

電波誘導システム（総論）

斎藤 成文

1. 電波誘導システムの経緯

昭和50年2月24日M-3C-2号機により第3号科学衛星“たいよう”は所定の軌道に導入された。この際ロケットの作動はすべて正常であり、電波誘導による第2段ロケットのTV Cピッチプログラムの修正や軌道導入前の第3段姿勢角ならびに点火時刻修正もきわめて良好に行われ、近地点高度にして計画値との差数kmという予期以上の成果を収めることができた。科学衛星“たいよう”の完全な作動と相伴ってまずまず100%の成功ということができる。内之浦の東京大学鹿児島宇宙空間観測所に設置されている電波誘導用精測レーダが設計されて以来10年以上にもなり、また本格的なラジオ・ガイダンス検討会が発足してから7年以上も経過した現在、第一期目標を完成した電波誘導システムの開発研究成果についてその集大成を発表することができることは大きな喜びでもある。特にシステムのとりのまとめを行ってきたものとしてその経緯を述べることは全く望外の喜びであり、御指導をいただいた諸先輩、共に苦難の途を歩いてきた同僚諸氏、至らぬ私の無理難題をも気持ちよく引き受けられこれらを解決して下さった検討会のメンバーの方々、また御協力くださったメーカーの方々にまず深い深い感謝の意を捧げたい気持ちで一杯である。

昭和37年から内之浦の鹿児島宇宙空間観測所においてロケット実験が開始されたが、ここでは秋田の道川実験所から移設された2mレーダおよび4mレーダがロケットの追跡に使用されていた。そして将来の大型Mロケットの追跡を目的とした精測レーダが計画されたのはこの新しい観測所が開設されて間もなくと記憶している。そして当時レーダ、テレメータ関係を担当していた野村、浜崎両教授と共に当時としては画期的に高性能なロケット・トラッキング用レーダの本格的設計検討が開始されたのが昭和39年のことである（現在においてもその性能は世界的に見て第1級のものであり、種ヶ島の宇宙開発事業団の誘導レーダもその設計はこのレーダを基本にしている）。この精測レーダの測定精度が高いことは勿論であるが、付属の電子計算機によってデータ処理を行い、Most probableなデータを得ることができるよう、またレーダがロケットをある期間見失なった場合に予測計算を行ってレーダを計算機スレーブし、再捕捉が可能としたことなど、当時としては数少なかつたオンライン・データ処理を行う方式をとった[1]、[2]、[3]。これら電子計算機のソフトウェアについては計算機の専門家である東大生研の渡辺教授の参加を得、またアセンブラ言語のプログラミングについては日本電気㈱関係者の協力を得た[4]。このチームワークは昭和40年発足以来現在にまで至っている。この精測レーダはラジオリンクによる電波誘導を行うことを目標としたもので、地上送信パルスに測距パルスの外にコマンド用の3 out of 6 符号パルスを送る方式をとったことと、当時既に開始されていたL-4S型、M-4S型ロケットによる科学衛星打ち上げ計画の際の終段ロケットの最適時間決定プログラムの開発へと進んだことにより、

電波誘導システムの第1歩となった。周知の通りL-4S計画では第1段から第3段 ロケットは無誘導で、第3段ロケット燃焼終了後第4段ロケット打ち出し前にその姿勢を予めプログラムされた方向に制御し、軌道導入するもので、この際最終段ロケットの点火時刻のみを電波コマンドにより修正するというきわめて簡単な方式である。この点火時刻は最終段が衛星軌道に導入される確率が最も高くなるように選ばれており、具体的にいうと前段までに得た速度と最終段ロケットによる速度増加分のベクトル和が地心からの半径ベクトルと直角になるように選定された。L-4S計画の初期においては予め図表を作り、ロケットの飛翔経路を見て最終段ロケット点火時刻を読みとり、410 MHz の無線コマンド 指令により第4段ロケットの点火時刻の修正を行った。昭和42年9月精測レーダをその付属電子計算機とともに鹿児島宇宙空間観測所に設置して以来、電子計算機を従来からあった4mレーダと連動させて上述の最適点火時刻の計算をオンライン・リアルタイムで行い大きな成果を収めた。昭和45年2月のわが国初の人工衛星“おおすみ”の最終段点火時刻もこのようにして決められたものである。

