

M-3H型ロケットの電波誘導

石谷 久・前田 行雄
高田 一美*・渋谷 彰*

1. 概要と経過

東京大学により開発された科学観測衛星打上げ用ロケットは、L4S、M4S型ロケットにおいて最終段ロケットモータの姿勢角を積極的に制御し、M3C、M3H型になってからTVCにより第2段モータ推進方向を制御する様になった。これと同時にレーダデータからリアルタイムで軌道推定を行い、更にレーダリンクを通じてその時点で制御可能な姿勢角基準値を修正する電波誘導の開発が、L4S実験の途中からはじめられた。そして軌道データ解析による方式の検討の後、L4SC型ロケットによるテストを経て、最終的にはM3C型ロケット以降、第2段TVC姿勢基準角、最終段モータ打出し姿勢角並びに点火時刻の修正を行ってきた。その開発経緯並びに検討された方式の詳細は文献[1~3]に示され、具体的に実用化された方式、並びにオペレーションの手順は文献[1]に詳述されている。(表1参照)。実際の電波誘導の運用は1975年2月のM3C-2号機実験より実施され、M3C型及びM3H型ロケットではパラメータの変更のみを行い、同一の方式を利用している。但し、固体ロケットのため、推力制御が不可能であり、外乱を推力方向のみで制御するので、推力プロファイル又は推力絶対値の予定値からの誤差を外乱と分離しにくく、これ等の誤差のため第2段燃焼中の基準角修正により結果的に最終達成軌道を劣化させる可能性がある。従ってM3H型の誘導においては第2段軌道修正値に上下限值を与え、その範囲内の修正を行っているが、推力プロファイルの予測精度又は再現性が向上した段階でこの機能は十分利用可能と考えられ、方式は文献[1]に示されるものがそのまま用いられた。本稿においては、前回の報告以後[4]のM3C-3号機以降の誘導結果をまとめて報告する。

文献[3]にも示される様に、電波誘導の方式検討は1973年に完了しており、1975年に実用化プログラムを完成して方式を固定した。その後の実験(M3C、M3H型)においては軌道ミッションに応じてパラメータを決定し、方式の妥当性を検証してきたが、方式的には一応所期の目的を達成したことが確認された。しかしながら、過去の経緯によりハードウェア並びに運用体制上きわめて不完全な形で運用せざるを得ず、システム的には問題が多く残されており、設計担当者が常時実験に立会うことが必要とされ、また実験時には多数のオペレータを必要としてきた。そこで従来の試験的システム運用で得られた知見を基に1976年以降計算機システムの再検討を進めてきた。新システムでは機能確認の行われた従来の誘導方式を基に、ハードウェアの性能向上に応じてハードウェアにより従来制約されてきた機能向上をはかると共に、運用の省力化、自動化を図り、これと同時に異なる機能を適宜追加

* 日本電気株式会社

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, IHC	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.	おおすみ	
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	1972.8.19	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 ₁ 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 ₁), C ₂ テスト開始	
L4SC-3	" 8.20	"	C ₁ , C ₂ 共にテスト	
M3C-2	1975.2.24	"	たいよう (C ₁), (C ₂), 新ディタックス	
M3C-3	1976.2.4	"	CORSA (失敗)	
L4SC-4	" 8.30	"	1段TVCテスト	
M3H-1	1977.2.19	1.6, 5.6GHz TR.	たんせい3, Yawコマンド	
L3H-9	" 8.16	1.6, 5.6, デコーダ		H-V図監視 プロッタ新設
M3H-2	1978.2.4	"	きょっこう	
M3H-3	" 9.16	"	じきけん 4段式	
M3C-4	1979.2.21	"	はくちょう 略円軌道	ACOSテスト
L4SC-5	" 9.20	"	1段TVCテスト	"
M3S-1	1980.2.	"	1, 2段TVCテスト	

した結果、計算機を通じて複雑に結合した各サブシステムのシステムの整理を進めてきた。特に当初予定されていなかった保安システム(RS)との干渉を避けるため、両システムを、システム的にも運用上も分離し、複雑なオペレーションを排除すると共に、情報源となる追跡系統(レーダ系)を統合し、計算機上のデータファイルによる情報交換を行うシステムへの変更を目的とした。このシステムは1979年度中に完成の予定であり、従来システムによる誘導は以下に示されるM3H型ロケットにより終了したことをあわせて報告する。

