

# 電波誘導方式の基本概念

齊藤 成文・野村民也・浜崎 襄二  
東口 実・石谷 久

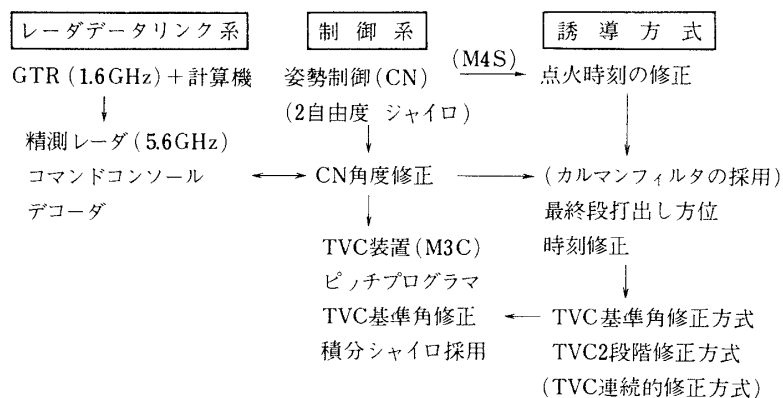
## 1. 目的と開発の経緯

電波誘導の目的は、定義に従い次の通り要約される。すなわち、発射後、地上からの追跡データをもとに機上では検出不能、または困難な外乱等を検出する。そしてこれを補正するために必要な制御修正量を求めてから、レーダのデータリンクを通して搭載制御装置へ適当な情報を伝達し、搭載制御装置の制御則を変更修正する。以上により制御系として可能な範囲で、達成される最終軌道の精度を向上することに他ならない。いいかえれば、タイマ等によりあらかじめプログラムされていて、発射後修正の出来ない制御装置のみで飛しょうするロケット全体が、地上から見る限り制御上は開ループ系になってしまうのに対して、地上観測によるフィードバックをかけて事後的な制御則修正を行ってその性能向上を図ることに他ならず、その手段としてレーダによるデータリンクを利用するという意味でR.G.と呼んでいる。これは広義のフィードバック最適化で、ここでいう電波誘導方式とは慣性誘導系(Inertial Guidance System)の代用ではなく、ロケットシステムとしてのハードウェア能力を前提にして、地上で可能な範囲の修正を行うことを基本目的としている。したがって系としての制御能力が向上すれば修正項目も増加し、これに応じてR.G.修正も一層効果を発揮する。一般にR.G., I.G.を比較して、その利益・不利益が論じられるが、ここでいうR.G.は地上からのフィードバックという意味であるから、どのような搭載機器を持つ場合にも必要かつ有効なものである。そこで誘導方式の検討は、精度向上の手段としてどのような項目を選択するか、このような機能を地上、機上にどのように分散させるかを決定する段階で必要であり、ロケットおよび地上系、搭載系の機能と改善可能範囲を前提条件として、実現可能な範囲で考慮せざるを得ない。このような考え方にしたがって本方式では現在の搭載計器では困難な機能、すなわち外乱検出をレーダに負い、これをもとにした複雑な修正則計算の部分を地上の計算機で行った後、伝送路で結果を機上装置に伝える方式を基本としている。さらに方式決定の際R.G.による不利益、特にデータリンク中断等の悪影響を極端に避けることを基本的前提としている。後に示されるようデータリンク中の誤動作は極力おさえられるよう設計されているが、ソフトについても、電波誘導を行うための評価は、誘導誤差の影響をも考慮したミニマクス基準に従い、純粹の最適化に比べてハードウェアの制約、伝送中断等を考えるためにかなり控え目な修正しか行わない(やらないよりは良いという保証は持つ)ことになる。

以上の前提と目的のもとで、地上のレーダ装置、ロケットシステムと制御装置の進展に対応して軌道精度向上をめざした地上からの修正方式は、まずレーダ用計算機の設置とともに最も簡単な誘導といえる最終段点火時刻修正量計算と指示が実行されて、プログラミングの

作業は1969年以前に完成した[1]。電波誘導方式の実用化研究が本格的に進みだしたのは、精測レーダシステムが実用化した1969年以降であるが、ハードウェアに関しては、主に地上の送出機構、伝送路と機上の修正機構の開発が先行して始められ1969年には基本設計は大体完了していた。なおレーダを含むデータリンクの系統、姿勢制御系とその修正機構に関しては、その詳細な報告が後に示されるので、これを参照されたい。本文では、これを運用する方式、すなわちソフトに限りその概要を示す。電波誘導の開発の方式は基本的なデータリンクと修正機能を与えられたという条件で、この時点からようやくはじめられた。まず従来の点火時刻修正の機能を拡張した最終段の点火時刻および打出し方向の修正が検討された。その基本方式は1972年に一応定式化され、これに続いてTVC制御基準修正則の検討と実用化研究が行われ、1974年になってプログラムの完成をみた。他方ハードウェアの内、地上のデータリンクと送出機構については、レーダとの関連で比較的早く1970年には装置として完成している。その後基本的な変更はないが、搭載用の制御機能は最初の実験が1971年になって行われ、その後もロケットシステムの変化およびこれに基づいた誘導方式の拡張に対応して機能追加等の検討、改善が加えられた。さらに姿勢基準変更等の改善が進められており、M3C-3号機において一応所期の機能を最終的に完成する予定である。ソフトウェア自体もこれらの変化に対応して、運用上の変更が常時加えられているが、基本的な方式は一応完成したとみられ、これも3号機において所期の機能が達成できることと期待されている。なお誘導プログラムと、これを実行する際に必要な地上監視装置は、方式の基本概念がまとまった1974年最終的に完成した。