いよいよ M-4S 型ロケットによる科学衛星打ち上げ実験に入るとともに精測レーダとその付属電子計算機はフルに活動し、確実なロケット追跡と精密なトラジェクトリーの決定とともに上述のような最終段ロケットの点火時刻のオンライン計算を行った。昭和46年2月の“たんせい”，同年9月の“しんせい”，昭和47年8月の“でんぱ”はいずれもこのようにして衛星軌道に導入されたのである。

一方昭和42年に精測レーダ装置が内之浦実験場に設置されると同時に次の目標である電波誘導システムの開発研究に着手した。野村教授，東口教授，秋葉教授などのロケット誘導グループがピッチプログラムならびに電波コマンド修正装置など搭載ハードウェアの開発を進めるとともに浜崎教授，水町助教授などのレーダ研究グループはレーダ・リンクによる電波誘導ハードウェアの開発に努めた。元来レーダリンクは電波的にはきわめて質の悪い通信回線であり，これを通じて誤りなく電波誘導指令を送るには十分な考慮が必要である。特にわれわれの採用した電波誘導システムはいわゆる連続司令方式ではなく one shot guidance ともいうべく，与えられた司令を限られた回数だけ送る方式であるので，もしこの司令がロケットにとどかなかつたり，とどいても誤っていたりした場合にはロケットの作動に大きな支障を与え，事故につながる危険すらある。これに対処するためにわれわれのシステムではレーダ・リンクに常時パイロット司令信号をのせ，ロケット搭載のトランスポンダーから応答信号を發し，常にループとして信号回線が確実に確保をされているかをチェックする。さらに例えば，ピッチ角修正+7単位を送る必要がある場合にも一度に+7を送る代りに+1信号を順次その応答を確認しつつ差し引いて7回送出する方法をとった。この方式により大きな誤った修正信号が送られる恐れもなく，また指令途中で不幸にしてレーダ・リンクが断絶した場合でも最適修正値に少しでも近い指令を与えたことになる。司令信号は上述のごとく 3 out of 6 パルス方式で，特にその符号配置にも後の各論に述べられているように確率的な考慮を払った。また時間的に余裕のない非常司令，例えばロケットの瞬時点火司令や保安破壊司令などのために別の割り込み司令法式を追加することにした。これらのレーダ・リンクのハードウェアテストは地上テストは勿論のこと，上述の M-4S シリーズの飛翔実

験に際しても行われ、充分確信が持てる状態にまで達した。

さて電波誘導システムのソフト・フェアについては上述のレーダ研究グループとロケット誘導グループ、それに先にのべた電子計算機ソフトウェア・グループが合同し、ラジオ・ガイダンス検討会が昭和43年頃より開かれ、種々のシステムについて真剣な検討が行われた。すなわち、下段のロケットの楕円軌道に与えられた大きさの推力をある時刻ある方向（ピッチ、ヨー2自由度）に加えることにより所要の人工衛星楕円軌道に最も近づけるにはどのようにすべきかの問題解決にとりかかった。これについては後に各論および文献[5],[6]に詳細に述べられているが、ロケットの点火時刻と打ち出し方向（2軸）の3つの可変パラメータに対して衛星楕円軌道6要素の内、科学衛星として最も重要な軌道半径 a 、離心率 e および軌道傾斜角 i を所要のものとして問題をとくことにした。例えば下段ロケットの軌道が基準値に対してある範囲内であれば所要の楕円軌道を得るにはどの楕円点から軌道に導入しても差支えないという自由度を利用し、最終段ロケットのピッチ角および点火時刻を最適にすることにより正確に所要軌道に導入することができる。この範囲内には衛星寿命に大きな関係があり、またわれわれの科学衛星の観測目的に大きな影響のある近地点を所定の値に可能な限り近づけることを第一の拘束条件にするなどが主なものである。これらの検討に際しては直観力に優れ、また新しいアイデアを出すことの得意な東口教授の考案されたエネルギー・角運動量線図（電磁回路の ω - β ダイアグラムに相当するもの）がわれわれの理解に大変な参考になったし、解析力にかけてはグループ第一の浜崎教授による東口線図の詳細な理論解析はその後のわれわれの電波誘導システムの基本をなすものとなった。ちなみに浜崎教授はこの解析を利用して新しいレーザ電磁波理論を導くことに成功された。当時の苦しい研さんは今では楽しい思い出となっている。