2. 電波誘導経緯と結果

(A-1) M-3C-3号機電波誘導計画

M-3C-3号機における電波誘導実験は、当初の開発計画に従い、下記の項目の修正を計画した。

- ① 2段TVCピッチ・ヨープログラマー初期値修正(RC-1-1)
- ② 2段TVCピッチ・ヨープログラマー中間値修正(RC-1-2)
- ③ 最終段打出し方向(ピッチ・ヨー)と点火時刻修正(RC-2)
- ④ 瞬発コマンドによる最終段点火

注) 点火時刻修正は450MHzコマンドと瞬発コマンドがあり、以上2項目により実際の点火時刻修正が行われる。

注) タイム・セクタ(TSL)の機能試験に必要なコマンドを誘導に支障のない範囲で行う。

(A-2) M-3C-3号機電波誘導経過

精測レーダは発射後約16秒で目標を捕捉し、追跡プログラムは「正常精修正計算モード」に入った。同時に誘導関係プログラムではC3プログラム(IIP計算表示)が、153秒まで正常に計算された。59秒以後、C2プログラム(TVC基準角修正値計算表示)が正常に計算され、計算結果及び軌道状態をRG監視装置、XYプロッタ等で確認の後、自動送信でコマンドを行うことを決定し、74秒に修正値が自動的に送信され、PCMテレメータによりただちに受信が確認された。

X+97秒にプログラムC2-2が開始され、軌道誤差に応じて、ピッチ修正量は+9~19度と計算された。これは正常な結果であるが、事前に異常値送信防止のため、修正値の絶対値を6°以内に制限していたので、結果的には+6°が表示された。一方ヨー修正角は+2.5~4.7°と計算され、これ等の結果は正常と判定されたので、112秒に自動的に送信された。具体的な数値と軌道推定状況等は表3以降及び図1に示される。又最終段モータの点火は第2段軌道のじょう乱が大きく衛星実現が不可能になったため、保安上の理由から中止したが、電波誘導の試験は④項を除き、予定通り続行された。この結果153秒以降、プログラムC1(最終段モータ打出し方向及び点火時刻修正値計算)が行われ、190秒C1コマンド(RC-2)を自動送信し、テレメータにより受信が確認された。又TSLには-99が送信され正常に動作した事が確認されている。

以上、事前に決定したTVC修正角の制限により衛星実現は不可能となったが、電波誘導に関するオペレーションは④項を除き、すべて試験された。データの事後解析により計算値

表2 電波誘導パラメータ設定値

変数名	単 位	設 定 項 目	M-3C-3	M-3H-1	M-3H-2	M-3H-3	M-3C-4
H4 AN	km	衛星目標遠地点高度	650.0	750.0	410.0	60000.0	650.0
H4 PN	km	" 近地点高度	520.0	380.0	400.0	400.0	600.0
II 4N	Deg	" 軌道面傾斜角	31.0	65.5	65.1	31.1	31.0
IIUP	"	衛星軌道面傾斜角上限値	36.0	65.6	65.2	33.0	31.5
IIDN	"	" 下限値	26.0	65.4	65.0	29.0	28.0
RMIN	km	衛星達成の最少必要高度	180.0	180.0	180.0	180.0	180.0
RSPC	"	保証近地点高度	150.0	150.0	150.0	150.0	150.0
PTIG	sec	プリセット3段点火時刻	440.0	394.0	394.0	302.0	443.0
STIG	"	点火時刻修正コマンドのスケール・ファクター	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
SPCH	Deg	ピッチ	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
SYAW	"	ヨー	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4
DELB	"	ジャイロのピッチ角ドリフト上限値	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
GLSP	"	ジンバルロックの角度	70.0	70.0	70.0	70.0	70.0
U ϕ	km/sec	3段トータルインパルス	4.6717	3.9183	3.8900	3.03928	4.6376
TC	sec	コマンド遅延時間	55.0	4.0	4.0	4.0	-1.0
TID	"	3段点火遅延時間	28.0	28.0	28.0	57.0	28.0
PCHI	Deg	ピッチプログラマー初期値	27.5	11.1	13.1	9.0	26.0
DPCH	Deg/sec	ピッチレート(2段燃焼中)	0.0	-0.1	-0.1	-0.3	0.0
YAWI	Deg	ヨープログラマー初期値	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
DYAW	Deg/sec	ヨーレート(2段燃焼中)	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
PCHB	Deg	ピッチプログラマーオフセット	0.0	0.0	-3.0	0.0	0.0
EPSP	"	C ₂ ピッチ修正角の収束判定値	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
EPSY	"	C ₂ ヨー	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
R	—	C ₂ R ₁₁ :R ₁₁ :R ₂₂ (ただしR ₁₂ =R ₂₁)	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001
LIMP ₁	Deg	C ₂ 第1回目ピッチ操作量の限界	4.0	6.0	6.0	6.0	6.0
LIMY ₁	"	" ヨー	4.0	6.0	6.0	6.0	6.0
LIMP ₂	"	C ₂ 第2回目ピッチ	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0
LIMY ₂	"	" ヨー	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0
LIMP ₃	"	C ₂ 第3回以降ピッチ	6.0	2.0	2.0	1.0	1.0
LIMY ₃	"	" ヨー	6.0	2.0	2.0	1.0	1.0
QA	—	C ₂ 評価楕円の成分比1: α	1.0×10^{-8}	1.0×10^{-7}	1.0×10^{-7}	1.0×10^{-7}	1.0×10^{-7}
QB	—	β	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
QK	km/km/sec	C ₂ 評価楕円の傾斜	2000.	2000.	2000.	2000.	2000.
ELEV	Deg	ランチャーセット上下角	75.0	70.5	67.0	70.0	74.5
A ZIM	"	" 方位角	90.0	147.0	142.0	97.0	93.0
GELV	"	ジャイロ基準系の発射点における上下角	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0
GAZM	"	" 方位角	94.8	152.0	152.0	92.0	95.0
P ϕ	"	3段打出し設定角(ピッチ)	-30.03	-31.1	-31.3	-30.2	-30.38
Y ϕ	"	" (ヨー)	-0.77	1.47	1.40	-0.25	-8.73
ISPS	sec	サブブースタ Isp	219.0	219.0	219.0	219.0	219.0
ISP 1	"	B ₁ ロケット Isp	225.0	264.6	262.0	262.0	225.0
ISP 2	"	B ₂ " Isp	277.0	277.0	277.0	277.0	277.0
ISP 3	"	B ₃ " Isp	284.0	284.0	284.0	284.0	284.0
ISPA	"	KM " Isp	—	281.0	281.0	283.0	—
MTIM	"	アポジモータープリセット点	—	2914.0	2833.0	374.0	—
VMM	km/sec	アポジモータートータル点火時間	—	-0.7702	-0.7776	2.780167	—
TBB	sec	有限加速用3段燃焼時間	44.0	44.0	44.0	90.0	44.0

