

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 襄二・石谷 久
前田 行雄・馬場 康子

1. はしがき

宇宙研における電波誘導の方式，特にそのソフトウェアは3年余にわたる検討の結果，1974年度までにその大綱がまとまり，制御系機能（ハードウェア）の進展に応じて，適当な一時処理を行いながらその一部機能の通達試験と一部適用が行われてきた．特にM-3C-1, 2号機においては，適用可能な機能（又は通達試験）の範囲が拡がりプログラム機能の大半の試験を行うことができ，その実用可能性が確認されたと考えられる．

以下にM-3C-1, 2号機打上げ実験における誘導機能試験の経過とその結果及び，これに基づく方式の可能性の評価等について報告する．

電波誘導を行う際には，完全自動としない限りきわめて短時間に多くの判断を行う必要を生じ，特に機能試験をもめざす実験においては不測の事態を予想する必要があるが，そのオペレーションに関しては多くの問題が存在する．1号機実験ではオペレーション上の誤りのため本方式の機能を十分達成出来ないという結果に終わったが，本文においては，今後の円滑な定常的運用への参考となることを期待して，誘導方式及びその運用の経過を明確に区別して分析し，各々の評価及び問題点を報告する．

なお，本文においてはプログラムとパラメータ数値の説明を簡単にするため，以下の記号を用いる．

C_1	最終段（3段）打出し方向，時刻決定プログラム
C_2	TVC基準変更プログラム
C_3	レンジセフター（RS）用プログラム
RC-1	C_2 の計算結果によるコマンド（Radio Command-1）
RC-2	C_1 " (Radio Command-2)
H	軌道の遠近地点高度（赤道よりの高度）
V	" 速度
添字 ap	遠地点（Apogee）を示す
pe	近地点（Perigee）を示す
2	2段軌道に関する量を示す
3	3段（衛星）軌道に関する量を示す
n	標準軌道（Nominal Orbit）に関する量を示す
$H_2 - v_2$	2段頂点速度を横軸に，頂点高度を縦軸にとった軌道状態図
T_{ig}	C_1 にて計算される最終打出し時刻
v_m	最終段トータルインパルス

2. 誘導試験目的と目標値設定

M-3C型ロケットにおいて、電波誘導により実際に制御則修正可能な項目及び機能試験又はオペレーションの可能性をチェックするための試験項目を最終予定項目と共に表1に示す。ソフトウェアは最終機能にあわせてプログラムされており、1, 2号機実験において、ハードウェア機能の異なる部分に対しては、これに対応した部分修正が加えられ、オペレーションも変則的なものとなった。これ等の点は誘導方式の評価にあたっては本質的なものではないので、詳細は省略する。

表1 M3Cロケット 電波誘導可能コマンド表

誘導項目	コマンド	M3C-1	M3C-2	M3C-3
1回目TVC電波誘導 RC-1-1	ピッチ ヨー	△ ×	○ ×	○ ○
2回目TVC電波誘導 RC-1-2	ピッチ ヨー	×	×	○ ○
最終段電波誘導 RC-2	ピッチ ヨー タイム	○ ×	○ ×	○ ○ △
瞬発コマンド	—	○	○	○

×；機能なし △；通達試験 ○；機能あり

これに対して真の誘導目的、すなわち目標軌道はTVCが正常に作動すれば、必ずしも達成困難なものではなく、1, 2号機共、十分な近地点高度を確保し、遠地点高度に対しては、標準値からの多少のずれを認めると云うものである。従って表1の修正可能項目及び誘導方式の前提となる評価基準を考慮して実際の誘導目標値は次の思想により決定された。

a) 1号機の目標設定

第2段TVC基準変更が不可能なので、第2段軌道は、第1段目軌道の変動に伴いそのまま変化する。この場合 H_{ap2} が高くなると C_1 は点火時刻を早める解を出す。タイムシーケンスの都合により、ある時刻以前に点火することは不可能である。以上の点を考慮して H_{ap3n} を H_{ap2n} より高めに選定した。他方無誘導でできる H_{ap3} が H_{ap3n} を上まわる場合 C_1 の解はヨー方向に偏向させてこれを補償する解を出す。これは実行不可能であり、解の内ピッチ方向のみが修正されるのは好ましくない。従って C_1 の解としてヨー修正角が0になることを期待して H_{ap3n} を実現不可能なほど大きく設定した。なお C_2 の設定値は飛しょう計画値が変更される前の値を目標としており、この H_{ap2n} は真の計画軌道より約50km高いものとなっている。これは誘導としての実際の意味はないが外乱をどう受けても、 C_2 のコマンド解が大量に出る可能性が高く通達試験の目的には適していると考えられた。なお1, 2号機共点火時刻の修正は実際にはレーダ指令コマンドの特定コードを利用した瞬発コマンド(受信1秒後に点火する)及びこれと独立なコマンド回線(従来M-4Sで使用されていた410MHzコマンド電波で、

搭載タイマを起動して一定秒後に点火する。この値は1号機では100秒、2号機では35秒と計画された)の2系統を用いる。いずれも計算機出力の誘導解で自動的に設定することは不可能で、誘導解表示に従って、該当する時刻を手動でコマンド送信を行う。なお現在自動的に点火時刻修正を行う装置(可変タイマ)が開発され、機能試験が行われている。

b) 2号機の目標設定

ヨー方向修正が不可能なため、 H_{ap3n} の設定は1号機と同じ考え方による。実際に衛星使命の H_{ap3} に対する要求は厳しいものではないので、この実験では C_1, C_2 の誘導により H_{pe3} の精度を高めることを目標とした。従って C_2 を実行後TVCの制御誤差等の外乱を受けてもなお H_{pe3n} を達成出来る様に、 H_{ap2n} を H_{pe3n} より約8km高めに設定し、余裕を持たせた。この高度の余裕は1号機の場合と同様に点火時刻の余裕を保つために制約される。 C_2 の評価すなわち $H_2 - v_2$ 面上の評価楕円の中心は、以上から

$$H_{ap2n} = H_{pe3n} + 8 \text{ (km)}, \quad v_{ap2n} = v_{pe3n} - v_m$$

と設定される。楕円の形状については、ヨー方向修正は不可能なのでその解が0となるプログラムパラメータを選択した。ピッチ角、ヨー角共修正量の1ステップは 0.1° に相当し、以後の回線中断にそなえて $\pm 2.5^\circ$ を修正量の限界としている。これは電波誘導によって不都合を生じない様にするためであり、今後、装置の改良によりこの制約はなくなる。更に装置・回線その他の不都合により誘導不能の場合の予定打出し方策(プリセット値)については、第2段の予定軌道に対しホーマン移行となるように計画された。その場合の最終軌道の遠近地点高度は、2840 km, 260 km程度と見込まれた。以上の検討により決定された C_1, C_2 の設定値を、その他のプログラムパラメータと共に表2にまとめて示す。