このように軌道精度向上のための広い意味のフィードバック最適化である電波誘導方式の決定は対象となる制御手段、データリンク等と独立に論ずることは不可能で、その開発経緯によって第1図のような影響を受けてきたといえる。なお誘導修正の前提となる外乱検出については、レーダ設置とともに、開発された多項式近似のフィルタ[2]が用いられてきたが、レーダ運用とともにその誤差の性質が明らかにされ、これらの情報をより有効に利用出来る最尤推定の方式に改められた[3]。これも純粋なカルマンフィルタではなく、事前情



第1図 ハードとソフトの相互関係

報が誤っている場合には、直ちに推定がやり直され、また計算の特異性を極力避ける等、実用上の安全のために最適性をやや犠牲にしている。

## 2. 電波誘導の基本前提

電波誘導のハードウェアについては、詳細な報告が以下に示され、その概要については前文の他二、三の文献[4][5]に既に紹介してあるので、ここには誘導を行う際考慮すべき前提条件としての入出力の性質を簡単に述べる。対象としては現在M3Cロケットを考えているが、過去の経緯からM4Sロケットに対しても当然一部の誘導が可能である。

### (1) 制御修正機能（具体的誘導手段）

第2段TVC基準角を定めるプログラムの角度レジスタの燃焼中の任意時刻における修正最終段打出し方向を定める姿勢基準の許容時間内の任意時点における修正。ただし従来のM3Cロケットでは、この機能は一部制限されておりまたM4Sロケットでは後者の機能のみを持っていた。

### (2) 電波誘導指令リンク

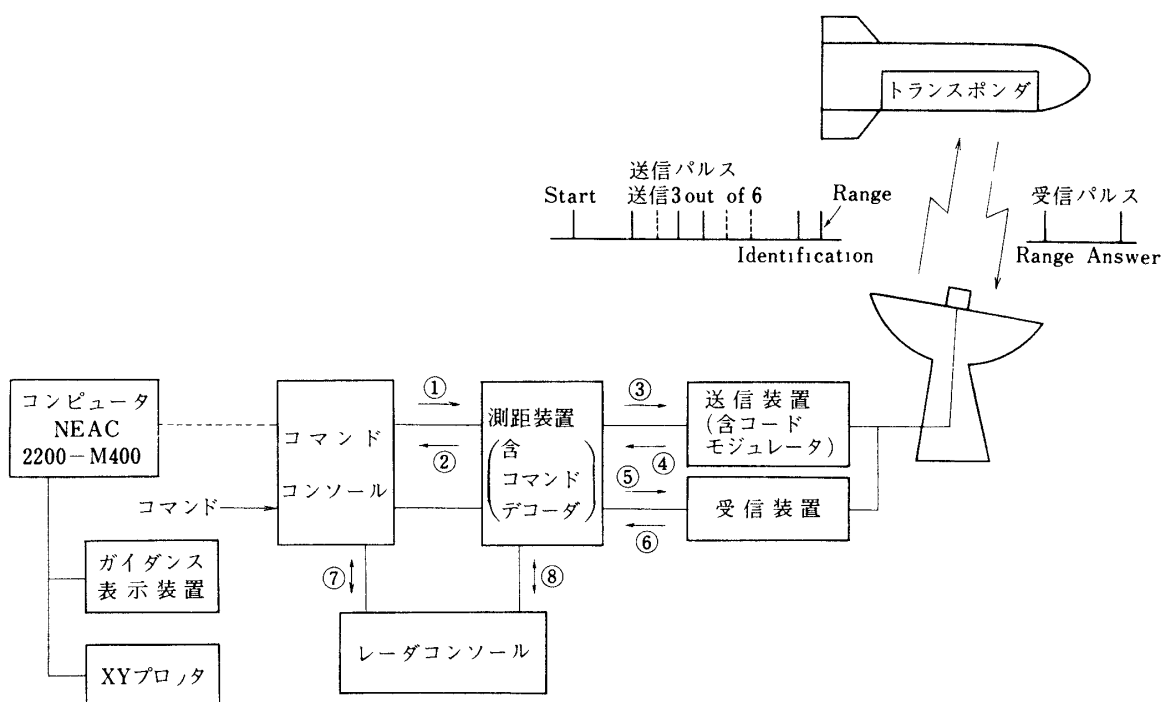
電波誘導指令リンク、すなわち地上で計算された誘導解（具体的には姿勢基準角および点火時刻の基準値からの修正量）を、計算機からレーダ伝送路を介して機上へ通達し、具体的に上記の基準変更を実行するまでの系統の接続と信号の流れに関するブロック図は第2図に示される。レーダ付属計算機はレーダ情報処理を行うとともに、必要時刻には電波誘導のための計算を行い、その結果の一部はモニタ用に表示装置に示される。この内容は同時に、レーダ測距装置と直結したコマンド・コンソールによって、一連の3 out of 6のコード列に変換され、レーダ伝送路を通じて機上のトランスポンダに伝送される。これはさらに機上に搭載されたコマンドデコーダにより解読され、対応するリレー接点を開閉することにより姿勢制御基準部にその内容が伝えられ、最終的な姿勢制御基準角の変更が行われる。コマンドコンソール上では、計算内容を自動的に送出するモード、手動で任意の値を設定送出するモード、設定のみを計算内容にしたがって自動的にを行い、送出は手動で行うモード等が選択可能である。