表3 第1段オンライン軌道推定

ロケット名		M-3C-3	M-3H-1	M-3H-2	M-3H-3	M-3C-4
発射日時	単 位	'76 2/4 15:00	'77 2/19 14:15	'78 2/16 16:00	'78 9/16 14:00	'79 2/21 14:00
a	km	3278.0773	3311.6106	3314.6954	3327.1283	
e		0.9726484	0.9547690	0.9514683	0.9499391	
i	deg.	31.2100	58.3986	53.3621	31.1339	
Ω	deg.	264.3821	201.9333	206.7986	266.3595	
ω	deg.	276.5588	324.8638	322.1568	275.7027	
τ_p	sec	-716.7	-767.1	-771.4	-763.7	
Hap	km	94.01	100.42	95.55	115.21	
Vap	km/sec	1.298	1.668	1.729	1.753	
Azap	deg.	93.790	154.435	146.661	92.512	
Tap	sec	171.9	180.1	177.2	190.3	

及びタイミングもすべて正常であり、電波誘導に関する機能確認が行われたと判断された。

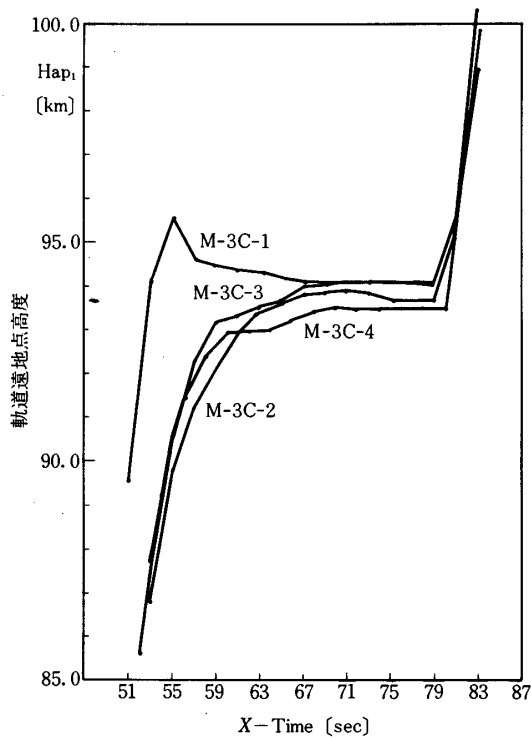


図1 M-3C型 オンライン
1/2 段階軌道推定

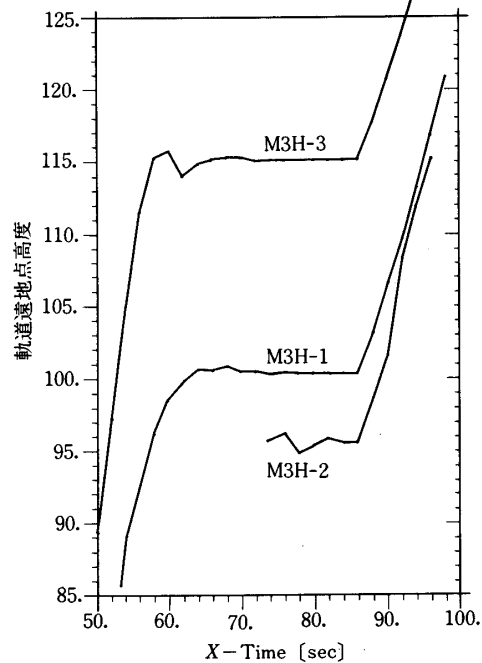


図2 M-3H型 オンライン
1/2 段階軌道推定

表 4 第 2 段オンライン軌道推定

ロケット名		M-3C-3	M-3H-1	M-3H-2	M-3H-3	M-3C-4
発射日時	単 位	'76 2/4 15:00	'77 2/19 14:15	'78 2/16 16:00	'78 9/16 14:00	'79 2/21 14:00
2nd. a	km	3745.6491	3858.4095	3852.5989	3901.4686	3757.2389
Orbit e		0.7236221	0.7380011	0.7412307	0.6930331	0.8400361
i	Deg.	31.0413	62.4968	62.5077	31.1051	31.3318
Ω	Deg.	271.2038	198.6198	198.8294	267.0859	262.7927
ω	Deg.	271.5223	335.0576	335.0210	281.7696	286.7478
τ_P	H. M. S.	14:43:34.9	14:01:43.5	15:46:49.3	13:45:15.1	13:48:51.4
2nd. Hap.	km	83.61	330.75	333.11	232.63	540.60
Orbit Vap.	km/sec	4.130	3.946	3.921	4.304	3.036