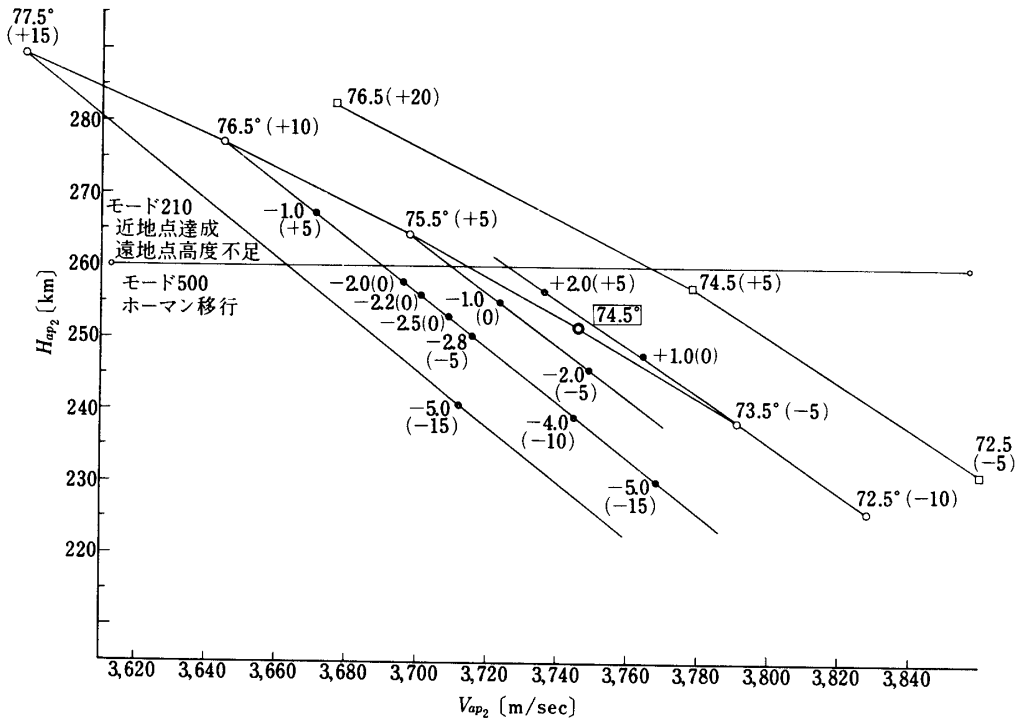
この設定値による C_1 の第2段軌道状況、すなわち H_{ap2}, v_{ap2} に対する解の変化を図1, 2に示してある。2号機に対しては更に C_2 の行による軌道修正の予測値を図3に示している。この様な計画において第1段軌道で発射角相当 $\pm 2^\circ$ の外乱(軌道誤差を等価的なランチャ角度偏差で表わしたもので過去の実績は十分この範囲内におさまっている)を受けた場合に、その修正角及び、最終的達成軌道の予測値並びにその修正後の誤差に対する影響は、図3, 4に示されている。以上により設定された誘導計画、特にパラメータ設定の妥当性と誘導の際生じる外乱・誤差に対する軌道の達成限界を知ることが出来る。2号機の場合、1段目外乱 $\pm 2^\circ$ の範囲では、2段目遠地点高度は250 km以上となることが保証され、TVC修正を行わない場合でも235 km以上となる。この場合TVCの制御残差が 0.5° 存在しても、発射相当角で $\pm 1^\circ$ 以下の外乱であれば、最終軌道近地点高度を250 kmに一致させることが可能である。従ってM-3C-2号機の誘導計画は所期の最終軌道近地点高度の目標値(250 km)達成の可能性がきわめて高いことが示される。これに対して遠地点高度はヨー方向の修正機能がないため外乱の影響をそのまま受け、TVC修正を行わない場合2380 km~3320 km, TVC修正を行った場合でも2600 km~2860 kmと予測された。これに更に最終段モータの総推力誤差を考慮して、近地点250 km, 遠地点高度 2800 ± 200 kmの軌道達成を事前に予定した。

表2 M3C型ロケット プログラムパラメータ設定値

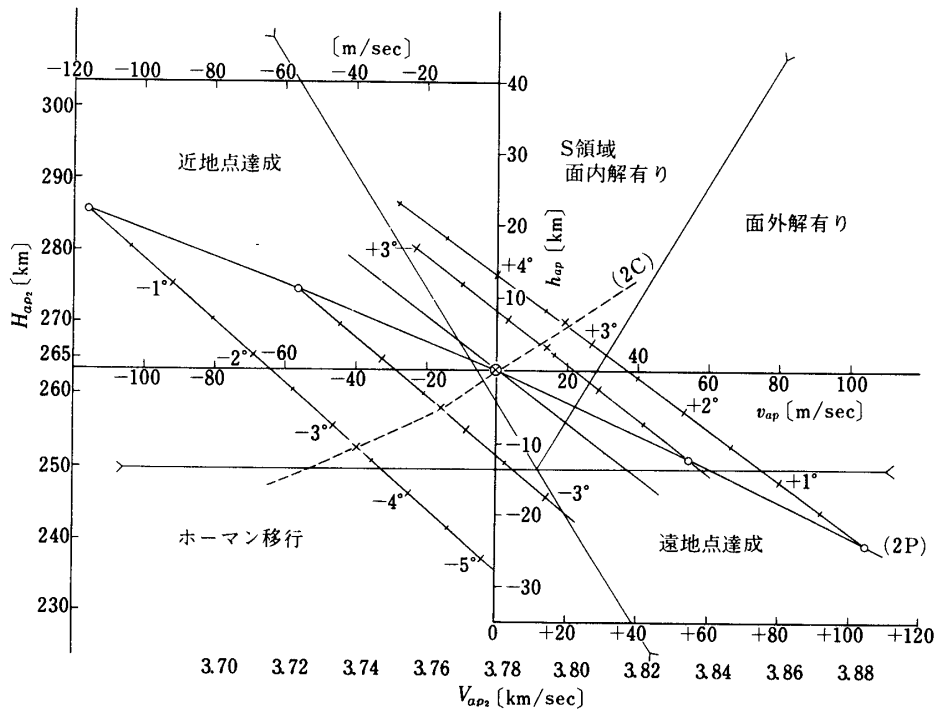
変数名	単 位	設 定 項 目	M-3C-1	M-3C-2	M-3C-3
H4AN	km	衛星目標遠地点高度	5000	2850	650
H4PN	km	“ 近地点高度	260	250	550
II4N	Deg	“ 軌道面傾斜角	31	31	
I IUP	Deg	衛星軌道面傾斜角上限値	36	36	
I IDN	Deg	“ 下限値	26	26	
RMIN	km	衛星達成の最少必要高度	150	150	150
RSPC**	km	コマンド修正を行う最低高度	180	180	180
PTIG	Sec	プリセット最終段点火時刻	315	325	440
STIG	Sec	点火時刻修正コマンドのスケール・ファクター	1	1	1
SPCH	Deg	ピッチ角 “	0.1	0.1	0.1
SYAW	Deg	ヨー角 “	0.1	0.1	0.4
DELB	Deg	ジャイロのピッチ角ドリフト上限値	1.0	1.0	1.0
GLSP	Deg	ジンバルロックの角度	70	70	70
UQ	km/Sec	最終段トータル・インパルス	4.758	4.5763	4.6717
TC	Sec	コマンド遅延時間	35	35	55
TID	Sec	最終段点火遅延時間	27	28	28
PCHI	Deg	ピッチプログラマ初期値	13.60	15.51	
DPCH	Deg/Sec	ピッチレイト (2段目燃焼中)	-0.2254	-0.3763	0.0
YAWI	Deg	ヨープログラマ初期値	—	—	
DYAW	Deg/Sec	ヨーレイト (2段目燃焼中)	—	—	0.0
EPSP	Deg	C ₂ ピッチ修正角の収束判定値	0.5	0.5	0.5
EPSY	Deg	C ₂ ヨー “	0.5	0.5	0.5
R	—	C ₂ R ₁₁ : R ₂₂ (ただしR ₁₂ =R ₂₁)		1000	0.001
LIMP ₁	Deg	C ₂ 第1回目ピッチ操作量の限界	—	±2.5	±4.0
LIMY ₁	Deg	C ₂ 第1回目ヨー “	—	—	±4.0
LIMP ₂	Deg	C ₂ 第2回目ピッチ “	—	—	±6.0
LIMY ₂	Deg	C ₂ 第2回目ヨー “	—	—	±6.0
QA	—	C ₂ 評価楕円の成分比 1 : α	1×10 ⁻⁸	1×10 ⁻⁸	1×10 ⁻⁸
QB	—			—	1.0
QK	km/km/Sec	C ₂ 評価楕円の傾斜	151.5	300	2000
GELV	Deg	ジャイロ基準系の発射点における上下角	20	20	
GAZM	Deg	“ “ 方位角	90.3	90	
PQ	Deg	最終段打出し設定角 (ピッチ角)	-28.71	-28.68	
YQ	Deg	“ (ヨー角)	0	0	
TBB	Sec	最終段燃焼時間 (有限加速用)	44	44	44
ISPS	Sec	サブブースタ I _{SP}	219	219	219
ISP 1	Sec	B 1 ロケット I _{SP}	225	225	225
ISP 2	Sec	B 2 ロケット I _{SP}	273	273	277
ISP 3	Sec	メインロケット I _{SP}	283	283	284

* M3C-3号機については設定予定値.