昭和44年4月にわれわれのグループに新しいホープ石谷講師（現助教授）が加わった。彼は制御理論によって学位を取得した新鋭の研究者でラジオ・ガイダンス検討会に文字通り全力投球してくれた。まず彼が手掛けたものがレーダ・データからのオンライン軌道推定にカルマン・フィルターを適用したことである。オンラインのカルマンフィルターには基準値を中心とした摂動により線形化されたものを使用するのが普通であるが、M-4S型ロケットの場合3段までのロケットが誘導制御されていない（M-3C型ロケットの場合は第2段はTVC制御されているが第1段はやはり無誘導のため程度の差こそあれ、同じ問題が残る）ため飛翔前の予定軌道を中心値として利用することができない。従ってカルマン・フィルターのゲイン行列を観測値に基づいて実時間で解く必要が生じる。石谷助教授は現用のレーダ付属電子計算機の計算処理能力、レーダ観測精度に適合するソフトウェアの開発に努力し、精測レーダによる軌道推定精度を格段と高めることに成功した[7]。

先に述べた最終段ロケットの打ち出し方向および点火時刻決定のソフトウェアのアルゴリズムはまず石谷助教授がフォートラン形式によって作成し、宇宙研の大型電子計算機で検証の上それに基づいて日本電気(株)の電子計算機関係者によってアセンブラ言語化され、(C-プログラムと呼ぶ)、内之浦のレーダ装置付属のNEAC-2200-400型計算機に使用するという手順が踏まれた。次いでM-3C型ロケットを対象としてその第2段ロケットTVCのプリプログラム初期値を修正すると無誘導の第1段ロケットの偏差を補って達成衛星軌道の精

度が増すことがシミュレーションによって確められた。そしてピッチ・プログラムに一定のバイアスを電波司令によって加えることになった。これはC₂プログラムと呼ばれるもので、第1段ロケット燃焼終了後のコースティング中のロケットの軌跡より精度のよい軌道推定を行い、ただちに2段ロケット点火前にピッチプログラムのプリセット初期値を修正するため、最適バイアス値を加ふるものである。

以上2つの電波誘導司令を行うわれわれの電波誘導システムは昭和48年1月に行われたL-4SC-2号ロケットで初めてテストが行われ、続いて昭和49年2月のM-3C-1号機による“たんせい2号”および昭和50年2月のM-3C-2号による“たいよう”の打ち上げに実用された。“たんせい2号”の場合はプログラム自身は問題がなかったが一部のオペレーション・ミスのためシステム全体としての成果を得ることは出来なかったが、その後の改良により先に述べたごとく“たいよう”打ち上げに際してはまず100%成功を収めることができた。

