

「M4Sの軌道追跡」

野村民也・石谷久・関口豊
馬場康子・前田行雄

M4Sの軌道追跡

M4S ロケット実験における軌道追跡は、L4S 実験と同様、追尾レーダによる直距離及び追尾角度、136 MHz 及び 400 MHz ビーコン電波のドップラ周波数観測並びに、18mφ アンテナによるTMの角度追尾情報に基づき、オンライン及びオフラインのデータ処理が行なわれ、ロケット並びに衛星の軌道推定をはじめ、精測レーダ、姿勢制御基準装置の精度に関する情報を得ることが出来た。

ここでは主に第3段ロケット軌道、及び第4段軌道（衛星軌道）の追跡に関して、その目的、手法及びその結果について報告する。基本的には、L4S 実験における場合 [1] [2] と同様な手法に従っている。

I 軌道追跡の目的

M4S ロケットの軌道追跡は、主に精測レーダの情報に基づいて、次の様な目的に対して処理を行なった。

- [1] ブラックアウト時における精測レーダアンテナ等の駆動を目的とした、軌道予測のためのオンライン軌道推定
- [2] 最終段ロケット点火時刻計算のための、第3段弾道軌道のオンライン推定
- [3] 精測レーダの追跡精度検討のための、第3段軌道のオフライン推定
- [4] 姿勢制御基準装置（ジャイロスコープ）精度検討のための、第3段及び最終段軌道の推定
- [5] 衛星の電波追跡のための衛星軌道初期推定

このうち、[1] [2] は、レーダ付属の計算機によるオンライン軌道追跡であり、[1] はL4S の場合とまったく同じで変更はない [3]。

[2] は、第3号機迄は従来と同じ方法によったが [3]、将来の電波誘導にそなえて、より速かに精度のよい推定を得るための検討を進めた結果、計算時間の増加が殆どない、近似的な最適フィルタ（カルマンフィルタ）により、実用上殆ど最適フィルタと同様な結果を得ることが確かめられたので [4]、第4号機においては、推定方式を変更し、所期の目的を達した。

[3] に関しては、長期間にわたって最も外乱が少なく、良好なデータの得られる第3段弾道軌道飛しょう中の追跡データをオフライン処理することにより、[4] [5] に必要な軌道パラメータが得られる。これと共にデータの自由度が遥かに大きいことから、適当な仮定のもとで、観測誤差に関する情報、即ち、レーダの追跡精度を得ることが出来る。基本的な計算方法は、文献 [1] に示される最小2乗推定に従っているが、計算アルゴリズムを修正して、Newton 法による収束計算の発散を極力おさえる様にしている。

[3]の結果は、オンラインフィルタで重要な役割を占める観測誤差の事前情報をも与えるものであるが、M4S全般の追跡結果によれば、かなり安定した再現性をもって観測精度が推定され、前記フィルタで用いるパラメータ及び、このフィルタのオンライン使用に対する根拠が得られたものとする。

[5]の衛星軌道初期推定は、宇宙開発事業団(NASDA)追跡部による、沖縄、勝浦および内之浦3局のドップラ周波数観測による定常的な衛星軌道追跡の初期値を与えることと、この推定で最も重要な情報となる第1周目(衛星軌道投入時を0周とする。)以降の追跡を行なうための予測値を速かに求める目的で、L4S-5号機以来ひきつづき行われてきたものである。

NASDA追跡部による計算のback upの意味もあるため、[5]は、内之浦で得られる情報のみを用いて行われ、レーダの情報、ジャイロの情報、ドップラ周波数及びTM角度追尾データを用いて、原則として、文献[2]に示される様なレーダの模擬データを計算し、これを基に[3]と同様な推定を行ない、2号機以降の実験においては、その目的を達した。

[4]については、[3][5]の目的で求められた二つの推定軌道の差として求められ[2]、これが地上で得られる最も確からしい推定値となる。これは、M3D-1号機以来、姿勢制御後に再点火したロケットすべてについて求められ、(正常の飛しょうに対して)姿勢制御基準の精度に関する情報が得られた。

以上の軌道追跡は、その目的が自由飛しょう時における誘導・予測に関するものが中心であるため、楕円軌道のパラメータ推定が中心になっている。

燃焼時における推力・姿勢の変化に関する推定もレーダ情報を基にして行われているが、観測誤差の微分を含むため、平均化した数値しか得られていない。

レーダ以外の塔載計器による観測結果(加速度・姿勢)をも組合わせて、燃焼状態を知ることが、実機における性能の再現性を確認すること、及び以後のレーダオンライン追跡の精度の上昇のため、きわめて重要と考えられるので、目下検討中である。