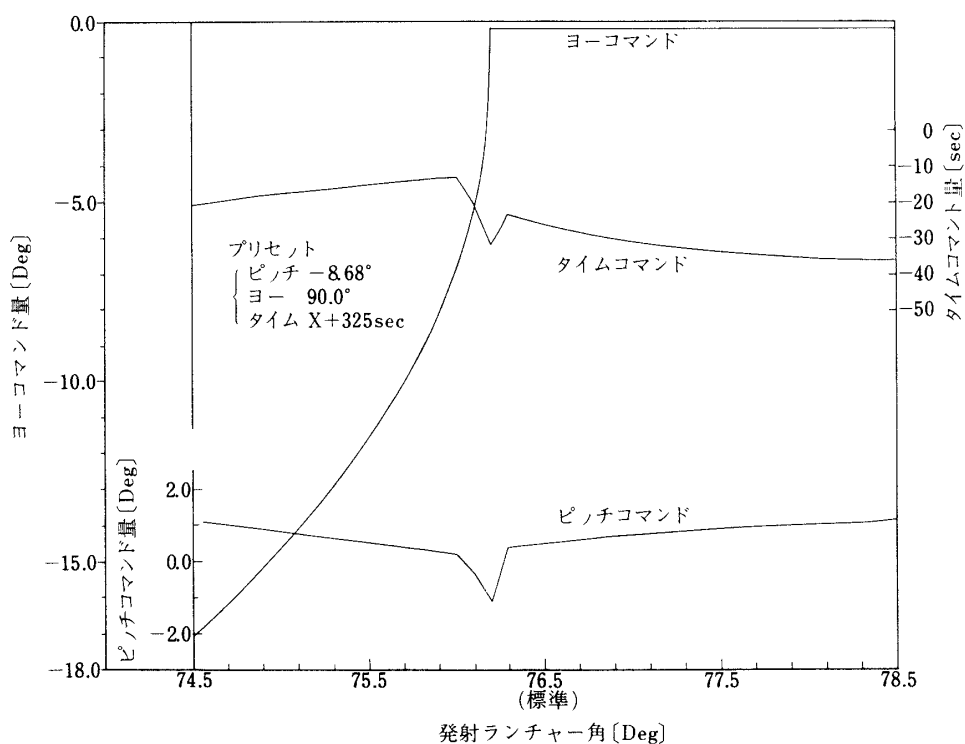
** 保証近地点高度を示し, ホーマン移行となる.



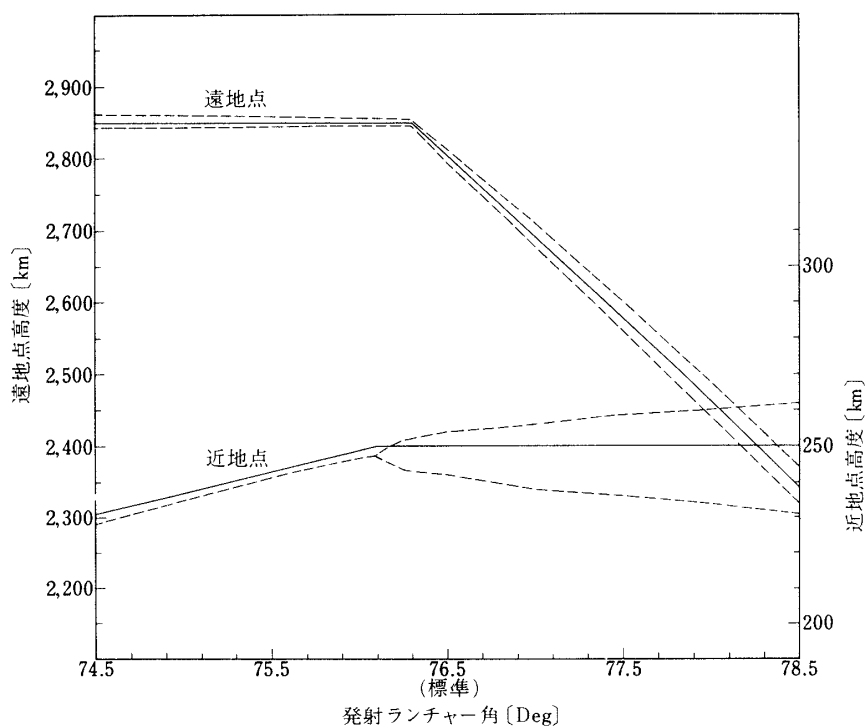
第1図 M3C-1 $H_{ap} - v_{ap}$ 図



第2図 M3C-2 $H_{ap} - v_{ap}$ 図



第3図 M3C-2 C_1 プログラム操作量, 目標軌道 H_{ap} 2850km, H_{pe} 250km



第4図 M-3C-2 達成軌道とその誤差, 目標軌道 H_{ap} 2850km, H_{pe} 250km

以上の経験を通じ、今後の誘導計画すなわちパラメータ設定に当たっての標準手順は、当面次の様に行う予定である。

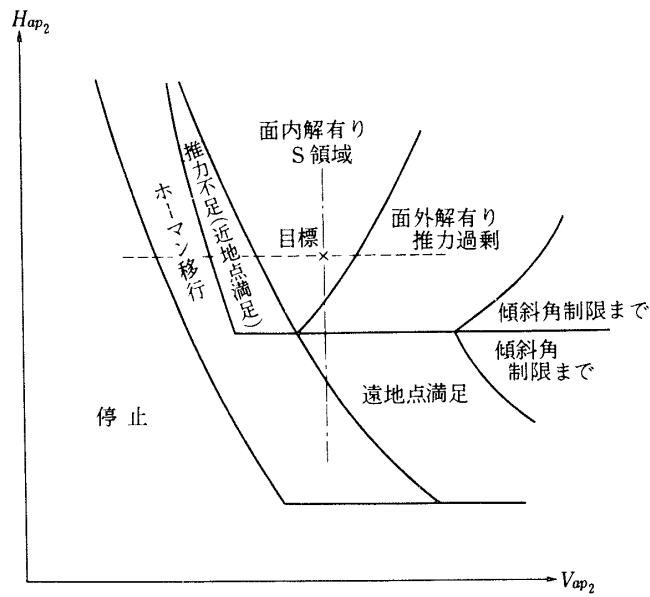
C_1 プログラムの評価基準は、 H_2-v_2 面上の異なる領域毎に複雑な変化をする。そして全体としての評価基準は衛星軌道の真の目標とは、必ずしも一致しないのでパラメータ設定により、予想される大部分の $H_{ap2}-v_{ap2}$ の実現範囲のまわりの C_1 の評価と真の目標が一致する範囲を選択することが必要である。 C_1 の評価は多様な目標を満足する様に考慮されており各段階毎に異なるものであるが、典型的な領域パターンは、図2、5に示される。この際、注意すべき点は次にまとめられる。

- 1) 達成範囲の判定。特に一部誘導不能の場合の達成限界の把握。
- 2) 各段階毎の誤差の影響。特に、 C_1 の誤差は最終的であるからその判定は重要である。
- 3) 軌道推定の安定性に対する解の安定性。
- 4) 求解量に対する実現可能性の判断。特に C_1 のヨー方向に対する求解量は著しく大きくなる可能性があり、ハードウェアその他の制約がある場合、十分注意する必要がある。