Tap.	sec	155.2	395.1	398.2	326.7	476.3
Azap.	Deg.	90.410	153.400	152.448	92.435	95.215
Preset Hap.	km	5473.98	877.06	693.63	31002.65	789.92
Hpe.	km	-765.14	302.97	296.16	219.78	528.45
Vap.	km/sec	4.649	7.257	7.398	1.788	7.387
i	Deg.	31.66	65.30	65.29	31.13	30.31
Period	Min	135.35	96.48	94.51	540.85	97.92
Guided Hap.	km	4503.36	841.84	659.50	30972.74	651.08
Hpe.	km	77.91	327.68	330.23	227.13	535.07
Vap.	km/sec	5.223	7.291	7.435	1.790	7.499
i	Deg.	31.03	65.64	65.28	31.08	29.91
Period	Min	133.87	96.37	94.51	540.43	96.54
プログラムモード		600	420	420	500	410
Pitch	Deg.	7.478	0.250	0.387	0.932	-0.229
Yaw	Deg.	-4.648	0.694	-0.191	-0.260	-5.935
Time	sec	-312.77	-26.82	-23.58	-35.21	5.37

(B-1) M-3H-1号機電波誘導計画

M-3H-1号機においては、連続的に TVC 修正を行うという計画に従って、2段燃焼中のコマンドを1回より5回にふやすと共に、TSL が試験段階を終り実用化された。又パーキング軌道を使用して、キックモータを地球半周後に燃焼させて最終軌道を達成する計画のため、軌道予測プログラム等を若干修正した。又、運用面では計算結果の監視を容易にするため、新しく軌道監視プロッタを制作し、以後の実験に使用した。

(B-2) M-3H-1号機電波誘導経過

精測レーダはランチャ上より自動追跡モードでトラッキングを行ったが、計算プログラムは予定に従い10秒より追跡モードに入り、C3プログラムもこれ以後366秒まで正常に計算された。72秒にC2プログラムが開始され、表5に示される様に6回のRC-1コマンドが送信された。

その後160秒にC1プログラムが開始され、198秒に結果が自動的に送信され、3段打出し方向及びTSLへの点火時間設定が予定どおりに行われた。瞬発コマンドによる3段点火のバックアップコマンド(CM-B1)は363.3秒にマニュアルにて送信された。発射後20分以内にパーキング及び最終軌道の予測計算プログラム(DATAX2)が実行され、衛星トラッキングの待受角の予測値が得られた。この実験においては軌道傾斜角の制御を優先するパラメータを選択し、所期の結果を得た。