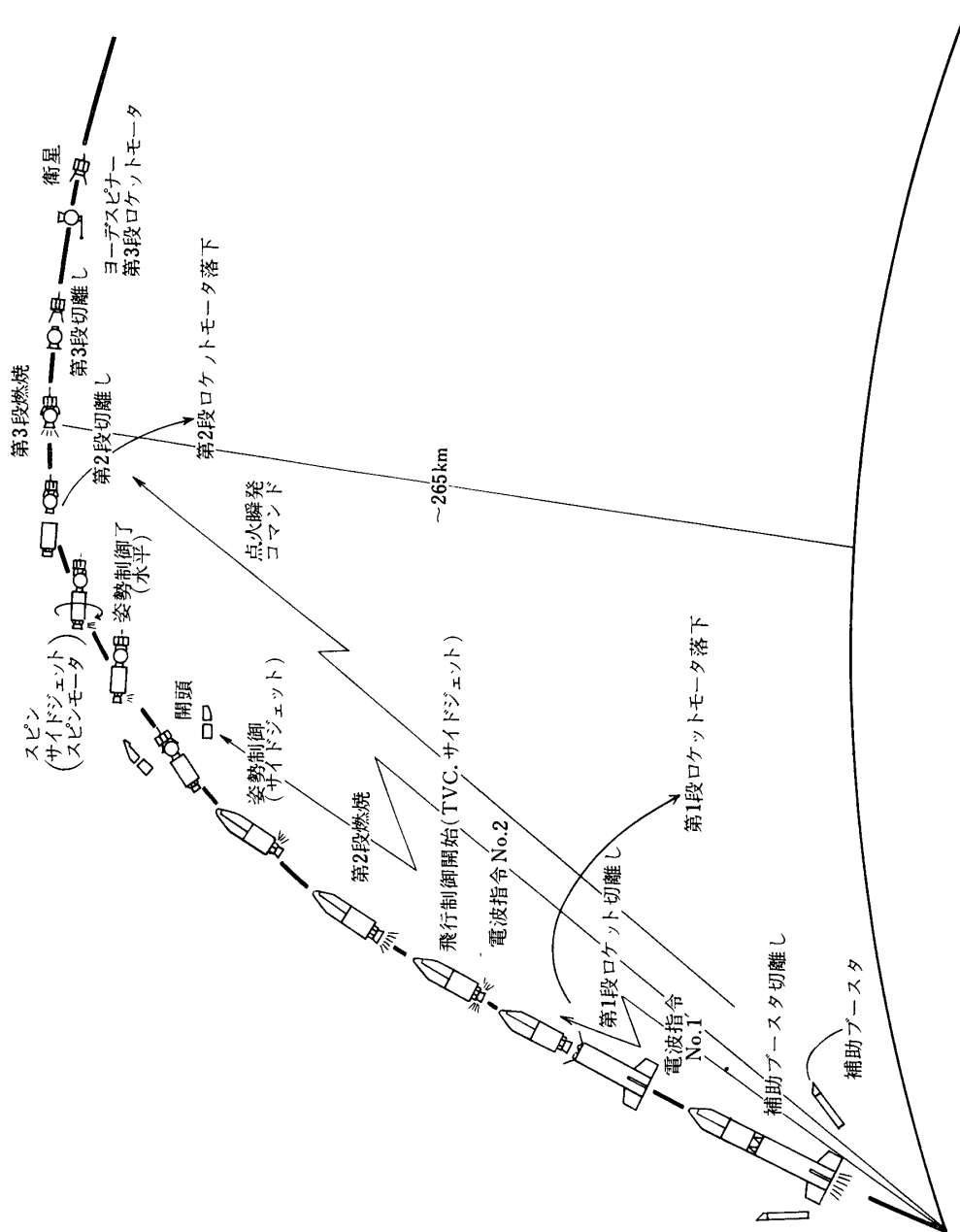
尚、電波誘導と併行して飛翔安全のためのプログラムとしてレーダ観測値からIIP (Instantaneous Impact Point)を計算するプログラムの開発が保安関係担当の雛田助教授の参加を得て進められ、既に実用になっている。

以上現在まで行われた我々の電波誘導システム開発の経緯について述べた。東京大学の科学衛星計画M-3C型ロケットに引き続きM-3H, M-3S型ロケットと第4号以降の科学衛星の開発が進められている。これに従って従来用いられている2自由度ジャイロ姿勢基準装置に代わって精度の高いレート積分ジャイロが使用される計画であり、それに対応して電波誘導システムにおいても第2段ロケットTVC燃焼中のプリプログラムの再修正、従来行われていなかったヨー基準軸の修正などが追加されようとしている。