### (3) 電波誘導監視装置（ガイダンス表示装置）

電波指令を実行するかどうかを判断するため、電波誘導の効果に関する予測結果を表示する装置で第3図に示されるように、誘導を行う任意の時点において、誘導を行わずそのまま飛しょうする場合（プリセット値）と誘導を行う場合（ガイド値）に達成可能な軌道の予測値を比較して表示される。同装置には、さらに送出すべき誘導解およびその計算の基となる現時点の飛しょう状態に関する情報、すなわちそれまでに受けた外乱の結果が示される。表示はすべてニクシー管で示され、原則として2秒に1回、その内容が更新される。

### (4) 原情報

追尾レーダの0.1秒毎のサンプル値情報、第1次処理については文献[1]参照、この内レーダおよび計算機を含む周辺装置とデータリンク方式は既に完成していたが、ガイダンスに関する表示装置、TVC基準修正機能等は、誘導方式に対応して検討され、必ずしも方式決定に際して制約条件となったわけではない。



- ① 送信コード, 受信コード, 制御信号, 表示信号
- ② 同期信号 (送受信インヒビート), アンサーバックパルス, 制御信号, 表示信号
- ③ 送信コード, 制御信号
- ④ 表示信号
- ⑤ IFレンジゲート, IFアンサーバックゲート
- ⑥ 受信ビデオ信号 (レンジ, アンサーバック)
- ⑦ 制御信号, 表示信号
- ⑧ 制御信号, 表示信号

第2図 コマンドシステム系統図

### 3. 電波誘導ソフトウェアの概要

上述のハードウェアを前提して、実際に行う誘導の方式、すなわちソフトウェアについては理論的背景ならびに基本概念に対する検討結果の詳細が文献 [3], [6]~[9] に示されている。しかし実際に採用した方式は、これ等がそのまま実現されたわけではなく、現実的な修正が加えられている。以下に実際のソフトウェアについて、全体の概念をまとめて紹介するが、詳しい仕様その他については次の報告に示されている。

電波誘導の基本概念は、レーダによる軌道追跡結果から飛しょう体とその時点までに受けた外乱を推定し、以後に残された可能な制御手段の内から軌道精度向上という目的に際し最適な方策を求め、発射前に予定された操作量を改善する、いわゆる最適フィードバック制御系を形成することに他ならない。したがってその方式は周知の如く、

1) 地上観測に基づく実時間の軌道推定.

**Errata for ISAS Report No. 536, Vo. 40, No. 16**

The following corrections will be necessary for better understanding:

Page	Items should be corrected	Read as follows:
461	Eq. (3)	$\left. \begin{aligned} \sigma_a &= (\rho_a/\rho_{a_0}) = (T_i/T_a)(p_a/p_{a_0})\{1 - 0.379\phi(p_{Tc}/p_a)\}(\rho_{a_1}/\rho_{a_0}) \\ \sigma_g &= (\rho_g/\rho_{g_0})(\rho_{g_0}/\rho_{a_0}) = (T_i/T_a)(p_g/p_{g_0})\rho_{g_0}/\rho_{a_0}(T_a/T_g)(T_{g_0}/T_i) \end{aligned} \right\} \quad (3)$
461	line 17, $\rho_{a_0}g$ .....	$\rho_a g$ .....
461	line 18, .....=1.225	$\rho_{a_0}g = 1.225$
461	line 19, 237.15	273.15
461	Eq. (5) $\rho_{g_0}/p_{a_0}$	$\rho_{g_0}/\rho_{a_0}$
465	line 13, is equilibrium.....	is in equilibrium.....
465	Eq. (11)	$F_B = \rho_{a_0}g V_G(T_0/T_a)(p_a/p_0)\{1 - 0.379\phi(p_{Tc}/p_a) - s_0(T_a/T_g)\} = W \quad (11)$ <p>where <math>p_{a_0} = p_{g_0} = p_0</math> and <math>T_{a_0} = T_{g_0} = T_0</math>. among pressure, density, and altitude.....</p>
466	line 2, between.....	
466	Eq. (12)	$\left. \begin{aligned} p_a/p_0 &= \{1 - (aH/T_0)\}^n \\ \rho_a/\rho_{a_0} &= \{1 - (aH/T_0)\}^{n-1} \end{aligned} \right\} \quad (12)$
466	Eq. (13) $(T_i/T_a)$	$(T_0/T_a)$
466	Eq. (15) $(T_a/T_i)$	$(T_a/T_0)$
466	Eq. (16) $(T_a/T_i)$	$(T_a/T_0)$
466	Eq. (17)	$\left. \begin{aligned} T_a/T_0 &= 1 - (a/T_0)H \\ &\cong 1 - 2.26 \times 10^{-5} H \end{aligned} \right\} \quad (17)$
466	Eq. (18)	$\left. \begin{aligned} H &= (T_0/a)(1 - k_0^{1/n}) / \{1 - (k_0^{1/n}/n)\} \\ &\cong 44,330(1 - k_0^{1/n}) / (1 - 0.2k_0^{1/n}) \quad \text{for } H < 4,000 \text{ m} \end{aligned} \right\} \quad (18)$
466	Eq. (19a)	$\Delta F_B/F_B = -(\Delta T_g/T_g) / \{1 - s_0(T_a/T_g)\}$
466	Eq. (19b), $\Delta F_a/F_b$	$\Delta F_B/F_B$
466	Eq. (20) $(T_0/T_i)$	$(T_a/T_0)$
467	Eq. (21)	$\Delta H = \begin{cases} 1,300 \\ 610 \end{cases} \cdot \{k_0(T_a/T_0)\}^{1/n} \cdot (\Delta T_g/T_g) \begin{cases} \text{for helium} \\ \text{for hydrogen} \end{cases} \quad (21)$
467	line 5, 0.6	0.5
467	line 6, 0.3	0.2
467	line 8, 46	43
467	line 8, 22	20
467	line 9, $(T_a/T_i)$	$(T_a/T_0)$
467	Eq. (22)	$\left. \begin{aligned} \Delta F_B &= \rho_{a_0}g V_G \Delta[(T_0/T_a) \dots] \\ &\cong \rho_{a_0}g V_G \Delta\{(T_0/T_a)(p_a/p_0)\} \\ &= -\rho_{a_0}g V_G(n-1)\{1 - (aH/T_0)\}^{n-2}(a/T_0)\Delta H \end{aligned} \right\} \quad (22)$
487	line 29, virtual.....	virtual mass.....
488	Eq. (A-2)	$\begin{aligned} (M + A_{22})\Delta \dot{H} &= \Delta F_B \\ &= \rho_{a_0}g V_G \Delta[(T_0/T_a)(p_a/p_0)\{0.379\phi(p_{Tc}/p_a) \dots] \\ &\cong \rho_{a_0}g V_G \Delta\{(T_0/T_a)(p_a/p_0)\} \\ &= -\rho_{a_0}g V_G(n-1) \dots \end{aligned}$
488	Eq. (A-1)	(A-5)