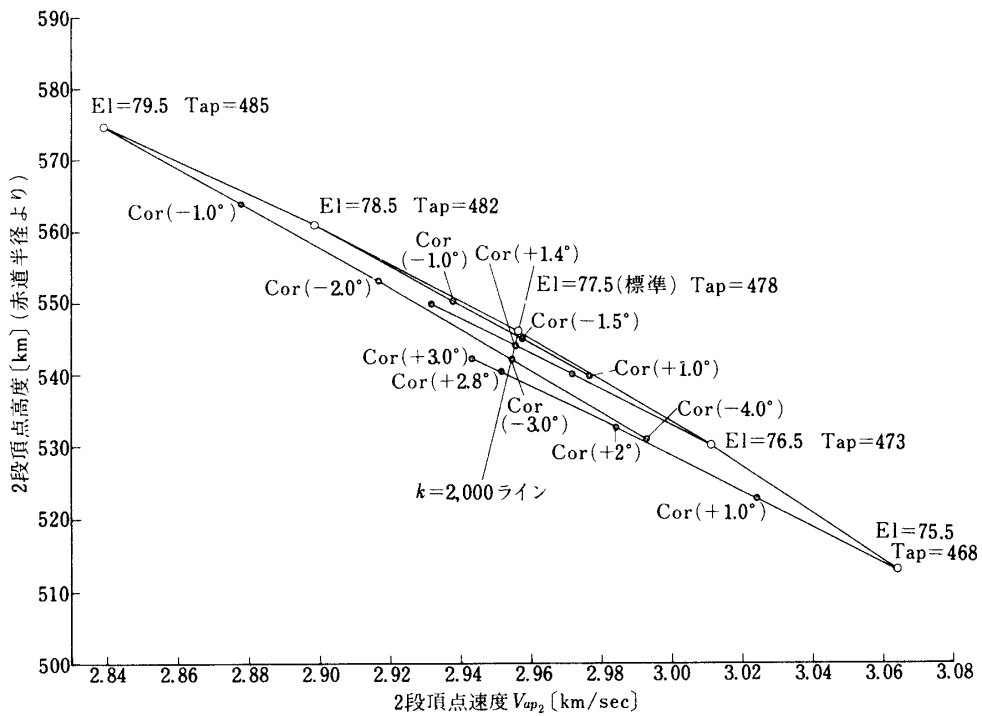
これに対して最適化の意味からは C_2 は C_1 をバックアップするものであるから、 C_1 との関連で定められる必要がある。この際特に重要なのは、 C_2 終了後の軌道状態目標であるが、その形状(H_{ap2} 及び v_{ap2} で規定される)と軌道面(C_2 終了後の速度ベクトル方位基準 φ_2)とはほとんど相関がないので C_2 の評価楕円(Rで定まる)の内、第1、2成分と第3成分とは直交して選ばれる。その数値は両者の誤差の相対評価で正統的に定められる。第1、2成分すなわち H_{ap2n} と v_{ap2n} との相互関連は、 C_1 との関連で定められ $H-v$ 面上の C_1 の解領域を参照して定められる。一般に H_{pe3} に重点を置けば H_{ap2n} を、 H_{ap3} に重点を置けば v_{ap2} を重視する。(図5参照)楕円中心に対しては方位基準は他との相関が少ないので落下点をも考慮した真の目標と一致させ、 H_{ap2n} 、 v_{ap2n} の選択については、 C_1 との関連で定められる。すなわち C_2 の修正の結果達成される H_{ap2} 、 v_{ap2} に対する C_1 の評価が真の目標とよく一致すればよく、 C_1 の解領域の内、これと一致する範囲の中心を H_{ap2n} 、 v_{ap2n} として選定する。特に C_1 の評価と衛星軌道の真の評価が一致する場合は、図5におけるS領域の中心に $H_{ap2n}-v_{ap2n}$ を選定するのが一般的であり、2号機実験ではこの思想に従った。

以上の原則に従い、パラメータが設定されるが、前述の注意事項に対する確認をとる必要がある。そこで、このようなパラメータのもとで各誘導制御が行われた場合に各段階で生じ得る外乱、誤差に対応したグラフ作製を標準手順とすることが有効であり、現在その一部がプログラム化されて既に実行されている。M3C-3号機用に用意されたグラフを例として以下に示す。

- ① $H_{ap2}-v_{ap2}$ 面上の解のmode毎の領域表示(C_1 に対するもの)(図6)
- ② 同面上への C_1 開始以前までの各段階毎の外乱の結果達成される $H_{ap2}-v_{ap2}$ の変化(図6)
- ③ 第1段ブースタ段階の外乱に対応して、その後必要な C_1 を行った場合の解の変化(図7)
- ④ 同図上への C_1 制御誤差(図7)
- ⑤ 同上で C_2 、 C_1 を行った場合の解の変化(図8)
- ⑥ 同図上での C_1 制御誤差(図8)



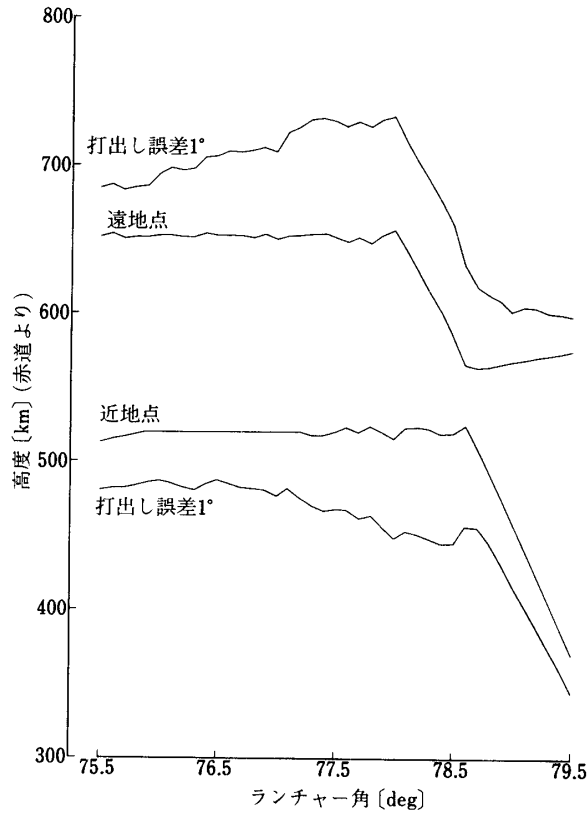
第5図 C₁モード図



第6図 M3C-3 検討例 $H_{ap2} - v_{ap2}$

C₂ チェックプログラムで計算

④ CorはTVCピッチプログラマ修正量 [deg] Tapは
頂点通過時間(X+Time) [Sec] EI: 発射相当角 [deg]



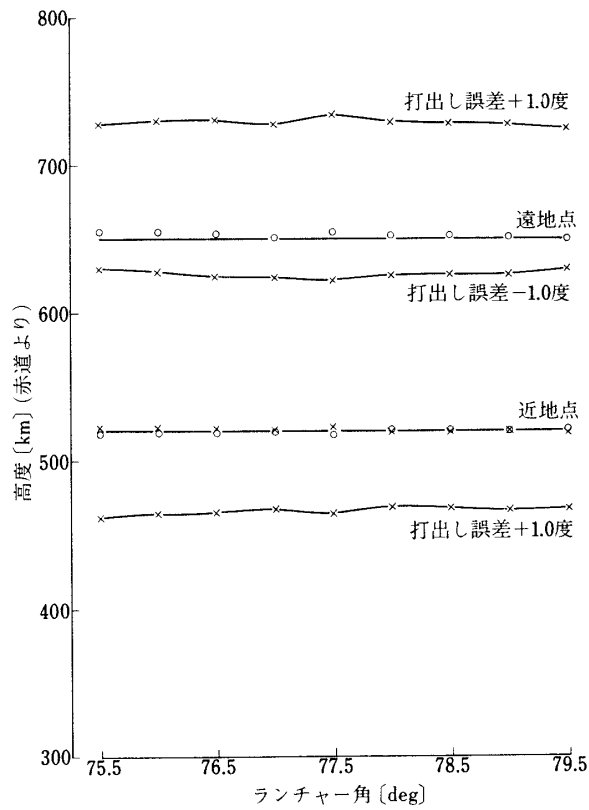
第7図 達成軌道と誤差（ピッチ）

検討例

Spec $H_{pe} = 520$ km $H_{ap} = 650$ km $v_m = 4657$ m/SecTVC コマンドなし C_1 のみ（誤差 $\pm 1^\circ$ の大きなエラーをプロット）

- ⑦ C_2 制御誤差を考慮した、同様の解達成、誤差範囲
- ⑧ 最終段モータ打出し時の外乱に対する達成軌道誤差の感度（例1（図9-a）代表的楕円軌道（ $H_{ap} = 2800$ km, $H_{pe} = 240$ km）, 例2（図9-b）代表的略円軌道（ $H_{ap} = 550$ km, $H_{pe} = 630$ km））

以上の計算と検討は、このために用意されたプログラムで行われるが、この他にリアルタイムプログラムに対する入力データの確認が必要である。これに関しては当面、テストケースを試行することによりデバックを兼ねてチェックすることを予定している。