II データ処理方式

以上のデータ処理方式の内、[1][4]については、既に示されている通りであって、特にM4Sにおいて変更された点はない。又[2]のオンラインフィルタの修正については、その詳細なアルゴリズムが既に報告されているので省略する。残るオフラインの軌道推定については、前述の通り基本的には文献[2]に示されているが、[5]の目的のためには、速かに確実な情報を得ることを要求される。

以下にその処理方式と実際に各号機で行なった推定手順を示す。

II-a: 利用可能データ

利用可能データは、第3段目軌道に関しては、精測レーダによる直距離(Sr.)、方位角(Az.)、上下角(E ℓ .)の0.1 sec. 間隔データ(追尾機構のサーボ誤差補正済)、これを2秒間毎にSmoothingをかけた1次処理データ、及びこれを更にFilteringした結果から軌道パラメータに換算した値(大気による屈折角度補正済)が実時間処理により、実際の時刻より4秒以内に計算・表示される。

最終段軌道に関しては、136及び400MHz ビーコン電波のドップラ周波数及びTMの角度追尾 (Az 及び $E\theta$.) の2秒間隔データ (400MHz ドップラ以外はテレメータセンタにて追尾) が実時間で表示され、紙テープにパンチされる。

この他、最終段モータの推力曲線、総推力、姿勢制御基準方向等の飛しょうに関する予定値は、すべて飛しょう前に知られている。

更に back up として1.6GHz トランスポンダが搭載され、2m ϕ 及び4m ϕ アンテナを持つ追尾レーダ情報が得られているが、M4Sの軌道追跡には利用されていない。

データ処理に用いた受信位置情報を表1に示す。

表1 受信位置情報

	緯度〔度〕	経度〔度〕	高度〔km〕
精測レーダ及び4m ϕ レーダ	31.233222	131.072167	0.235
18m ϕ TM 追尾アンテナ	31.250720	131.080855	0.350
KATUURA	35.207875	140.302323	0.176
OKINAWA	26.494178	127.902441	0.100
CAR・VON	-24.87167	113.70833	0.075
FTMYRS	26.54775	278.134420	0.003
JOBURG	-25.88302	27.70776	1.520
KAUAIH	22.13333	200.333000	1.131
MADGAR	-19.02027	47.30278	1.392
ORORAL	-35.63131	148.95580	0.925
QUITOE	-0.62271	281.42077	3.567
ROSMAN	35.20014	277.12793	0.881
SANTAG	-33.14947	289.33091	0.695
GUAMPO	13.43333	144.63300	0.039

II-b: レーダデータによる第3段軌道推定

フィルタにより実時間で軌道推定が行われているので、レーダの精度検討のため Smoothing と高精度計算による最終情報を得ることが目的となり、オフライン演算で十分である。又軌道形状も長楕円で計算上の特異性も少ないため、一般の二乗評価を最小とする Newton 法 (いわゆる Differential Correction 法) に従っている。[1] 但し Newton 法特有の計算の発散防止のため、計算の初期においては修正量を適当な評価に従って減少させるアルゴリズムを用いている。データとしては、サーボ誤差を補正しただけの原データを用い、系統誤差となり得るペDESTALの角度誤差については追尾角度のオフセット量を推定することにより除去を図っている。又長距離の測距において電波伝播時間の遅れは一樣誤差を生じるので除去している。更に、大気及び電離層による屈折の影響についても、適当な大気モデルに基いて [5] 一応補正を加えている。

異なる種類の独立な情報 (この場合は、Sr, Az, $E\theta$ の3種で、測定機構が異なるため

誤差の相関は少ないとみられる)をもとに最小二乗推定を行ない、その推定値に統計的意味を持たせるためには、観測誤差に対して適当な前提条件を仮定せざるを得ない。各観測誤差が独立に正規分布をすると云う前提をおくと第3段軌道推定においては、推定残差項が近似的に、多次元の χ^2 分布に相当するWishart分布になると云うことから観測誤差の分散の推定値及び信頼幅が推定される。第3段軌道推定は、オフライン処理で計算時間の余裕も十分あるので、この推定分散を用いて再度推定計算を行ない、この結果が変化しなくなる様な分散推定に関する収束値をもって軌道推定値及び観測分散の推定値としている。