PRESET		CURRENT ORBIT PARAMETER	
$H_{ap}$	○○○○○○.○○ km	$H_{ap}$	○○○○○.○○ km
$H_{pe}$	○○○○○○.○○ km	$V_{app}$	○○.○○○ $\frac{\text{km}}{\text{sec}}$
$V_{ap}$	○○○.○○○ $\frac{\text{km}}{\text{sec}}$	$AZ_{app}$	○○○○○○○ deg
$I_{nc}$	○○○.○○ deg	$T_{app}$	○○ h ○○ m ○○.○ s
$P_{rd}$	○○○.○○ min	$T_1$	○○ h ○○ m ○○.○ s
GUIDED		$T_c$	○○○ h ○○ m ○○.○ s
$H_{ap}$	○○○○○○○○ km	X	○○ h ○○ m ○○.○ s
$H_{pe}$	○○○○○○○○ km		
$V_{ap}$	○○○○○○○ $\frac{\text{km}}{\text{sec}}$		
$I_{nc}$	○○○.○○ deg		
$P_{rd}$	○○○.○○ min		
PITCH		YAW	
TIME			
± ○ ○	± ○ ○	± ○ ○	
□ □		± ○ ○	
INPUT			

第3図 ラジオガイダンス表示装置

用する場合には、生じ得る問題に対して十分な検討と対策をとることが要求される。上に示す推定問題にカルマン・フィルタを応用する際のフィルタ構成上の問題点とこれを考慮した具体的手法は次のようにまとめられる [3], [6].

線形系の推定問題にカルマン・フィルタを用いると計算が著しく容易になるが、非線形の運動方程式を適当な基準軌道を中心とした摂動により線形化する際、第1段モータで受ける外乱が大きい場合は、飛しょう前の予定軌道を利用することが出来ない。したがって一般的には事前に計算可能なゲイン行列を実時間で解く必要を生じ、計算時間の増加と状況によっては丸め誤差のため計算に理論的矛盾を生じ最終的に発散する恐れを伴う。実際に用いたフィルタでは、この問題を避けるため、状態変数を適当に選択し、これに対してわずかな近似を行って状態方程式を3つに分離している。この近似で計算量は大幅に低下し、一方丸め誤差に基づく発散の危険性は大きく低下するが、フィルタの結果は、最適な結果と比べて実用的に十分な範囲で一致することが確認されている。またフィルタ出力は観測誤差に関する事前情報(分散行列)に左右されるが、過去の観測データの処理結果から妥当と考えられる値を用いて最適推定に近づけている。

### 3.2 誘導の制御変数と目的(評価)

M3Cの電波誘導は、前述のハードウェア(レーダ系、姿勢制御系、指令リンク)が先に開発されて、これ等の条件が与えられた上で適当な誘導方式が検討された。またそれまでの経緯から電波誘導機能は従来のロケットシステムに最後に追加された形となり、その基本概念はあくまでも軌道がそれた場合、最善の修正を行うことにあり、万一回線が切れてもそれ

までに行った修正が悪影響を与えないことを条件とする点に特徴がある。したがって常時指令リンクを保つことを前提とする一般の誘導とは異なり、与えられた条件内で最適化計算を行う必要を生じる。この意味で本方式はフィードバック最適化と考えられるが、装置の制約と前述の条件のため完全な最適軌道達成は実行出来ない。以上の条件を考慮して、本方式では次の諸量を制御変数と考え、発射後地上からの指令リンクを通して修正する。一部のハードウェアは近い将来、実用化される予定であるが誘導計算プログラムには既にすべての項目が組込まれている。

1) 2段ロケットTVC基準方向修正

ピッチプログラマ角度基準

ヨープログラマ角度基準

以上はTVC開始前から、プログラマ作動中の任意の時点で修正可能であるが、誘導プログラム中では適当な2時点を設定して、2回修正可能としている。従来はTVC開始前にピッチ方向のみが修正可能で1回の修正を予定した。