第8図 M3C-3 達成軌道と誤差
検討例

Spec $H_{pe} = 520$ km

$H_{ap} = 650$ km

$v_m = 4657$ m/ Sec

TVCコマンドあり (C_2)

最終段コマンドあり (C_1)

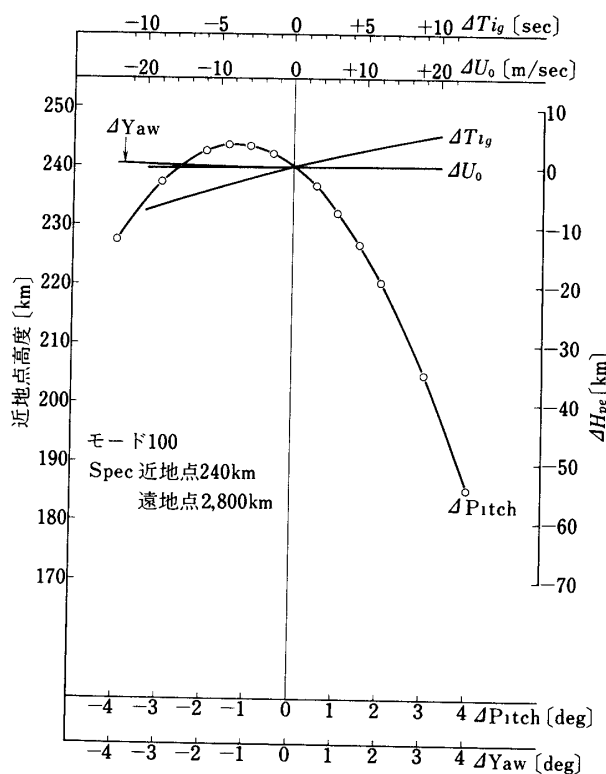


図9-a-1
例1 近地点感度

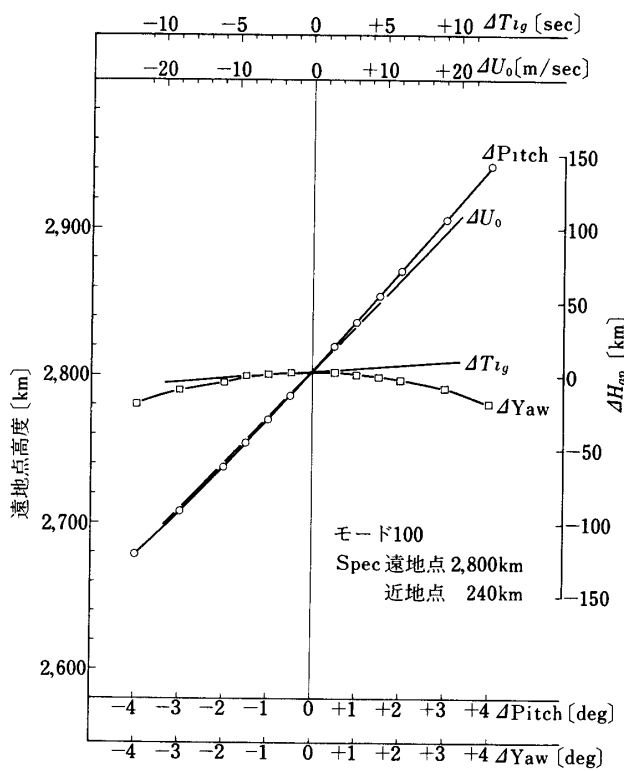


図9-a-2
例1 遠地点感度

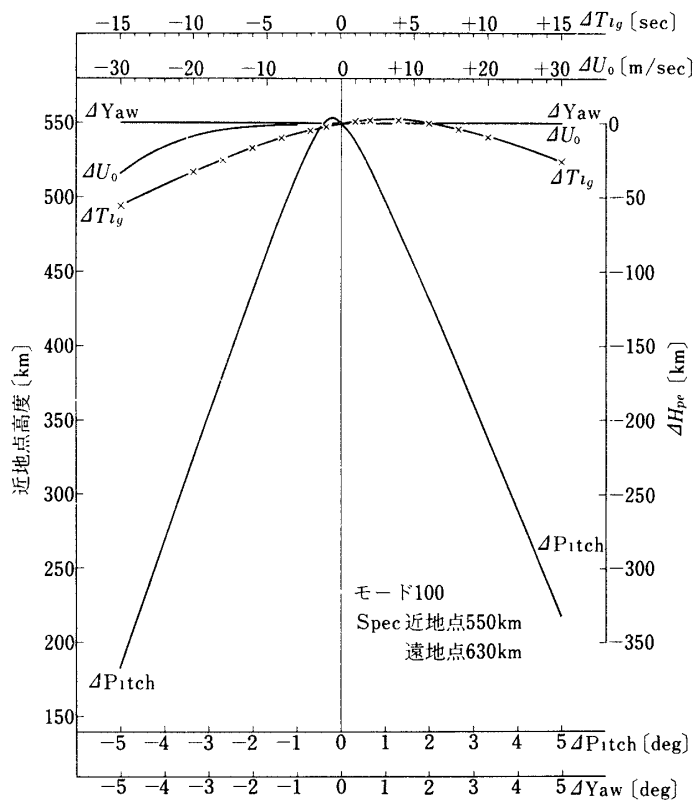


図9-b-1
例2 近地点感度

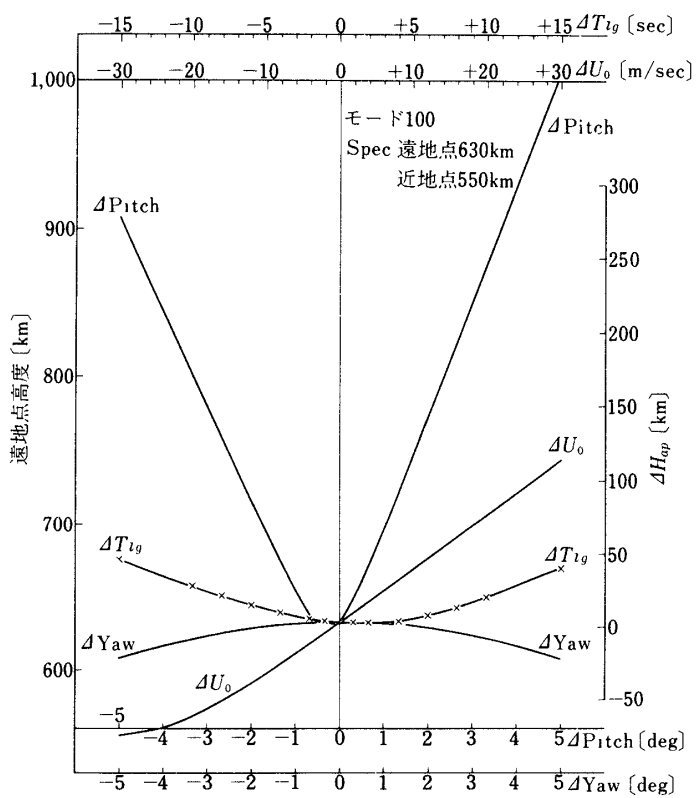


図9-b-2
例2 遠地点感度

4. 誘導オペレーション

4.1 オペレーション配置

以上の準備のもとに、1, 2号機のオペレーションは次の配置で実行された。

表3 オペレーション配置

	1号機	2号機
レーダセンター		
表示系チェック並びにコマンド指示	1名*	同左*
レーダコマンドオペレーション	1名*	〃
計算機入力制御	1名*	〃*
計算機オペレーション	1名*	1名
コントロールセンター		
表示系チェック	1名*	2名*
410MHzコマンドオペレーション	1名*	同左
点火コマンド秒読み	1名*	/
テレメータセンター		
コマンド受信確認	1名*	同左*