2. 電波誘導システムの概要

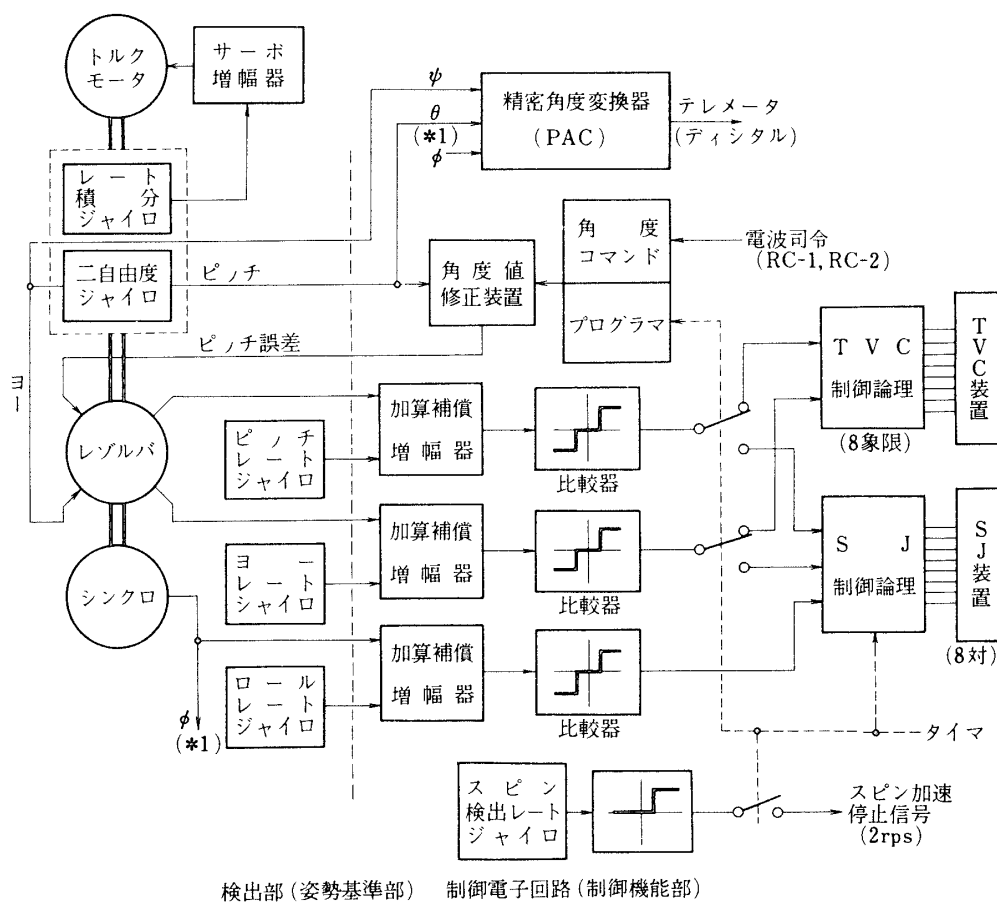
電波誘導システムの概要をM-3C型ロケットの場合を例にとって説明しよう[8]。第1図にその飛翔計画を示す通り、無誘導、尾翼安定の第1段ロケット燃焼終了後、切り離しが行われ、第2段ロケット点火までに電波指令No.1が送られ、TVC基準方向の初期値修正を行う。第2段点火後はピッチプログラムに従ってTVC(推力ベクトル制御)装置が作動し誘導制御が行われる。続いて燃焼終了後はサイドジェット(SJ)装置による姿勢制御が行われ、最終段ロケットを衛星軌道導入のため最適方向を向ける。この間電波指令No.2が送られ、発射方向の修正が行われる。また電波指令によりロケット搭載タイマーの最終段点火時刻プリセット値の修正を行うが、タイマーのバックアップとして最適点火時刻の一秒後に瞬発コマンドがレーダ・リンクを通じて送られる。第2図にはロケット搭載基準装置のブロック図を示し、第3図はピッチ基準角のプリプログラム線図(実線)および電波指令No.1, No.2によって修正されたもの(点線)を表わしている。

また第4図には電波誘導システムの系統図を、第5図にはその情報処理の流れとタイムチャートを示している。精測レーダによるロケットの追跡情報(直距離、方位角および上下角)にサーボ系誤差の補正を行い、0.1秒ごとにサンプリングしたものを原データとする。これを2秒間ずつまとめてデータの種別別に平滑化(最小2乗法で時間に関する2次式に当てはめ、中点の値とその変化率を求めたもの)を行ったものを二次情報とし、以後の推定を行う