2) 最終段ロケット方向修正

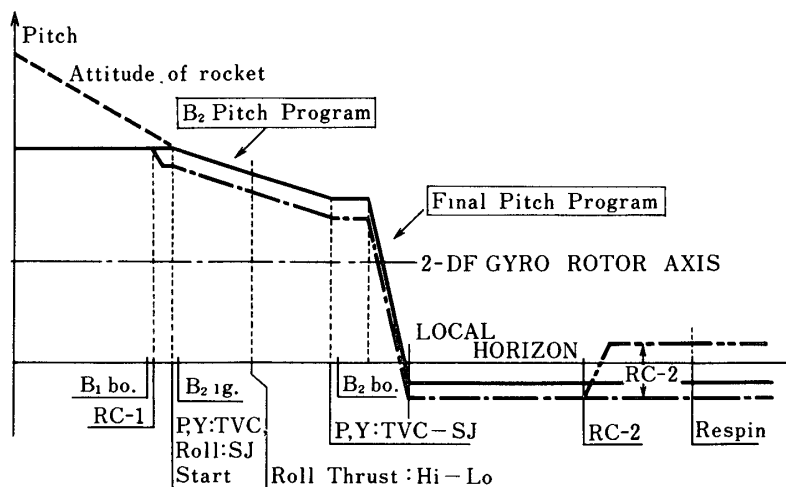
ピッチ角

ヨー角

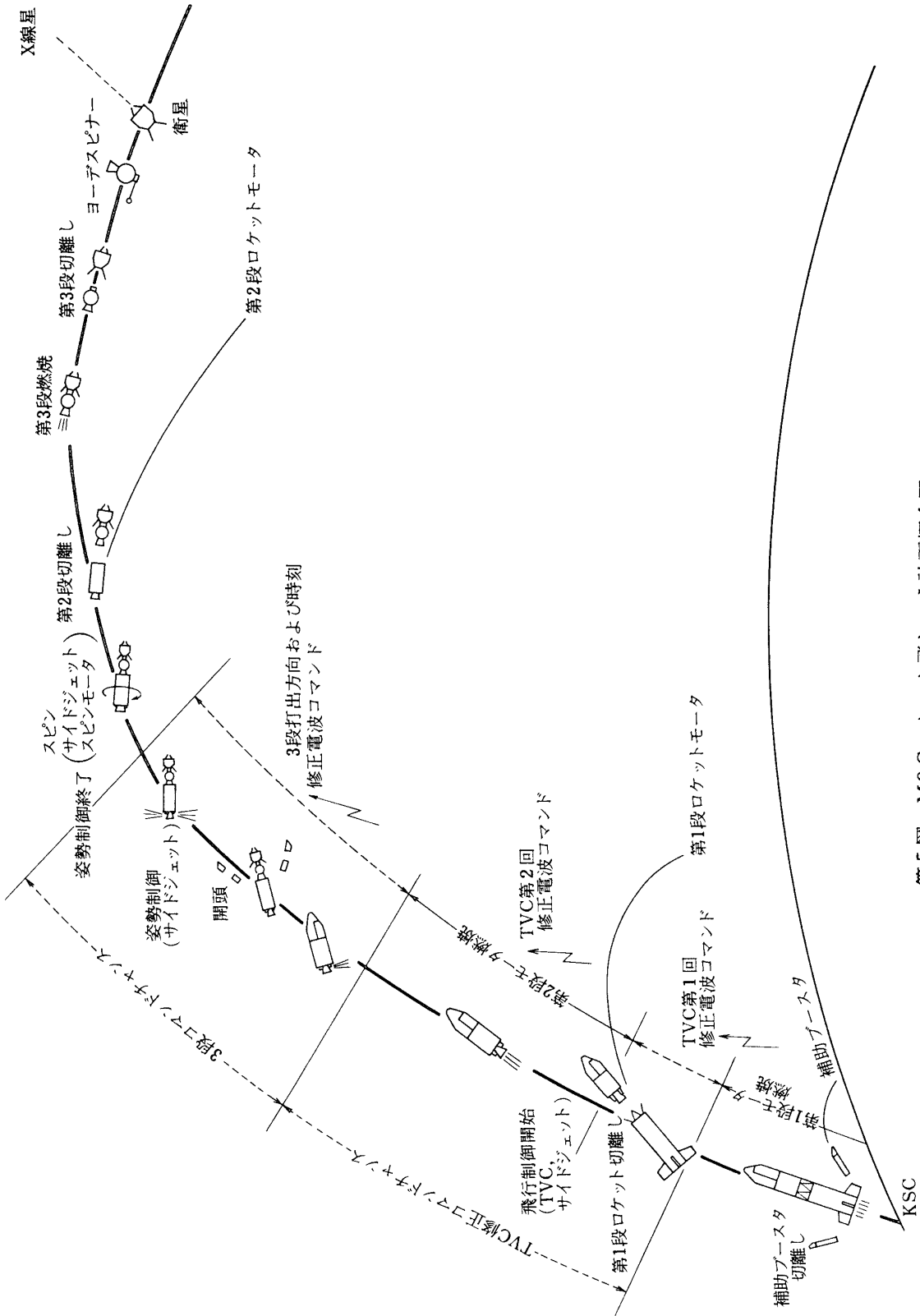
前段モータ燃焼後から最終段モータ点火前のスピン開始以前の適当な時間中は、装置上もプログラム上も常時修正可能であるが、この間に外乱は入らないので有効に働くのは1回だけである。以上の修正による姿勢基準変更の状況は第4図に示される。

3) 最終段ロケット点火時刻

2)項とともに最終段ロケットの発射状況を変更して、それまでに受けた外乱を補償する。従来のM4Sロケットでは3)項のみが行われているので、制御の自由度が拡大されたことになる。これに対して1)項は第1段ブースタ燃焼終了段階までに受ける外乱を補償するものである(第5図参照)。