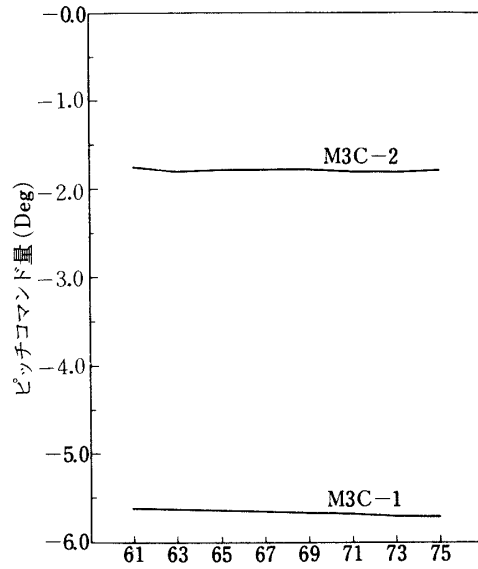
(* 指令電話)

この内、1号機では指令電話による連絡は保安(RS)オペレーション関係の指令電話と共用して、必要時間に応じて利用したが、一部混乱したため2号機においてはコマンドオペレーション関係者だけで独立した指令電話を使用し、コマンド決定の判断が混乱した場合レーダセンターで優先権を持ってコマンド実行を行うことにした。なお、2号機以来、 C_2 の修正が加わりチェックすべき表示内容が増加したので、表示チェックの人員を1名増加した。

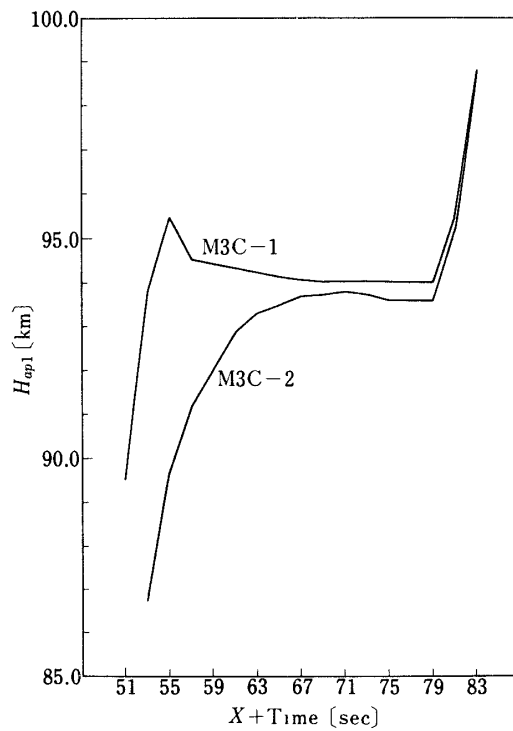
4.2 実験における経過

a) 1号機の経過

精測レーダは発射後約+18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。誘導関係では同時に C_3 プログラムが開始され、レーダがロックオフするまで正常に計算された。X+61秒には設定に従って C_2 が開始され、その後15秒間、2秒毎に修正角が更新された。その間の変化は2号機と共に10図に示されるが、1ステップ、すなわち 0.1° 以内の変動にとどまった。1号機で修正角が異常に大きく出たのは標準軌道自体が、発射相当上下角で 1.5° 上方に変更され、更に初段ブースターがそれより高く飛んだためである。 C_2 における H_{ap2n} は、約247kmなので、この値は正常と考えられ、将来のTV C基準角の電波誘導による修正は実用的であることが確認された。 C_2 による誘導上最も問題と考えられていた1段目燃焼終了後の自由飛しょう時の軌道のオンライン推定結果の一部(軌道頂点高度変化)は2号機の結果と共に11図に示される。これは誘導に要求される軌道精度、ジャイロ精度と比較して、十分実用的と考えられる。なお、TV C初期角修正コマンド(RC-1)の通達試験は、70秒に行われたが、コマンド・コンソールに計算機出力(コマンド量)を入力中でコマンド送信機能が働かず、実際の送信は行われなかった。150秒に C_1 が開始され、2段目軌

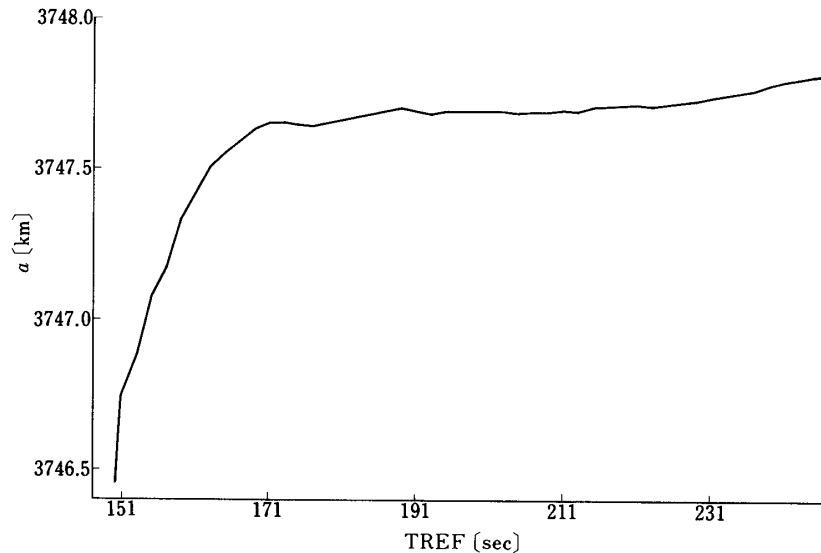


第10図 C₂ピッチコマンド計算値



第11図 オンライン1/2段間軌道推定

道推定は約20秒後に収束した。その変化の様子は2号機の結果と共に第12図に示される。こ



第12図 M-3C-1 オンラインデータ軌道長半径 a [km]

れに対応してコマンドによる修正量も変化しているが、変化量は量子化単位に比べて十分小さく、全期間を通じて1単位以下であり、最終的な修正量はピッチ角+1.1度、ヨー角+1.6度、タイム-21秒であった。

これより C_1 は本来の目的に対しては、十分に機能を果たしたことが確認される。しかしながら、プログラム結果の表示モードを決定するパラメータは、その時点では点火時刻 T_1 のプリセット値(315秒)を示す値が選択されており、誘導解の表示の一致がとれず解の妥当性のチェック並びに、表示不一致の原因の検討に約20秒を費した。

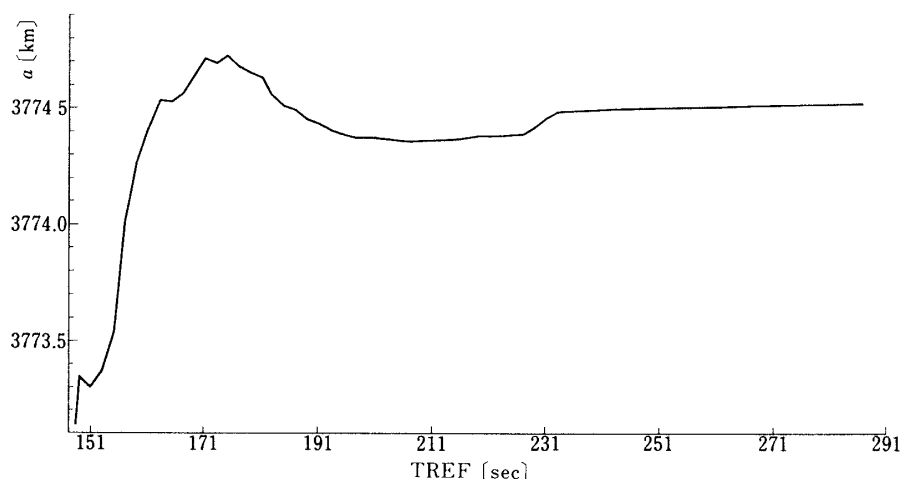
更に事前のモードパラメータ変更手順が適切でなかったため、点火時刻と誘導解の表示を一致させるためのパラメータ変更までに約20秒が経過した。この結果モードパラメータは、203秒に正しい値に修正され、解の妥当性は確認されたが、ピッチ修正コマンド送信可能時刻(210秒)を過ぎたため、結局コマンド送信は行われなかった。その後点火時刻の修正は誘導解に従い、標準値より21秒早めることを決定し、事前の手順に従って、400MHzコマンドは260秒に、5.6MHz瞬発コマンドはその35秒後に送信された。実際には、コマンド送信のための秒読みが遅れ、結局 $X+299$ 秒に、第3段ロケットはプリセットの打出し方向へ点火された。この期間を通じてピッチ角修正のチャンスを逃したことになるが、この点については事前の表示内容の確認、プログラム設定、オペレーション手順等に問題があることが明らかにされ実験後、オペレーションシステム全体の再検討が行われた。しかしながら誘導系全体の考え方やソフトウェア、ハードウェアには基本的な問題はなく、運用上の検討により、2号機実験までに以上の問題点は十分可能と考えられた。なお、400MHzコマンド送信時刻と、点火時刻との間の遅延時刻は実際のタイマより1秒短く設定しており、点火時刻から逆算してコマンド時刻を計算したため、実際の点火時刻は更に、1秒遅れることになった。