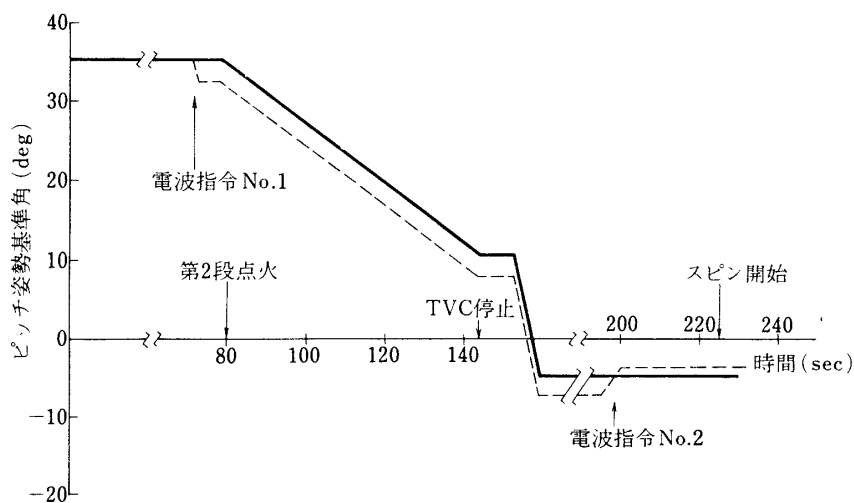


第1図 M-3Cロケットの飛行計画

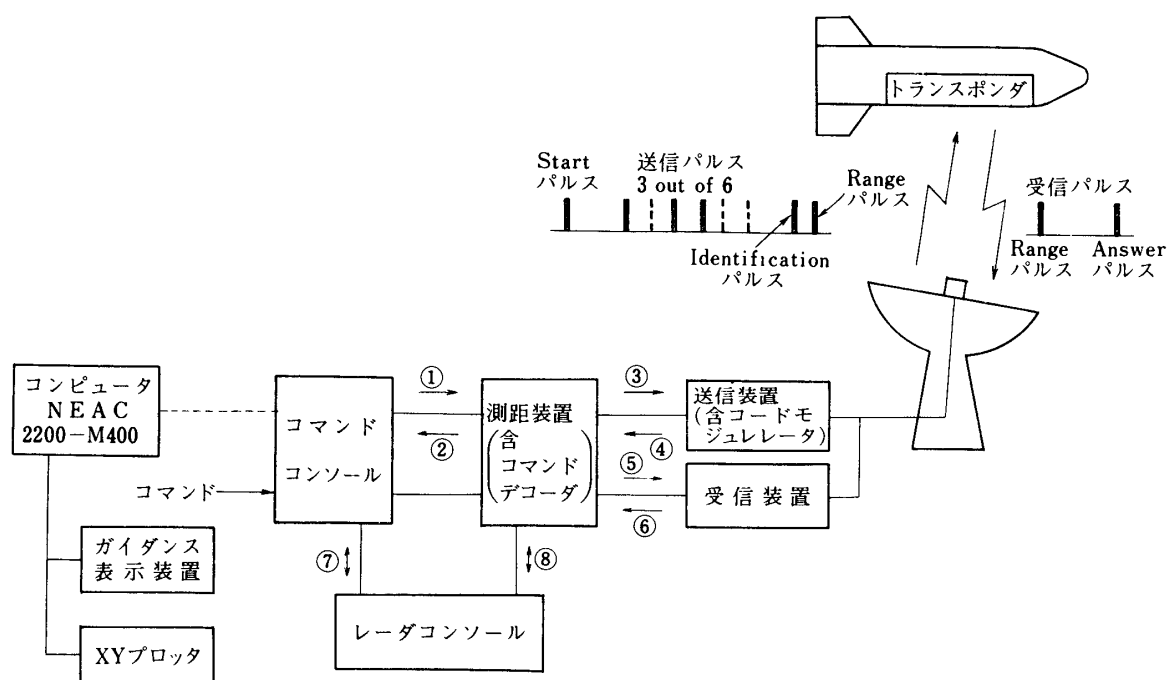
ための観測データとする。これはそのまま飛行保安のための IIP 計算の入力として利用されると共に、全飛行期間を通じて事前に与えられているロケットの飛行に関するタイム・シーケンス、推力変化、重量変化等の情報と組み合わせてカルマンフィルターの手段を用い、2秒毎に最も確かと思われる軌道の推定ならびに予測を行う[7]。さらに上述のごとく TVC 基準修正コマンド (電波指令 No.1) 計算を第2段ロケットのコーステング内に行う (C_2 プログラムと呼ぶ) と共に、要すれば第2段燃焼中に再度 TVC 基準修正コマンドを行う[6] (C_2 プログラム)。引き続き第2段ロケット燃焼終了後に最終段ロケットの姿勢角ならびに点火時刻コマンド (電波指令 No.2) のために C_1 プログラム計算を行う[5]と共に、点火後は最