第4図 制御シーケンスおよびピッチプログラム



第5図 M3Cロケット飛しょう計画概念図



以上の制御手段に対して制御の目的を定量的に表わす評価基準は、科学的観測衛星として要求される軌道の性質、制御能力、および個体モータによる最終軌道投入（ほとんどインパルス状の軌道移行とみなされる）の特性、更にいかなる場合でも出来るだけ衛星軌道達成の可能性を高めるという前提条件を考慮して、次の3段階の評価を採用している。

- a) 最終軌道（最終段モータ燃焼終了後の軌道、すなわち衛星軌道）の形状（軌道6要素として表わした場合の長半径および離心率または遠近地点高度）の目標値達成が可能であれば、これを優先する。その解が複数個存在すれば、その内で推力またはジャイロスコープ誤差の影響を最も受けにくい制御を行う。
- b) 前項が不可能であれば、近地点高度を目標値に一致させる。その上で遠地点高度を可能な限り目標に近づける。
- c) 前項も不可能であれば、近地点高度を最大にする。この場合遠地点高度は可能な限り目標値に近づける。
- d) 近地点高度を最大にしても衛星軌道への達成が不可能であれば停止する。

ただし a)~c)において、エネルギー過剰のため前段軌道面からはずれて打出す場合、軌道面傾斜角があらかじめ与えた上下限值内に留まらない可能性がある。この場合に限り、軌道面傾斜角を制限範囲におさえることを、遠地点高度達成よりも優先させる。またすべての場合に、あらかじめ見込んだ装置誤差によって達成される近地点高度がある高度を下まわる恐れがあれば、その分だけ補正した目標軌道に対して同じ評価により軌道達成をはかる。これは装置の誤差により軌道投入達成の可能性が失われることを防止するためであり、ジャイロドリフトに対してミニ・マックスの評価を導入したものである。

以上が最終的な誘導目的を定量的に表わす評価基準であるが、誘導計算は2段階に分けて行われるので第1段階のTV C基準変更に対しては、この評価基準を達成するのに最適な第2段ブースタ軌道を実現することを目標とする。TV C基準修正並びに最終段打出し方法の修正は前後2段階の最適化計算となるので、本来はDPの思想に従って解くことが望ましいが、最終目的が上述のように複雑な評価関数で記述される場合には、第1段階(TV C修正)の最適化計算は著しく複雑となる。しかしながらこの時点では制御性が高く、まだ後段の修正の余地があること、計算時間の余裕の少ないこと、およびTV Cの総合精度と誘導の自由度等を考慮して、計算容易な2乗評価関数を用いる。すなわちピッチ、ヨープログラムの初期角度修正量と、達成される第2段軌道の誤差（頂点高度および頂点速度を評価する）を適当に重味付けした2次形式を評価関数とし、これを最小とする修正量を求める。これは前段の修正も考えたDP的な意味での完全な最適化からみると近似となるが、外乱を補償して第2段軌道为目标に一致させるという意味ではほとんど最適な修正となることが確認されている[9]。またこの時点における目標値を適当に選ぶことにより、全体として望ましい修正を実行することが可能である。

### 3.3 求解計算と表示項目

#### (A) 最終段ロケット打出し方策の修正

この修正は最終的なものであるから、前項に示された最終的な評価基準に従って誘導解を求解すればよい。ただし前項の評価関数が段階的で単純な解析関数とならないこと、軌道の頂

点付近で推移するため楕円軌道を多項式で近似して摂動計算により求解することが困難であること、制御決定までに時間的余裕があることから評価関数に従って逐次目標達成の可能性を直接求解して打出し方策を求める。ただし最終段モータによる増速はインパルスであるとして求解し、達成軌道の確認、装置誤差の影響を検討する段階でインパルス近似による計算誤差を修正する。計算は前段軌道と目標最終軌道により枝分れをするが、最も長いループでも2秒以内に終了することが確認されている。以上の計算は、逆時間で最適化を行う第1段階であって、誘導プログラムではC1プログラムと称している。細かい計算手順とその背景については、資料[8]に示されているが、全体のプログラムは基本的にはインパルス状の軌道移行に関する次の性質に基づいて作製されている。(評価基準自体もこれに基づいて選択されている)

a) 軌道移行において、移行後の軌道近地点高度は、打出し方向と時刻のみが可変の場合には、前段軌道頂点で進行方向に打出された場合に最大値をとる[7]。したがって評価基準c項は、この移行(ホーマン移行)により達成される。

b) 打出し方向と時刻を選択して、与えられた目標軌道形状を達成可能な場合、その求解計算は3次方程式求解に帰着する。評価基準a項はこの計算により達成出来る[8]。

c) 最終段モータのエネルギーが過剰の場合、ある範囲では打出し軌道面を変更することにより、排出される燃量の速度エネルギーを増加させて最終軌道形状を目標に一致させることが可能である[8]。

d) 最終段モータのエネルギーが不足で、近地点高度が満足出来る場合、遠地点高度を目標地へ最も近づける方策を解析的に求めるには4次以上の代数方程式求解の必要がある。しかし特定の条件のもとで目標値へ近づける解は繰返し計算により容易に求まり、その解はほとんど最適であることが確認されている。評価基準bはこの計算で達成される[8]。

実際に誘導を行うかどうかは、レーダ以外にテレメータによる機上の情報も考慮して決定されるが、この時誘導を実行した場合の効果を知る必要がある。そこで以上の計算結果に基づき、次の項目が地上の装置(ラジオガイダンス用表示装置)に表示される。(第3図)