以上のオペレーションの問題を事後検討した結果、2号機実験までに次の点の改良・変更が行われた。

- 1) C_2 コマンド送出手は、コマンドコンソールの2重送出防止論理の誤りを修正した。あわせて計算機からコンソールへの入力時間(この間送出不能)をソフトウェア改善により短縮した。
- 2) C_1 コマンドは、瞬発コマンド、410MHzコマンドを含み、オペレーション体制の改善を行い、運用上の改善をはかった。又オペレータのわきに秒時計を設置した。一部表示に思想統一を欠く部分があるが、過去の経緯によることと、プログラムを固定化するためソフトウェアの変更は行わない。
- 3) 最終段軌道予測は、平均軌道の予測に改め、あわせて観測待受け角・時刻の予測を追加した。

b) 2号機の経過

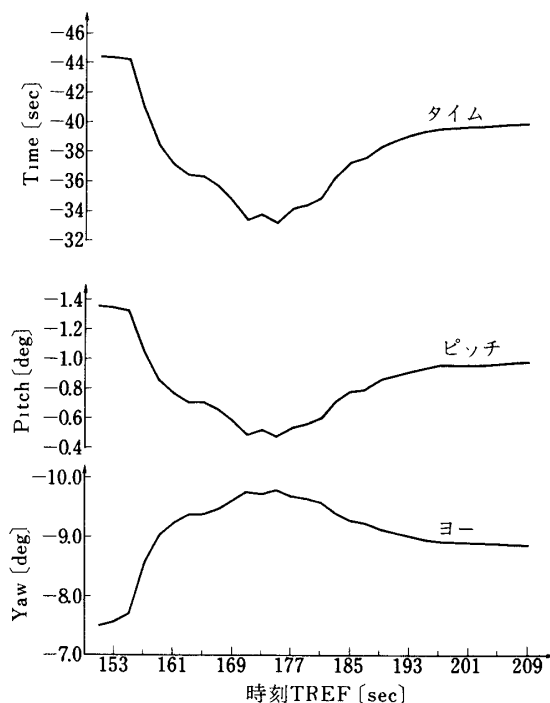
精測レーダは発射後約28秒で目標を捕捉し、以後528秒まで正常に作動した。これに伴い関連プログラムも予定通り逐行された。



第13図 M-3C-2 オンラインデータ軌道長半径 a

$X+61$ 秒以後の C_2 によるピッチ修正角の変化は、図10に1号機とともに示される。修正角は -1.8 度であり、ロケットの飛しょう監視用X-Yプロッタ等により正常な値と判断されたので、予定に従って $X+70$ 秒にRC-1を送信し、テレメータによりただちに確信が確認された。151秒にはプログラム設定に従ってプログラム C_1 が開始された(2段目軌道推定の収束の様子は第13図に示される)。

これに対してコマンドによる修正量は第14図の通り変化している。達成軌道等の表示により修正量は正常と判断された後、予定どおり $X+180$ 秒にRC-2を送信し、テレメータにより受信が確認された。その後ピッチ・コレクションコマンドを194秒に送信した。この時点(最終段が予定に従って、点火時刻、加速状態、打出し方向が正常であるという前提)



第14図 M-3C-2 オンライン誘導解
(プログラム C₁ 出力結果)

での衛星軌道予測値は近地点 249.9 km, 遠地点 3050 km, 軌道傾斜角 31.0° と計算され, この値は衛星第 1 回目の待受け角計算に利用された. 誘導解による点火時刻はプリセット値より 34 秒早い 291 秒と計算されこれに従って 410 MHz コマンドを 255 秒, 瞬発コマンドを 290 秒にそれぞれ送信した. 計算によると 410 MHz コマンドは点火までの 35 秒を見込んで 256 秒が正しい送信時刻であったが, モード切換確認時刻の 255 秒にまるめられたため, 実際には誘導解より 1 秒早く 290 秒に点火したものと推定される.

以上の様に, 2 号機では, 1 号機の経験をいかして, オペレーション体制も検討した事前に十分な準備を行ったので, 特に混乱もなく予定通りのオペレーションを実行することが可能であった. 今後も基本的には 2 号機実験と同じ体制でオペレーションを行うことが望ましいと考えられる.

5. 誘導の結果と適用可能性

実際のオペレーションをはなれて, 誘導方式の実用可能性の立場からは実験結果は以下の様にまとめられる.

1) C₂ プログラムの前提条件である第 1 段軌道推定の収束性

前述の様に 1, 2 号機の結果は第 11 図にまとめられる. M-4 S の実機データに対しては, 既に十分実用的なことが確認されていたが, この結果からも更に, 誘導目的に対するフィル

ターの安全性と適用可能性が実証された。またその解の安定性は第10図にまとめて示される。

2) C_1 プログラムのための第2段軌道推定

C_1 プログラム実行時には、ロケットは慣性飛行中であり、その軌道推定は比較的容易である。その推定精度に関しては、M-4Sの実験データへの適用、M-4S-4号機における実機実験において、既に十分実用可能性が確認されていたが、1, 2号機の結果も第12, 13図に示される様に20秒程度で一応収束し極めて良好と考えられる。これに対し C_1 プログラムは前述の様に、正常に飛しようした場合にも解領域がかなり敏感に変化する付近を選択しているため、わずかな推定の誤差で解が変動する可能性がある。2号機の求解結果は、14図に示される様に、ピッチと点火時刻が対になって変化している。2号機では点火時刻1秒のずれは、その間の重力加速度の影響のためピッチ修正角を 0.1° 変化させることとほぼ等価であり、これを考慮すれば、14図における解の変動も本質的には差がないことが示される。ただし実行上は、ピッチ(ヨー)角、点火時刻の修正量を常に同一時点毎に独立に計算された一組の解に従って修正することが重要である。本来同一時刻における求解結果が一時、コマンドコンソールのバッファメモリに蓄えられ、この内容が指定時刻に自動的(又は任意時刻におけるオペレーターの動作による)に修正量が伝送されるので、上記の問題は生じ得ない。しかし1, 2号機(及び当面の)実験では実際の点火は、上記の修正量の送信によらず別個にその数値に基づいた点火コマンドをオペレーションにより実行される。従ってこの様なオペレーションが続く間は、ピッチ、ヨーのコマンドを送信した時点の時刻修正量に基づいて点火することが必要であり、1, 2号機実験では特にこの点に留意して実際のオペレーションが行われた。

3) C_2 プログラム(TVC修正)の機能と予測機能 C_2 プログラムに基づく修正機能は、そのまま飛しようした場合と C_2 の解に基づいた修正を行った場合の H_{ap2} , v_{ap2} の誤差の予測結果により評価される(表4参照)。これは事前計算による外乱状況とその修正の予測を示す状態図($H_{ap2}-v_{ap2}$ 面図)(1, 2図)からも明らかであり、実験の結果もこれ等の予測値とよく一致していることが示される。実際に達成される軌道は、TVCの誤差その他、第2段推力飛行中の予測値との誤差により当然予測軌道とは差が出るが、事前に誘導を行う際の判断は最も確かと思われる予測値に従わざるを得ないのでこれは問題とならない。

4) C_1 プログラム(最終段打出し)の機能と予測機能

C_1 プログラムの修正機能についても、同様にその時点の予測最終軌道により評価されるが、その結果は1, 2号機においては4表の通りであった。最終軌道については最終段推力、打出し方向誤差等により予測値と差を生じる。

以上より誘導プログラムとしての機能は一応所期の成果を得たと判断されるが現実の飛しよう経過、並びに衛星軌道はオペレーションの問題、予測不可能な誤差外乱により必ずしもプログラム内で計算された予測値通りの軌道は達成されていない。これらの要因による1, 2号機の実際の飛しよう経過は次の様にまとめられる。