第2図 姿勢基準装置のブロック図



第3図 ピッチプログラム



- ①送信コード，受信コード，制御信号，表示信号
- ②同期信号（送受信インヒビット），アンサーバックパルス，制御信号，表示信号
- ③表示信号
- ④IFレンジゲート，IFアンサーバックゲート
- ⑤受信ビデオ信号（レンジ，アンサーバック）
- ⑥制御信号，表示信号
- ⑦制御信号，表示信号

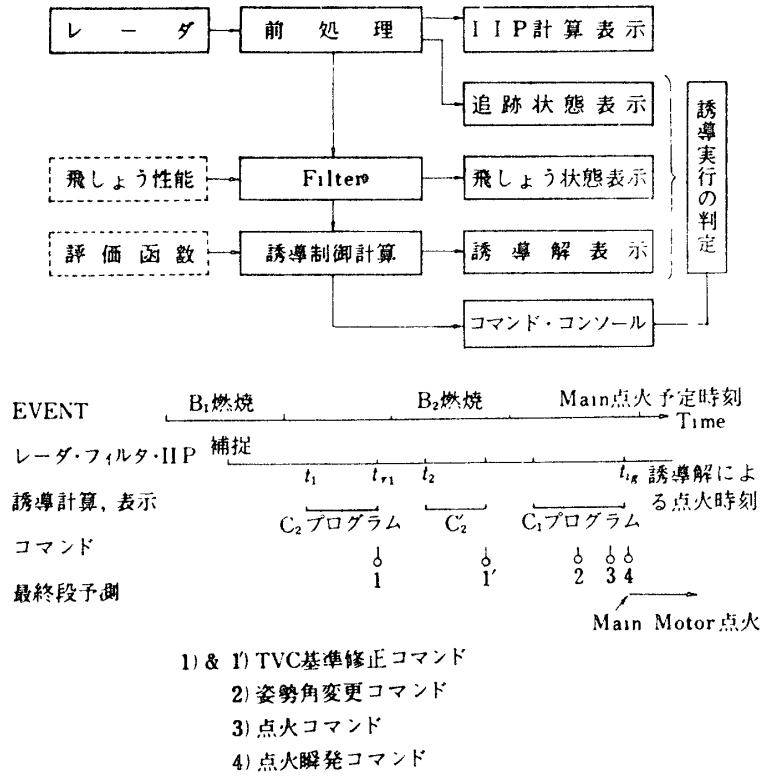
第4図 電波誘導システムの系統図

終段ロケットの衛星軌道予測計算を実行する。

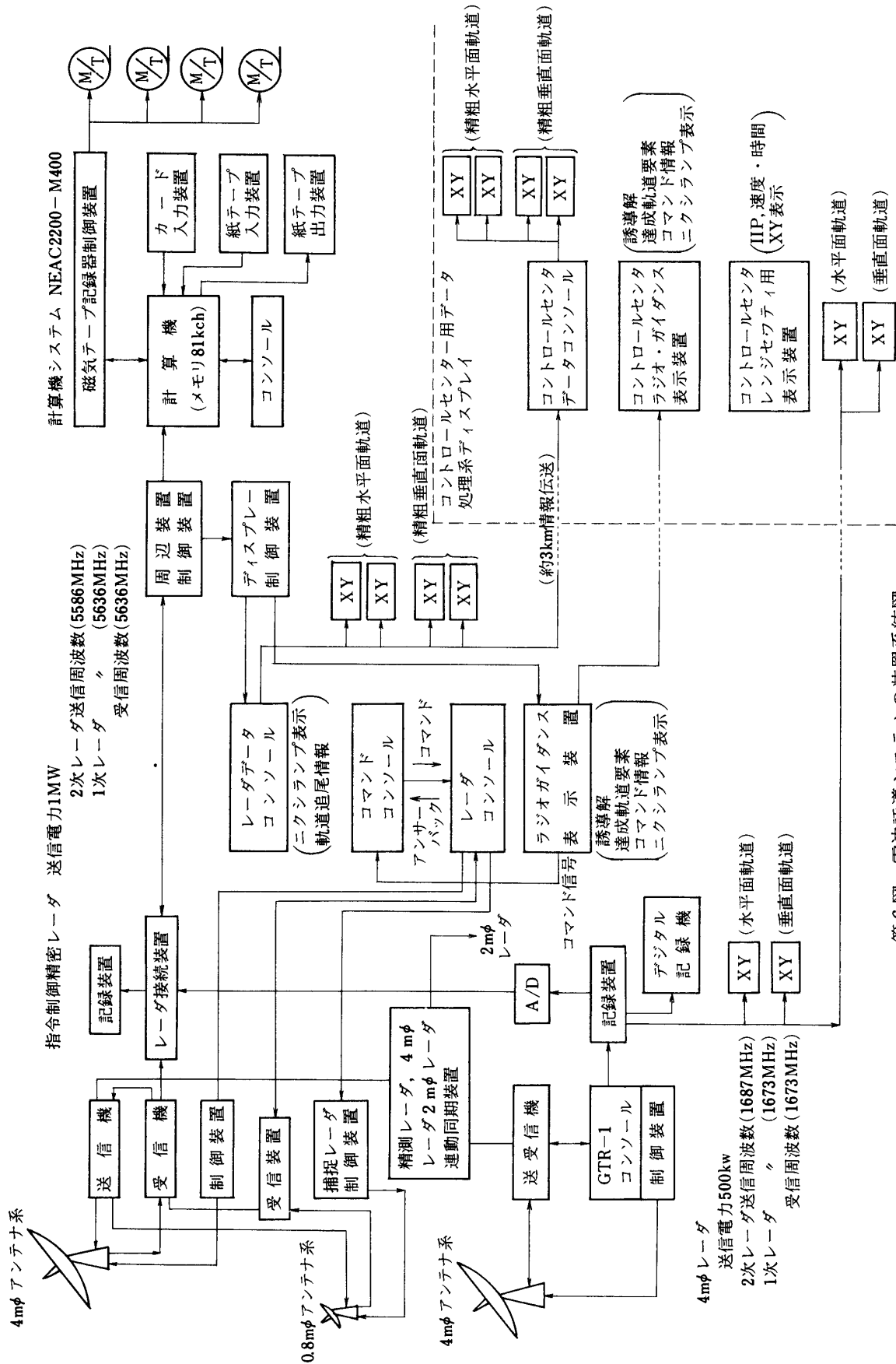
以上が我々の開発した電波誘導システムの概要であり第6図にはこれら全体の装置の系統図を示してある。その詳細は以下の各論を参照して頂きたい。

なおラジオ・ガイダンス検討会のメンバーを下記するが，上にも述べた通り我々の電波誘導システムはこれらの人々による共同研究の成果として完成したものである。

東京大学	斎藤成文	前田行雄
	渡辺勝	
	野村民也	日本電気(株)
	東口実	林一雄
	浜崎襄二	内山正一
	石谷久	伊藤暢康
	馬場康子	高田一美
	松井正安	平石謙治
		渋谷彰



第5図 電波誘導システムの情報処理の流れとタイムチャート



第6図 電波誘導システムの装置系統図