ゲート幅切換時の擾乱又はA-D変換器による不良データは事前にチェックして除去している。

II-c: 最終段軌道初期予測

最終段軌道予測の目的は、前述の様に衛星軌道投入直後の追跡データ(通常の飛しょうでは30秒程度の短時間データとなる。)をもとに、第1周目の待受け角度を予測することであって、結果を得る迄の時間が限られている。従って計算自体はSmoothingに基づくオフライン演算であるが、そのデータ・結果の入出力、収束の安定性等についてはオフライン計算的な安全性が要求される。特に第1周目観測時間迄に確実に結果を得ることを目的として数段階に分けた推定計算を行なって来たので、以下に各段階の推定方法を示す。

(A) レーダ追尾データによる外挿

M4Sでは第3段ロケットモータにレーダトランスポンダが搭載されているので、最終段軌道の直接的追尾は不可能であるが、第3段軌道上で予定点火時刻(コマンドで点火時刻を変更した場合はその時刻)に予定方向に予定推力をもって最終段モータが燃焼したという前提で最終段軌道の予測計算が可能である。点火時刻変更自体も第3段軌道推定値から計算され、その他の情報も事前に知られているので、以上の計算は、レーダ付属の計算機により容易に求められる。この予測は点火予定時刻以後実時間で積分計算が行われ、最終段モータ燃焼終了時に軌道が得られる。この結果は、最終段軌道推定値の第一近似としてNASDAへ伝えられると共に以下の推定初期値に使われる。

他の軌道推定に失敗した場合もこの結果は確実に得られ、L4S計画当初より実行されている。

(B) 最終段モータ追尾データに基づく模擬レーダデータによる軌道推定

(A)の方法では、発射方向と総推力が予定値からずれた場合に正しい予測が困難となるので、これを最終段燃焼終了後の短時間のドップラ周波数及びTM角度追尾データにより修正するものである。その手順については、既に文献[2]に示されているが、基本的な考え方は次の通りであってプログラムの簡単化のため前処理を行なってII-bと同じ種類のデータに修正することを考える。すなわちある基準点 X_0 (最終段点火直前(t_0)の位置。レーダ追尾により得られる、)への直距離(テレメータセンタからの距離)を初期値として、ドップラ周波数から計算された2秒毎のRange Rate(定義上、微分値でなく差分値を与える)を用いて簡単な積分計算(Euler法)により最終段燃焼後迄の直距離情報を得ている。これとTM追尾角度を組み合わせるにより、擬似的なレーダデータが作製される。この場合、ドップラ周波数観測に搭載送信機の周波数ドリフトの影響がそのまま現われ、衛星のRange

Rate 即ち速度に対する推定に大きな影響を与える。これは軌道エネルギー従って軌道周期に対する感度が大きく、1周目の待ち受け時間の予測を狂わせることになるのでドリフトの影響は可能な限り除去しておく必要がある。そこでレーダとドップラ周波数観測が同時に行われる最後の100秒間（即ち上の基準時刻 t_0 迄の100秒間）の間、レーダによる測定位置を正確なものと仮定して受信周波数からビーコン電波送信機の発信周波数を逆算し、これを時間に関する2次に回帰してドリフトの時間に対する変化率を推定する。このドリフトが以後も同じ傾向で変化するとして、点火後の Range Rate を計算することにより、少なくとも t_0 迄のドリフトの効果は除去されることになる。ドリフトの原因が主に温度変化によるものと仮定すれば熱慣性より上の考え方はほぼ妥当であると考えられるが、物理的に確実な根拠はないので、あく迄も近似的取扱いに過ぎない。

以上の模擬データ作製はいずれも単純な計算式に従い [2], 400 MHz, 136 MHz の両データを基に計算される。このデータを用いて II - b と同じ方式で最終段軌道推定が行われるが、観測時間が短く、しかも上下角がきわめて低い後方からの追尾データとなるため、屈折の補正が軌道形状（主に離心率）の推定に大きく影響する。屈折の補正計算は20層に分けた大気モデルによっている。