1号機はTVC修正を行っていないので、最終段の達成軌道の経緯だけが誘導上問題となる。1号機の場合には、前述の様にオペレーション上の問題点があったが表5には誘導に関するオペレーションが、完全に行われた場合にどの様な軌道が達成可能であったかを段階的

表4 プログラム表示値

プログラム		項目	単位	M3C-1	M3C-2
C ₂	プリセット	ΔH	km	49.66	15.72
		ΔV	km/sec	-0.182	-0.050
	ガイド	ΔH	km	-4.01	-1.84
		ΔV	km/sec	-0.027	-0.006
	現在の軌道	H_{ap1}	km	94.05	93.72
		V_{ap1}	km/sec	1.244	1.284
		A_{zap1}	Deg	90.908	87.753
		Xタイム	Sec	73.0	73.0
	操作量	計算モード	—	# 20	# 20
		ピッチ	Deg	-5.7	-1.8
ヨー		Deg	0.0	0.0	
C ₁	プリセット	H_{ap}	km	3161.19	3052.57
		H_{pe}	km	287.29	249.34
		i	Deg	30.98	30.97
	ガイド	H_{ap}	km	3201.69	3042.01
		H_{pe}	km	261.26	249.62
		i	Deg	31.12	30.99
	現在の軌道	H_{ap2}	km	297.15	256.96
		V_{ap2}	km/sec	3.628	3.827
		A_{zap2}	Deg	92.094	92.841
		Xタイム	Sec	181.0	181.0
	操作量	計算モード	—	# 210	# 310
		ピッチ	Deg	1.1	1.2
		ヨー	Deg	1.5*	-9.6*
タイム		Sec	-21.0	-35.0	

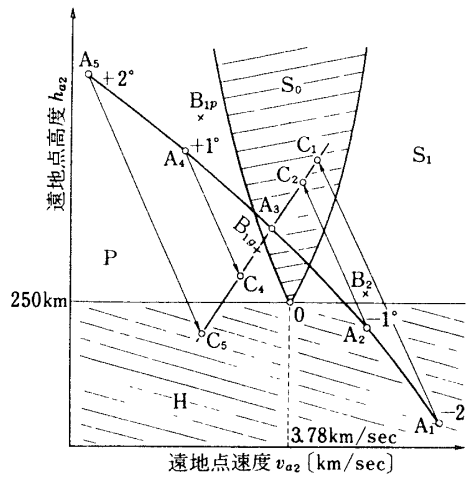
* 実際の表示は0.0.

に示している。この結果から打出しピッチ角修正の失敗で約12km, 点火時刻のずれで3.3km, ジャイロのドリフトで3.2km, 誘導計算の近似及びコマンドの量子化により1.4km, 合計20kmの誤差を生じたことが示される。なお定義の差により, 平均軌道から計算された近地点高度は, これより更に8.9km高くなる。

表 5

6要素	単位	1	2	3	4
a	km	8102.2264	8109.8974	8102.9625	8106
e		0.1773277	0.1813	0.1791	0.179
τ_p	[JST]	14 ^h 05 ^m 15 ^s	14 ^h 02 ^m 29.3 ^s	14 ^h 03 ^m 20.6 ^s	
Ω	deg	268.1876	266.7040	268.1986	
i	deg	30.9895	31.1273	30.9973	
ω	deg	95.3671	87.9375	90.4988	
T	min	120.96			
h_{ap}	km	3160.80	3202.056	3176.037	3178.88
h_{pe}	km	287.31	261.407	273.556	276.86

- 注) 1. プリセットのまま打出した場合のオンライン (インパルス近似) による予測
 2. 誘導解に従って打出した場合のオンライン (積分計算) による予測 ($T_{ig} = 294_{\text{sec}}$, $p = -8.71^\circ + 1.1^\circ$, $Y = 1.5^\circ$)
 3. $T_{ig} = 294_{\text{sec}}$ $p = -8.71^\circ$ とした場合のオンライン (積分計算) による予測
 4. $T_{ig} = 299_{\text{sec}}$ $p = -8.71^\circ$ とした場合のオフライン計算値



第15図 誘導計画を示す軌道状態図(第2段軌道遠地点速度, 高度換算)

$A_3 = C_3$: 予定軌道ならびに C_2 プログラム目標値

S_0 : 目標軌道達成可能域(C_1 プログラムによる, 以下同様)

S_1 : 目標軌道達成可能域(一方方向修正可能な場合, 不可能な時最終軌道遠地点高度が過剰となる)

p : 近地点高度のみ目標値達成域(遠地点高度は不足する)

H : 遠地点高度目標達成不能域(ホーマン移行になる)

A_i : T V C修正を行わない場合(角度は外乱の大きさを示す)

C_i : T V C修正を行う場合

2号機に対しては、実際の飛しょう経過の概略を第15図に同時に示す。第1段モータは 1° 相当高めに飛しょうしたため（そのまま2段目が飛しょうすると第15図 B_{1p} 点の軌道となる）1段目燃焼後 C_2 に従い -1.8° の修正が行われ、この時点ではこの修正により B_{1g} 点に誘導されると予測されたが第2段モータの燃焼に関する外乱（速度増加、TVC 制御残差等）のため、実際の第2段軌道は B_2 点となり、 S_1 領域に入った。この結果、近地点目標達成のみが可能になり、180秒に前述のコマンド送信が行われた。（その時の誘導解はピッチ -0.5° （実は $+1.3^\circ$ ）点火時刻 -34 秒（早める）と算出され、290秒に点火指令により最終段モータが点火された。）この時点で、最終軌道は近地点250km、遠地点3050kmと予測されたが、遠地点は約 9° のヨー方向修正により達成可能であった。

最終的な衛星軌道（宇宙開発事業団の推定による）は接触軌道に換算して近地点246km、遠地点3140kmであり、これは最終段モータの推力と打出し方向の誤差によると考えられる。

以上の結果により、誘導の基本概念は現実の誘導システムその他誘導上必要なハードウェアの精度と機能に十分調和しており、比較的簡単かつ安全なアルゴリズムで十分に要求される軌道精度を達成出来るものと判断される。実際の運用については、短時間に多くの判定を要するものであるから、本来計算機と直結して自動的に行うべきものである。しかしながら現在は初期の実験段階であるため人間の判定、オペレーションを介入させている点に大きな無理があり、必ずしも容易に機能を発揮出来るとは云い難い。これは今後信頼性を得た段階で、人間の不要な介入を省いて行くことにより解決出来るものと期待される。この際、従来の経緯から取残されている一部機能、表示内容等で現在の思想と相いれない部分を整理すること、一部送出制御・計算機制御機構を改善する必要があるが、基本的には現在完成しているプログラムに従った自動送出を行う方向で、誘導オペレーションは定常化可能と考えられる。

以上 M-3C-1, 2号機実験における電波誘導適用の経過及び結果とその評価を報告した。これ等の結果から、本方式は一部運用上の問題、プログラムに含まれ得る誤りの抽出を除き基本的には完成したと考えられるが、今後この適用が重大な失敗を招くことなく、円滑かつ容易に行われ得るための標準的な作業手順を示すことが有効であると考えられる。そこで今までの経験に基づいて今後定常的に電波誘導を適用するために行うべきパラメータ設定の基本概念を整理した。それと共に誘導を安全に行うための各種の事前評価とチェックの手法、または誘導の結果に対する評価方法を標準化して示した。更に今後の経験を追加して、改善したいと考えている。

終りに当り、電波誘導実行に際して御検討、御協力いただいた、飛しょう実験関連各班、特にレーダ、CN、CM、OP、RS 班の各位に深謝する。また実行前には、再三にわたり、電波誘導打合せ会メンバーの他、上記各班の担当の方々に御検討いただいたことをあわせて感謝する。誘導計画は飛しょう計画と密接に関連しており、計画担当の松尾助教授、上杉助手には飛しょう前計画段階から全面的に御協力をいただいた点を記して特に感謝する次第である。また電波誘導のオペレーションは、レーダ、姿勢制御系とは緊密な共同作業が必要であり、実験期間を通じて終始御協力いただいた市川助手、精測レーダ系の座間助手、松井

技官に深謝する.

1976年3月30日 新設部 (工学)