参 考 文 献

- [1] 高木, 斎藤, 野村「東京大学におけるスペースエレクトロニクスの開発研究」電子通信学会誌 50巻 60号 (昭和42年6月) 137頁
- [2] 斎藤, 浜崎他「指令制御精測レーダー・システム概説」日本電気技報 No.103 昭和47年5月 188頁
- [3] 斎藤, 浜崎他「精測レーダー角度追尾系への要求とその解決」三菱電機技報 47巻3号 昭和48年3月 300頁
- [4] 渡辺, 浜崎他「精測レーダー用オンライン計算機のソフトウェア」東大宇宙航空研究所報告 8巻 2号(C) (1972年6月) 観測ロケット特集号 594頁
- [5] 石谷, 前田, 玉木「電波誘導方式Ⅰ」東大宇宙航空研究所報告 8巻 3号(A) (1972年7月) 665頁
- [6] 石谷, 馬場, 前田「電波誘導方式Ⅱ」東大宇宙航空研究所報告 9巻 4号 (1973年10月) 832頁
- [7] 石谷, 玉木「オンラインの軌道推定における Kalman Filter の応用について」東大宇宙航空研究所報告 8巻 2号(A) (1972年4月) 264頁
- [8] 東口, 石谷他「M-3Cロケットの誘導制御について」電子通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会資料 (1975年5月)