
- 3 $\lambda-\phi$ (緯度-経度) (粗)
- 4 $R-h$ (距離-高度) (粗)

精, 粗の別は, XYレコーダのスケーリングの大きさの相異に対応する。

精のプロットは, 発射点に近い状況でのロケットの飛行状況の監視を重点としたもので, 発射後200 sec程度で, 画描範囲の端点に到達するようにスケーリングされている。

粗のプロットは, ロケット飛しょう状況を全体的につかめるようにスケーリングされている。

表示はいずれも折り返し方式を採用しており, 画描範囲の上下左右の端点に到達したときは, 枠を境としてそのまま折り返してプロットを続ける。したがってロケットの全飛しょうを追跡すれば, 精のレコーダ上には何本もの折り返し線が描かれることになる。また, 時間の追跡を容易にするため, 適当な時間間隔でタイムマークをプロットする。

BLACK OUT 状況で予測値のみを用いたロケット追跡を行なうときは, タイムマークのみのプロットを行なうほかの場合は, 実線で近似曲線とタイムマークがプロットされる。画描範囲を示す枠組, 目盛り, 数値および日付, ロケットIDの記入はイニシャリゼーションプログラムで行なうことができる。

実際のロケット発射にあたっては, シミュレーションにより発射方向をかえた予想軌道を数本描かせておき, その間をロケットが飛行するのを直観的に監視比較することができるようになってい。また, この際, XYレコーダのペンの色を変えることができる。

また後述の, 事前のサークルテストなどを用いて, 等高線, 等方位線などをあらかじめ記

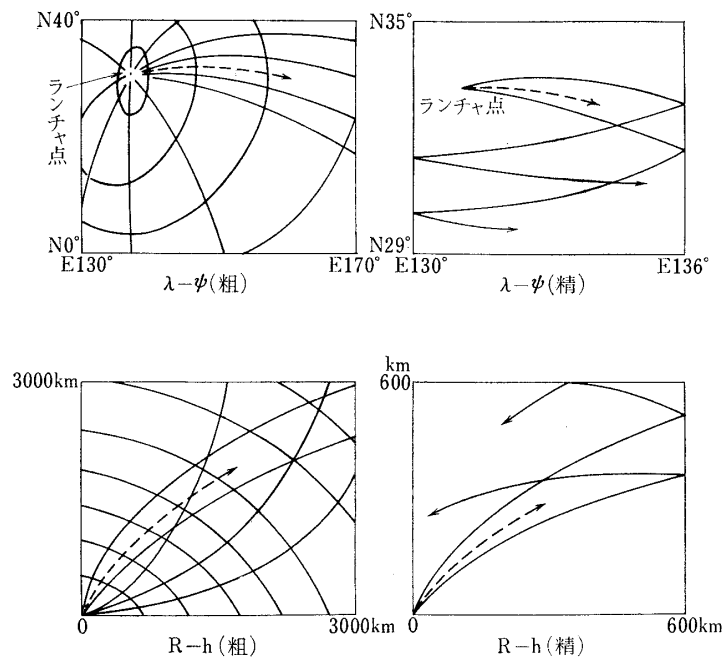


図-22

入しておくことにより，上記のロケット飛しょう状況をさらに適確にとらえることができる。

スケールとしては，現在大型ロケット用と小型ロケット用の種類が設けられてあり，実時間ロケット追跡プログラムへのパラメータとして，そのいずれかを選択することが可能である．図-22 は大型ロケット用のスケールを示す。

6. 運用テスト

ロケット打上げまえには各種のリハーサルテストが行なわれるが，そのうち計算機のソフトウェアが重要な関係を持つ打上げ前のシステムテストのことについてふれよう。

(1) サークルテスト

指令制御精測レーダ系のシステムテストとして行なわれるときは，レーダ接続装置からデジタル設定盤を等速に操作させることにより行なう。

s, a, e のうちどれか一つを動かす，あとの一組を固定することにより，XY レコーダに直線または円（正確には楕円または半円）をえがくことができる。また二組を動かせばらせ