(C-1) M-3H-2号機電波誘導計画

M-3H-2号機における電波誘導実験は、M-3H-1号機において実績を得たリアルタイムプログラムを、前回実験と同じ考え方に従って利用し、設定数値(ロケットの重量、タイムシーケンス、ガイダンス目標値)のみを飛ばし計画に応じて変更して利用する様に計画された。

(C-2) M-3H-2号機電波誘導経過

精測レーダはランチャー上より自動追尾モードでトラッキングを行ったが、15秒以降計算結果がきわめて不安定な動きをし、H-V図監視プロッタにより、1段の軌道推定結果に異常が認められたため、78秒に予定したRC-1-1の自動送信をマニュアルにて停止し、この情報は直ちに計算機に入力された。その後軌道推定結果並びに誘導コマンド量は正常に復帰したと判断されたので、99秒以降RC-1-2~6コマンドを送信した。以上の結果2段目軌道の遠地点高度は目標値より約30km低下した。197秒にRC-2コマンドが送信され、3段ロケット打出し方向及びTSLへの点火時間設定の変更は正常に行われた。瞬発コマンドによる3段ロケット点火のバックアップコマンド(CM-B1)は368秒に送信された。発射後20分以内にDATAX2が計算され、NASA各局並びに内之浦における衛星トラッキングの待受角の予測値が得られた。最終的な目標軌道との誤差は近地点高度120km、遠地点高度30km、軌道傾斜角0.03度であった。

(D-1) M-3H-3号機電波誘導計画

M-3H-3号機における電波誘導実験は、M-3H-1,2号機のアポジーモータ(KM-A)が3号機ではペリジーモータ(KM-B)に変更され、遠地点高度30000km目標としたため、実時間プログラムの内、衛星軌道予測の部分を若干修正した。電波誘導に

表5 電波誘導コマンド

ロケット名	コマンド名	送信秒時	Pitch	Yaw	Time	コマンド送信時のレーダデータ		
		X Time [sec]	[deg.]	[deg.]	[sec]	Az [deg]	EL [deg]	Range [km]
M-3C-3	RC-1-1	74.4	0.4	0.0	0.0	91.4	51.2	63.
	RC-1-2	112.5	6.0	4.8	0.0	91.6	39.6	118.
	RC-2	190.5	7.5	-4.8	-99.0	90.2	11.2	361.
M-3H-1	RC-1-1	81.5	0.0	-1.2	0.0	152.6	39.1	89.
	RC-1-2	99.5	-0.4	0.0	0.0	153.2	36.2	121.
	RC-1-3	109.5	-0.2	0.0	0.0	153.4	34.6	143.
	RC-1-4	119.5	-0.5	0.0	0.0	153.4	33.1	167.
	RC-1-5	129.5	-1.0	0.0	0.0	153.4	31.7	196.
	RC-1-6	139.5	-2.0	0.8	0.0	153.3	30.3	229.
	RC-2	197.5	0.3	0.8	-27.0	153.1	24.3	463.
	CM-B1	363.3	—	—	—	153.3	13.1	1084.
M-3H-2	RC-1-2	99.0	4.0	3.2	0.0	145.7	35.0	119.
	RC-1-3	109.0	0.0	0.4	0.0	146.2	33.5	141.
	RC-1-4	119.0	-0.2	0.0	0.0	146.8	32.1	165.
	RC-1-5	129.0	-2.0	0.0	0.0	147.4	30.8	193.
	RC-1-6	139.0	-2.0	0.4	0.0	148.2	29.4	225.
	RC-2	197.0	0.4	0.0	-24.0	150.5	24.2	458.
	CM-B1	368.0	—	—	—	152.3	13.0	1095.
M-3H-3	RC-1-1	81.0	-4.3	-0.4	0.0	91.2	42.4	90.
	RC-1-2	99.0	-0.4	0.0	0.0	91.7	39.8	122.
	RC-1-3	109.0	-0.4	0.0	0.0	91.8	37.9	143.
	RC-1-4	119.0	-0.3	0.0	0.0	92.0	35.9	167.
	RC-1-5	129.0	-0.5	0.0	0.0	92.0	33.7	194.
	RC-2	197.0	0.9	-0.4	-35.0	92.2	21.4	454.
	CM-B1	266.0	—	—	—	92.3	14.9	719.
M-3C-4	RC-1-1	74.6	0.5	1.2	0.0	89.7	51.1	64.
	RC-2	190.5	-0.2	-6.0	5.0	93.8	40.3	378.
	CM-B1	448.2	—	—	—	95.1	25.1	1098.