- ① 設定値のまま変更を加えずに点火した場合の最終達成軌道に関する情報。(軌道遠近地点高度、軌道面傾斜角、軌道周期、遠地点における絶対速度)
- ② 誘導解に従って変更を行った場合の最終達成軌道情報。(項目は①に同じ)
- ③ 指令信号量(実際の角度修正および点火時刻修正に必要なコマンド量)
- ④ 誘導解のモード(評価の段階に従ってどこまでの目標達成が可能かを示す指標)
- ⑤ その時点における飛しょう状況に関する情報(前述)

この項目のみは誘導計算の実行と無関係に常時表示され、飛しょうの状況を示している。ただし推力飛行中はその時点で推力が失われた場合の軌道の情報となる。

⑥ 点火コマンドに関する情報(従来の点火コマンド系との関連から、点火時刻修正量の他に、点火の時刻およびコマンドの時刻並びにX時刻が同一表示盤に示される。)

なお誘導系の事故(伝送路、修正装置)に備えて、従来M4Sで行われてきた点火時刻のみの修正を行う場合の解(打出し方向は地上で設定した方向で、達成される最終軌道近地点高度を最大とする点火時刻)も計算されているが、表示は行われぬ。必要な場合は計算モ

ードを変更することにより、同じ表示盤に結果が表示される。

#### (B) TVC基準角度の修正

前述の如く、評価を計算の都合のよいように簡単化してあり、計算は極めて容易に陽に求解される。具体的には基準軌道（ノミナル・トラジェクトリー）のまわりでその時点の軌道誤差（ノミナル値よりの偏差）並びに修正量に関する摂動をとり、線形化したモデルにより達成される軌道誤差と修正量に関する2乗評価を最小とする解を求める。これは単なる行列計算に帰着し、直ちに求められる[9]。実際の誘導オペレーションにあたっては送信決定を行う時間的余裕が少ないので修正を行うかどうかの判断を自動的に行うことが望ましく、プログラム内で軌道推定の安定性をチェックしている。具体的には第1段燃焼終了後少なくとも10秒間の間フィルタ出力に基づいて繰り返し求解を行い、誘導解が急変しているかどうかを解のモードとして表示している。この部分の計算は、C2プログラムと呼ばれ、逆時間に解く場合の第2段最適化に相当している。この場合も(A)と同様な趣旨の次の内容を同じ表示盤に示している。

①' 設定値のまま変更を加えずTVCが作動した場合の第2段軌道頂点高度、速度の予定値からの誤差および軌道傾斜角または速度ベクトル方位角。

②' 誘導解に従って修正を行った場合の誤差。(項目は①'と同じ)

③' 以降は③以降と同じ。

M3Cロケットの発射にあたっては、以上の表示を監視しながら修正の可否を決定したが、プログラム上は自動送出手も可能としている。以上の電波誘導の計算および実行は第6図に示すスケジュールに従う。同図に情報の流れも示す。

### 3.4 最終段軌道予測

衛星の電波追跡を行うためには、達成される軌道の予測が必要であるが、この軌道は以上の誘導により決定される。そこで計算された誘導解で制御の修正が予定通り行われたとした場合の最終段モータおよび衛星軌道の予測計算がひき続き行われる。これはあらかじめ与えられた最終段モータの推力曲線を知り、予測時刻に予定方向へ発射されたとして飛しょう体の運動方程式を解くもので、予測計算になる。ただし実際に誘導解の通りの制御を行えるという保証はないので、

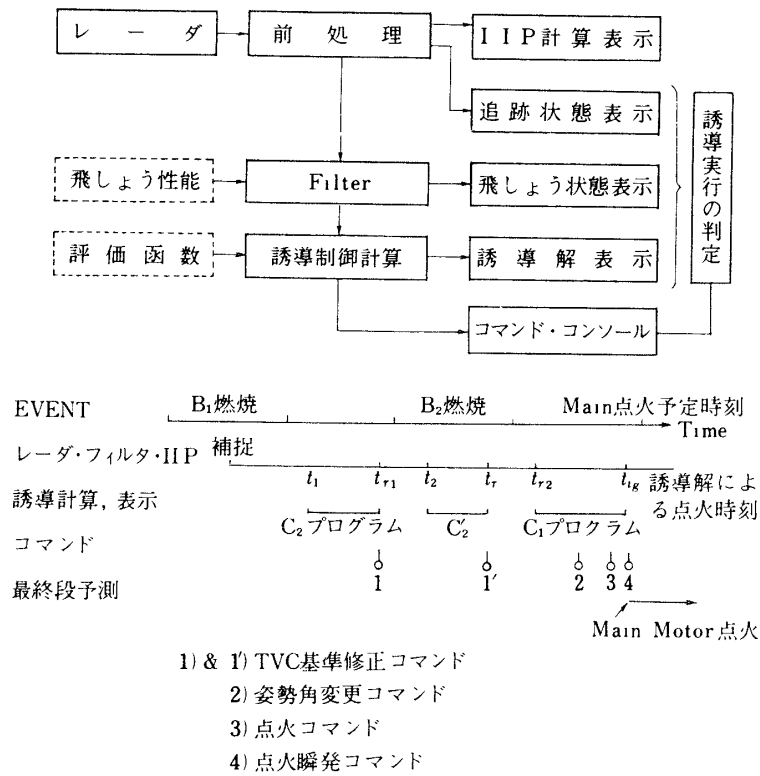
a) 誘導を行わず、予定通りの方向、時刻に点火した場合。

b) 誘導解に従って発射した場合。

c) M4Sと同じく点火時刻のみを修正した場合。

の3通りの計算モードを選択出来るようにしてある。これにより点火されるはずの時刻以降、誘導計算は停止して最終段モータの飛しょう状態が予測される。この結果は現時点の飛しょう状態を示す表示盤に示され、同時にX-Yプロッタにも表示される。従ってこの時間以降はレーダトランスポンダの追跡結果は表示されていない。この計算はレーダを設置した当初から組込まれていたが[1]、その後電波誘導機能の拡張に伴ってモード選択が増加した。また積分計算の時間ステップを細かくすることにより、予測計算の精度向上がはかられた。