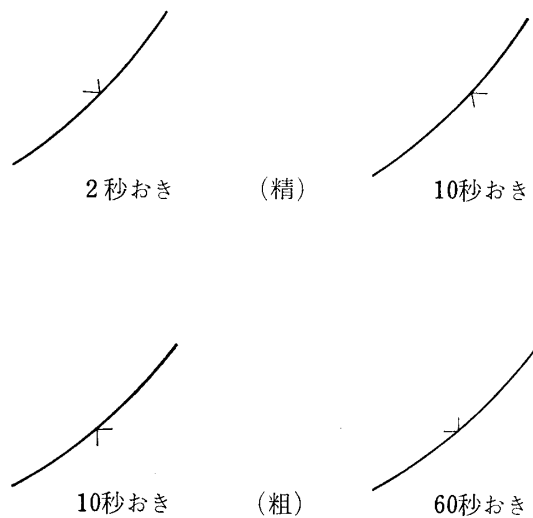


図-23

んを得ることができる。たとえば距離 S を適当な値にセットしておき a 、 e をそれぞれ動かすことにより、大小各種の折りかえした楕円を描かせることができるなどである。これらを適当に組合わせて一筆書きとなるような操作スケジュールを実施し、この結果レコーダにプロットされた画面が閉じたループになること、不審なひげなどの発生がないことを見ることにより、系の正常状況の確認をとることができる。なお経験によれば、系異常状況の検出が一番敏感に検出されるのが精のプロット結果からである。

GTR-1レコーダによる系のシステムテストの場合は、GTR-1レーダを等速に操作することにより、同様の結果を得ることができる。

(2) プログラム追尾テスト

計算機からの予測軌道出力データによって精測レーダを操作し、この結果をレーダ系の観測データとしてレーダ接続装置から読みこみ、XY-レコーダへのそのプロット結果を観察する。

この閉ループは、データ処理系の実時間ロケット追跡プログラムをモードパラメータ1 $\bar{O}N$ の状態で作動させることにより実行される。これは打上げまえに予想軌道をXY-レコーダにプロットさせる作業としても使うことができる。

これらのテストにおいて、レーダ系からのサンプルデータはすべて記録されるので、異常を検出した場合にはただちにその結果をラインプリンタに印刷して早期の処理をとることが可能である。

7. おわりに

本報告に述べたデータ処理方式は現在鹿児島宇宙空間観測所から発射されるロケットの追跡に用いられている。

レーダ系とデータ処理系を実時間処理で結合したのはわが国ではこれが初めての試みであって、ソフトウェアシステムをデザインしていく過程では、未経験のことが多く、いろいろシミュレーションなどを行なって、極力その結果を処理方式に反映させるように努力を払った。しかし、なお残る多くの未経験の問題についてはある程度仮定に基づいた処理方式を採用している。

今後、各種の方式改善を行なっていくことが必要であろう。特に、ロケット点火時期の予測に関する処理は、ロケット制御方式の研究とあいまって、今後種々の方法が検討されていくであろう。

処理プログラムも一つですべてをまかなうのではなく、目的にあったプログラムを使いわけける方向へも当然進展するものと考えられる。

このシステムをデザイン作成していくためには、シミュレーションなどの初期の方式検討を含めると約3年の年月を要した。その間いろいろ検討が行なわれ、有益な意見、資料を提供された東大宇宙航空研究所の秋葉助教授、松尾弘毅氏、日本電気中央研究所三上徹氏、また本データ処理システムの実現を推進された東大宇宙航空研究所、高木教授、野村教授、東大生産技術研究所斎藤教授、日本電気KK鶴宏氏、水野幸男氏ならびに指令制御精密レーダ研究班の各位に厚く感謝する次第である。

1972 年 5 月 8 日

参 考 文 献

- [1] K. M. Hoglund: "Data Handling at at AMR Tracking Station", Fall Joint Computer Couterence, 1962, pp. 44-55.
- [2] E. W. Purcell and W. B. Cowan: "Relating Geodetic Latitude and Altitude to Geocentric Latitude and Radius Vector", ARS Journal, 1961, July,
- [3] 浜崎: "分散を考慮した近似多項式次数選定の一方法", 生産研究 20 卷 3 号, 103 ページ, 43 年 3 月.
- [4] 浜崎: "実時間処理におけるデータ平滑の一方式", 生産研究 21 卷 1 号, 16 ページ, 44 年 1 月.
- [5] 渡辺ほか: "デジタルコンピュータによる飛しょう特性計算", 生産研究 13 卷 10 号, 347 ページ, 36 年 10 月.
- [6] 渡辺ほか: "デジタル計算機による性能計算" 生産研究, 15 卷 7 号, 229 ページ, 38 年 7 月
- [7] 石谷ほか: "オンライン軌道推定における Kalman Filter の応用" 宇宙航空研究所報告, 第 8 卷 2 号(A), 264 ページ, 47 年 4 月.