推定計算については、データが少ないことと軌道形状が前段軌道に比べて円軌道に近づき、一部パラメータが不定に近くなるため、推定のための擬似逆行列が特異に近づくと言う問題点 [4] を生じる。計算時間が限られている場合、計算の発散に基く計算停止は極力避ける必要があり、初期値として II - c による推定値の代りに、ここで用いるデータの一部に対して慣性系の位置、速度に関する最小二乗法を適用した初期値をも与え得る様にしてある。その他の計算は II - b と同様である。

(C) 最終段追尾データが不十分な場合の軌道予測

第3段軌道高度が外乱により低くなった場合、最終段発射地点は遠くなるので、点火終了が視界外に出る可能性があり、(B)に対して十分なデータが得られないことがある。この場合、燃焼中の追尾データからどの方向に発射されたかは推定可能であり、これを用いて総推力が予定通り出た場合の軌道を予測することが出来る。打出し方向は、追跡軌道を $X(t)$ 、第3段軌道の位置を $X_3(t)$ （いずれも慣性系で表わす）とした時、その差ベクトル

$$\Delta X(t) = X(t) - X_3(t)$$

が一直線上にあると仮定して、最小二乗法により推定した方向ベクトルで近似する。これは前章 [4] 項の計算と同じ近似 [1] を含むが、方向に関する計算誤差はジャイロ精度に比べて1/20程度以下である。この計算により、実測値から打出し方向が推定されるので、(A)の計算に比べ少くとも姿勢基準装置に基づく予測誤差は減少する。

総推力に関しては、L4S以来かなり予測精度が上昇しているので実用上の問題は少なくなっているが、一応予定値の±1%の場合を想定した3通りの予測計算を行なっている。

(D) 1周目待ち受け角の予測計算

(A), (B), (C)で得られる軌道推定値は、短時間の観測に基くもので、その時点における接触軌道に相当する。これより1周目の待ち受け角及び時間は、単純な軌道計算（地球の偏平性

による摂動の内、永年項のみ考慮)により内之浦の他、NASDA各局(勝浦, 沖縄)について計算を行ない, 実測値と比較しながら内之浦の1周目待受け角度を予測している。

(E) 1周目追尾角度情報による軌道推定の修正

以上の軌道推定は飛しょう状態によっては, きわめてあいまいな情報に頼ることになる。これに対して第1回目のテレメータ角度追尾情報は特に軌道周期に対して重要な情報を与え得るので, その後の予測精度向上に有効である。推定計算は単に(C)の場合に角度データが追加されるだけで全く同じプログラム(1周目には摂動の永年項が計算される)に従っている。初期値は(A)~(C)の結果の内適当なものを用いるが, このデータの追加により逆行列の特異性は著しく軽減され, M4S-2以降はすべて良好に推定された。この結果により24時間後迄の内之浦局の観測予報値が計算され, 衛星追跡の人員配置その他の計画をたてる資料として使用される。特に遠地点側観測のはじめ(大体10時間後)は発射時刻の関係で早朝になるので, 概略の予報を速かに求めることが要求される。この時刻に対しての予報誤差は大体1~2分以内であり上記目的には十分の精度である。実際のテレメータアンテナ駆動のための正確な予報値は, NASDA追跡部により計算され, 翌朝迄にデータ伝送回線を通して送られてくる。以後の予報はすべてNASDAの情報に従っている。

(F) 軌道推定作業

以上の軌道推定・予測計算の一部は宇宙研(東京駒場)の計算機を用いて, L4S-5からはじめられたが, その作業手順はM4Sに入ってから漸次改善され, 3号機から内之浦実験場の計算機を用いて現地で作業が行われた。表2及び図1にその経緯と計算の概略フローチャートを示す。

実際には1号機は最終段モータが点火せず, 2号機以後に作業が行われたが, 2, 3号機は円軌道に近く(B)による収束が悪く2号機では(C)のみが得られた。更に4号機においては, 軌道が低く更に発射方向も下にそれたためデータが不十分となり推定精度は(C)が良好であった。以上いずれの場合も(E)に関しては良好であった。

表2 軌道推定作業の概要

	L4S-5	M4S-1	M4S-2	M4S-3	M4S-4
実験年月日	1970. 2. 11	1970. 9. 25	1971. 2. 16	1971. 9. 28	1972. 8. 19
使用計算機	HARP 5020 F (東京駒場・宇宙研)			NEAC 2200-400 (鹿児島・内之浦)	
推定方式A	○	○	○	○	○
B		○(準備のみ)	×	○	○
C			○	○	○
D	○	○(準備のみ)	○	○	○
E		○(準備のみ)	○	○	○
データ伝送	50b及び電話	50b及び電話	200b及び電話	紙テープ搬送	
作業人数	7	8	8	5	3
その他	入力はカードパンチによる	カードパンチ自動化 B, E改善	計算の制御自動化, 入力は紙テープ直接	鹿児島に移設 (使用プログラム改修)	