係わる部分はM-3H-1号機以来、同一のものを用いている。

(D-2) M-3H-3号機電波誘導経過

1段ロケット飛しょう経路の外乱に応じてピッチ・ヨープログラマー初期値をそれぞれ、 -4.3 度、 -0.4 度変更するRC-1-1コマンドを81秒に送信し、正常に受信された。2段燃焼中には4回のピッチ修正コマンドが送信され、2段頂点速度をほぼ規定値(4.3 km/sec)に一致させた。今回の衛星はその使命から近地点高度が一定高度以上であれば、遠地点高度を出来るだけ予定値に一致させることが要求されており、誘導の制御パラメータはこの事情を考慮して決定された。

2段燃焼後160秒より3段打出し方向(ピッチ・ヨー)と点火時刻修正量の計算が行われ197秒にRC-2が自動送信された。この結果はCN並びにTSLで正常に受信された。瞬発コマンドによる3段ロケット点火のバックアップコマンド(CM-B1)は266秒に送信された。発射20分以内に衛星軌道の予測計算プログラム(DATA X 2)が実行された。

(E-1) M-3C-4号機電波誘導計画

M-3C-4号機における電波誘導計画は、M-3C-3号機でのガイダンスパラメータを使用した。現在までに使用されてきたパラメータ一覧を表2に示す。

(E-2) M-3C-4号機電波誘導経過

第1段軌道誤差(ランチャ設定角換算, 上下角 -0.5° , 方位角 -3.0°)を修正するため、75秒にRC-1-1コマンドが送信された。その後更に2段燃焼中に行われる軌道推定に基づきRC-1-2~5が計算されたが、事前の決定(RC-1-1が正常に行われた場合、送信停止)に従い送信を停止した。2段燃焼後154秒よりC1プログラムが計算され、190秒にピッチ -0.2 度, ヨー -6.0 度, タイム $+5$ 秒がRC-2として送信された。3段点火のバックアップコマンド(CM-B1)は448秒に送信された。

表6-1 衛星軌道(M-3H-1 たんせい3)

変数	単位	Parking (宇宙研)	Final (宇宙研)	Final (NASA)	Final (NASDA)	Final 予定 (発射前)
a	km	6954.34	8762.32	8680.274	8680.84	8783.34
e		0.035851	0.177813	0.174053	0.1739626	0.180454
i	deg	65.636	65.936	65.754	65.769	65.794
Ω	deg	195.885	195.619	195.711	193.1530	196.8804
ω	deg	156.450	335.837	336.452	335.9683	335.9215
M	deg	335.952	359.956	359.939	254.734	359.9559
E. T.	h.m.s	2月19日 5h15m(UT)	2月19日 6h9m41s(UT)	?	2月21日 0h0m0s(UT)	2月1日5h0m0s
Hap	km	825.50	3942.20	3812.94	3812.82	3982.13
Hpe	km	326.86	826.10	791.28	792.5	814.61
P	min	93.31	136.05	134.14	134.1	136.38

表 6-2 (M-3H-2 きょっこう)

	単 位	Parking 軌道計画値	衛星軌道 計 画 値	Parking 予測計算値*	衛星予測 計算値*	NASDA 衛星 暫定値	NASDA 衛星 推定値	NASDA 推定値
EPOCH	U. T.	1月31日 7時	1月31日 7時53分36秒	2月4日 7時	2月4日 7時53分23秒	2月4日 7時53分44秒	2月6日 0時	2月4日 7時53分56秒
a	km	6816. 8570	8641. 7668	6864. 6241	8685. 2287	8636. 487	8682. 098	8684. 355
e		0. 01166815	0. 20193677	0. 02289732	0. 19148498	0. 196851	0. 192436	0. 192372
i	deg.	65. 1153	65. 3537	65. 2793	65. 5388	64. 999	65. 389	65. 366
Ω	deg.	203. 5483	203. 3183	207. 5738	207. 3167	207. 975	204. 565	207. 314
ω	deg.	160. 1716	336. 7543	157. 8981	334. 9384	335. 047	334. 848	334. 905
M	deg.	334. 4478	0. 5318	334. 5891	359. 6808	358. 716	332. 317	1. 241
$\dot{\Omega}$	deg./day	- 3. 3207	- 1. 5590	- 3. 2230	- 1. 5081	- 1. 57583	- 1. 521541	- 1. 5157
$\dot{\omega}$	deg./day	- 0. 4524	- 0. 2439	- 0. 4838	- 0. 2599	- 0. 20150	- 0. 242389	- 0. 2401
P	min	93. 3542	133. 2482	94. 3371	134. 2547	133. 127	134. 183	134. 23504
\dot{H}_{ap}	km	518. 2311	4008. 6912	643. 6397	3970. 1537	3958. 445	3977. 909	3976. 838
\dot{H}_{pe}	km	359. 1508	518. 5103	329. 2766	643. 9718	558. 244	636. 417	635. 592