この計算により装置と推力に異常がない場合の達成軌道が求められる。この結果は宇宙開発事業団(NASDA)へ送られて、以後の衛星軌道推定計算の初期値となるとともに、第



第6図 電波誘導方式の情報処理の流れとタイムチャート

1 周目の捕捉のための予測情報を計算している。また近年になり衛星軌道追跡精度の向上のため、軌道の摂動項の取扱いの差が問題になり、予測計算をNASDAの計算式[10]と全く一致させている。従来M4Sで行っていたKSCにおける軌道計算(レーダの前段軌道情報と点火後の136MHzビーコン電波追跡情報をもとにする)は、M3Cではロケット全体の制御精度の向上に伴ってその必要性も少なくなり、一方軌道も低くなって軌道推定も困難となったので、この計算結果が唯一の情報となる。

4. 結 言

以上M3Cロケットを対象とした電波誘導について地上観測を含むフィードバック最適化としての誘導の基本概念を示した。以上のプログラム開発は前述の如く対象ロケットの制御能力とともに除々に追加されてきたものであって、その開発の過程は表1にまとめて示される。同表には参考のため、精測レーダで追尾実験を行った主なロケットを同時に示してある。ここに紹介した全機能は1976年に予定されているM3C-3号機により完成する予定である。今後更にTVC基準角度の修正回数を増すこともあり得るが、科学観測衛星の軌道達成

表1 電波誘導プログラム開発と実験の経緯

ロケット名	発射日時 年月日	トランスポンダ デコーダ	プログラム (衛星名)	装置
L4S-1	1966.9.26	1.6GHz TR.		GTR使用
L4S-2	" 12.20	"		"
L4S-3	1967.4.13	"		"
M3D-1	1969.8.17	1.6, 5.6GHz TR.	旧プログラム, 旧フィルター, 旧C	精測レーダ コンピュータ
L4T-1	" 9.3	1.6GHz TR.	"	
L4S-4	" 9.22	"	"	
L3H-6	1970.1.21	1.6, 5.6GHz TR.	"	
L4S-5	" 2.11	1.6GHz TR.	おうすみ	
L3H-5	" 9.19	"	"	
M4S-1	" 9.25	1.6, 5.6GHz TR.	"	
M4S-2	1971.2.16	"	たんせい	
L4SC-1	" 8.20	1.6, 5.6, デコーダ	5.6GHz コマンドテスト	計算機コア増設 カードリーダー
L3H-7	" 9.3	1.6, 5.6GHz TR.		"
M4S-3	" 9.28	"	しんせい	"
M4S-4	1972.8.13	1.6, 5.6, デコーダ	でんば 新フィルター使用開始	"
L4SC-2	1973.1.28	"	C <sub>1</sub> テスト開始, RSプロッタ	"
L3H-8	1974.1.22	1.6, 5.6GHz TR.	RSプロッタ宮原→コントロール	"
M3C-1	" 2.16	1.6, 5.6, デコーダ	たんせい2 (C <sub>1</sub> ), C <sub>2</sub> テスト開始	"
L4SC-3	" 8.20	"	C <sub>1</sub> , C <sub>2</sub> 共にテスト	"
M3C-2	1975.2.24	"	たいよう (C <sub>1</sub> ), (C <sub>2</sub> ), 新ディタックス	"

を目的とするTV C装置付固体ロケットの電波誘導の方式の概念は、以上により基本的には一応完成したと考えている。

1976年1月30日 新設部(工学)

### 参 考 文 献

- [ 1 ] 精測レーダ用オンライン計算機のソフトウェア 渡辺, 浜崎他 東大宇宙航空研究所報告  
Vol. 8-2(C) 1972年6月
- [ 2 ] 「分散を考慮した近似多項式次数選定のー方法」 浜崎 生産研究 20巻3号 1968年3月
- [ 3 ] 「オンラインの軌道推定におけるカルマン・フィルタの応用について」 石谷, 玉木, 東大宇宙研報告 Vol. 8-2(A) 1972年4月
- [ 4 ] 「M-3Cロケットの誘導制御について」 東口, 石谷, 細川, 馬場, 前田 電子通信学会技術研究報告 SANE75-3~5 1975年5月

- [ 5 ] 「科学観測衛星打上げにおける電波誘導方式」 野村, 石谷, 馬場, 前田 計測自動制御学会誌(計測と制御) Vol. 14-11, 1975年11月
- [ 6 ] 「衛星の軌道に関する問題」 石谷, 玉木 昭和47年電気4学会連合大会 #212
- [ 7 ] 「速度インパルスによる軌道推移における達成軌道高度の極値について」 浜崎, 石谷, 玉木 東大宇航研報告 Vol 7-3 1971年7月
- [ 8 ] 「電波誘導方式I」 石谷, 前田, 玉木 東大宇航研報告 Vol. 8-3(A) 1972年7月
- [ 9 ] 「電波誘導方式II」 石谷, 馬場, 前田 東大宇航研報告 Vol. 9-4 1973年10月
- [ 10 ] 「角度測定・ドップラ周波数測定併用のトラッキング方式の計算処理に関する研究」 鳥海, 松本, 樋口, 戸川, 木村 航空宇宙技術研究所報告 TR-168, 1968