*注：宇宙研予測計算値，第2段軌道推定値から計算されたもの

表6-3-1 衛星軌道 (M-3H-3 じきけん)

	単 位	宇宙研究射前予定	宇宙研究射後予測	NASDA 推定値	NASDA 推定値	NASDA 推定値
E. T.	UT	9 / 14 05 : 00	9 / 16 05 : 00	9 / 16 05 : 06 : 16	9 / 22 00 : 00	10 / 1 00 : 00
a	km.	22231.540	21771.897	21523.913	21517.029	21476.778
e		0.701616	0.696490	0.693136	0.693037	0.692753
i	Deg.	31.1712	31.0926	31.075	31.109	31.142
Ω	Deg.	105.4938	108.1642	108.306	105.732	101.579
ω	Deg.	103.1152	101.6134	99.901	103.910	110.281
M	Deg.	356.1832	356.3057	0.752	331.387	255.359
\dot{a}	km/Day			- 1.274	- 1.243	- 5.972
$\dot{\omega}$	Deg/Day	0.6503	0.6818	0.697157	0.696872	0.699727
$\dot{\Omega}$	Deg/Day	- 0.4183	- 0.4379	- 0.448073	- 0.448176	- 0.450285
Hap.	km.	31451.376	30557.630	30064.761	30050.990	29976.745
Hpe.	km.	255.372	229.832	226.782	226.784	220.527
P.	min	549.809	532.846	523.771	523.520	522.051
\dot{P} .	min/Day			- 0.785	- 0.04536	- 0.2177

表 6 - 3 - 2

	NASDA 10 / 11 Rev. 68 00 : 00	NASDA 10 / 21 Rev. 96 00 : 00	NASDA 10 / 31 Rev. 124 00 : 00	NASDA 11 / 7 Rev. 143 00 : 00	NASA 9 / 19 00 : 00	NASDA '79 11 / 21 Rev. 1242	
	推定値	推定値	推定値	推定値	推定値	推定値	
E. T.	21417. 519 0. 691939 31. 146 96. 976 117. 445 128. 020 - 6. 283 0. 703395 - 0. 452677	21347. 924 0. 690933 31. 165 92. 444 124. 449 45. 200 - 6. 659 0. 707273 - 0. 455336	21279. 015 0. 690080 31. 249 87. 604 131. 817 11. 158 - 7. 140 0. 710379 - 0. 458044	21231. 795 0. 689242 31. 275 84. 499 136. 655 233. 374 - 6. 478 0. 712233 - 0. 459461	21520. 9439 0. 692990 31. 0982 107. 1009 101. 7827 240. 4404 0. 6967 - 0. 4475	20372. 512 0. 674107 31. 144 263. 842 56. 104 226. 203 - 3. 379 0. 764859 - 0. 492218	
Hap	29858. 990	29719. 763	29585. 100	29487. 489	30056. 57	27727. 613	
Hpe	219. 763	219. 800	216. 646	219. 817	228. 98	261. 126	
P	519. 892	517. 360	514. 857	513. 144	523. 66004	482. 310	
\dot{P}	- 0. 228772	- 0. 24207	- 0. 259	- 0. 234847		- 0. 119993	

表 6-4-1 衛星軌道 (M-3C-4 はくちょう)

	単 位	宇宙研究射前予定	宇宙研究射後予測	NASA 推定値	NASDA #1 推定値	NASDA #2 推定値
E. T.	UT	2 / 16 05 : 00	2 / 21 05 : 00	2 / 21 05 : 08 : 17	2 / 21 05 : 08 : 21	2 / 21 05 : 08 : 21
a	km	6977.45	6973.1746	6938.6895	6939.185	6939.094
e		0.008583	0.00779687	0.001293	0.002317	0.002327
i	Deg	30.2516	29.9074	30.0007	29.902	29.898
Ω	Deg	262.6549	275.2263	276.3761	276.409	276.459
ω	Deg	101.8407	100.0419	99.2227	101.616	94.020
M	Deg	329.4445	322.9629	353.9202	352.035	359.547
\dot{a}	km/Day					
$\dot{\omega}$	Deg/Day	9.9498	10.0589	10.2192	10.223079	10.224597
$\dot{\Omega}$	Deg/Day	- 6.2927	- 6.3253	- 6.4346	- 6.434395	- 6.434934
Hap	km	664.79	649.3775	569.519	577.121	577.097
Hpe	km	529.50	540.6396	551.580	544.966	544.807
P	min	96.628	96.5836	95.86845	95.879	95.877
\dot{P}	min/Day					

表 6-4-2

	NASDA # 3 推定値	NASDA # 4 推定値	NASDA # 5 推定値	NASDA # 6 推定値	NASDA # 7 推定値	NASDA # 18 推定値	NASDA # 43
E. T.	2/21 05:08:21	2/23 00:00	2/28 00:00	3/12 00:00	3/12 00:00	5/28 00:00	11/19 Rev4083
a	6939.111	6939.105	6938.705	6937.890	6937.889	6934.011	6925.416
e	0.002329	0.002342	0.002336	0.002352	0.002324	0.002267	0.002003
i	29.901	29.898	29.899	29.896	29.907	29.911	29.914
Ω	276.443	264.946	232.702	155.101	155.043	16.806	321.782
ω	94.714	112.221	165.152	294.787	290.124	359.269	1.888
M	358.872	304.040	1.806	145.538	150.269	277.848	357.806
\dot{a}			-0.063	-0.067	-0.069	-0.029	-0.080
$\dot{\omega}$	10.223800	10.224589	10.226507	10.231536	10.238319	10.247283	10.291118
$\dot{\Omega}$	-6.434715	-6.434911	-6.436175	-6.439011	-6.438270	-6.450633	-6.478515
Hap	577.131	577.213	576.775	576.068	575.874	571.585	561.145
Hpe	544.807	544.712	544.351	543.429	543.621	540.152	533.403
P	95.877	95.877	95.869	95.852	95.852	95.771	95.593
\dot{P}			-0.001306	-0.001388	-0.001430	-0.000593	-0.001655

今回の衛星打上げにおいては衛星の要請に基づき、遠地点高度を800 km以下に保つことを目標とし、2段頂点で軌道面に対して北に約8度ずらしたものを基準値とし、予定速度(3010 m/sec)に余裕(20 m/sec)を持たせ、外乱に応じて軌道傾斜角許容値内で第3段打出し方位角を変更する事により、遠地点高度を調整することを予定した。実際に第2段軌道の頂点速度は予定より約25 m/sec 過剰と推定され、誘導アルゴリズムに従い北に6度(プリセットと合せて14度)修正して、遠地点高度を予定値に一致させるコマンドが計算、送信された。(この修正により遠地点高度は約140 km 低下する)。軌道傾斜角の変化は約0.4度であった。結果的には予定した軌道との誤差が、近地点高度で約+10 km、遠地点高度で-70 kmであり、あらかじめ予測される範囲内におさまったと考えられる。

本実験においてはM3S型ロケット以降に使用を予定している新計算機(ACOS 700)システムの一部の実時間試験が行われ、今後システム検討のデータがえられた。

3. あとがき

以上に示される様に、従来の電波誘導システムはシステムの不完全さを多人数のオペレーションにより補いながらも、基本的な機能としては所期の目的を達成したと判断され、テストシステムとしての使命を達したと考えられる。又、現場レベルでの定常的運用を目的として、システムの整理を進めた新システムも実機によるテストを終了したが、これは簡素化されたオペレーションにより機械的な運用が可能であり、今後の打上げ体制に適したシステムと考えられる。

終りに当り、電波誘導のオペレーションにご協力いただいた本学松尾、上杉助教授、本研究所の川氏をはじめ関連する各班の方々に感謝する。特にレーダとはシステムの結合が密であり、本研究所市川助手には多大のご援助をいただいたことを厚く感謝する。

1979年12月25日 新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] 東京大学宇宙航空研究所報告第12巻1号(B)ロケット特集号, 電波誘導 1976年3月.
- [2] 「電波誘導方式I」石谷, 前田, 玉木 東京大学宇宙航空研究所報告第8巻3号(A) 1972年7月.
- [3] 「電波誘導方式II」石谷, 馬場, 前田 東京大学宇宙航空研究所報告第9巻4号 1973年10月.
- [4] 「M-3C-1,2号機における電波誘導プログラムの実績及び今後の誘導手順」 浜崎, 石谷, 前田, 馬場 東京大学宇宙航空研究所報告第12巻1号(B) 1976年3月.