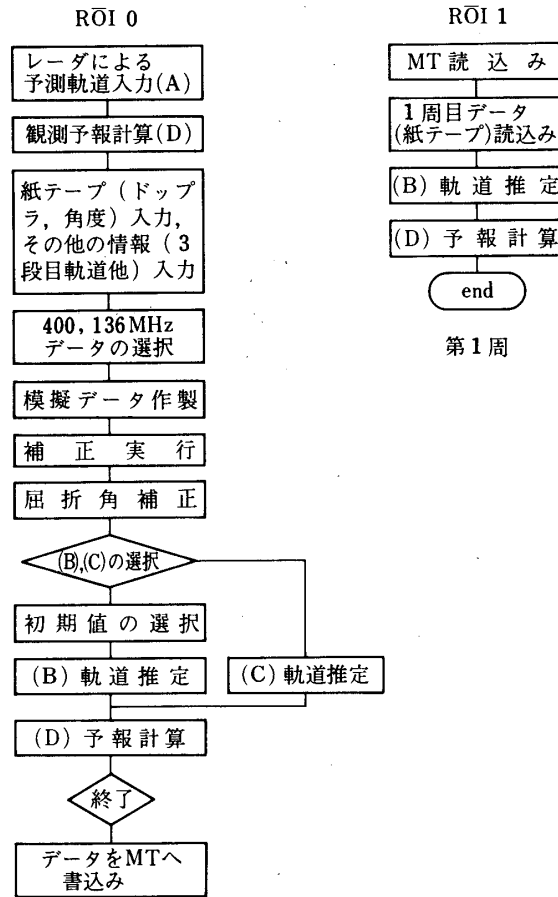


図1 計算の概略フローチャート

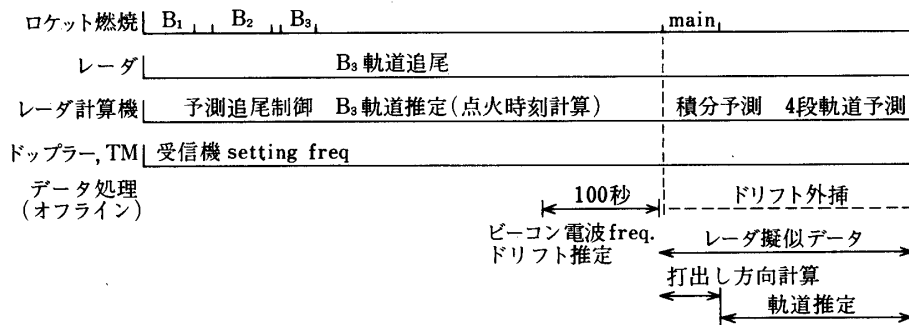


図2 軌道追跡タイムチャート

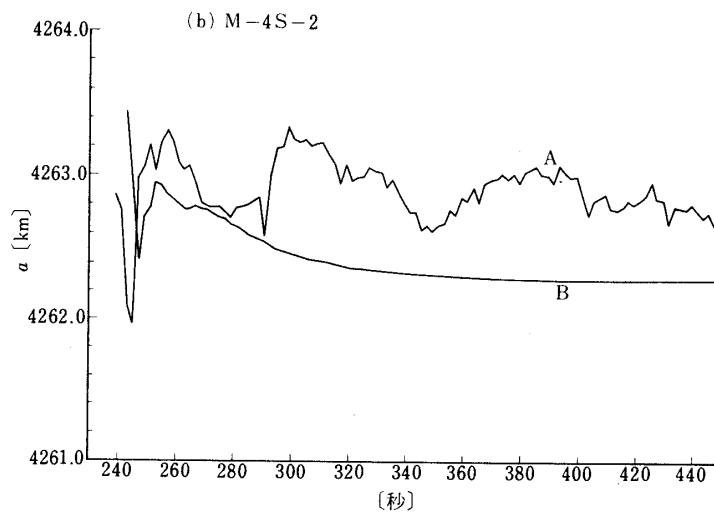
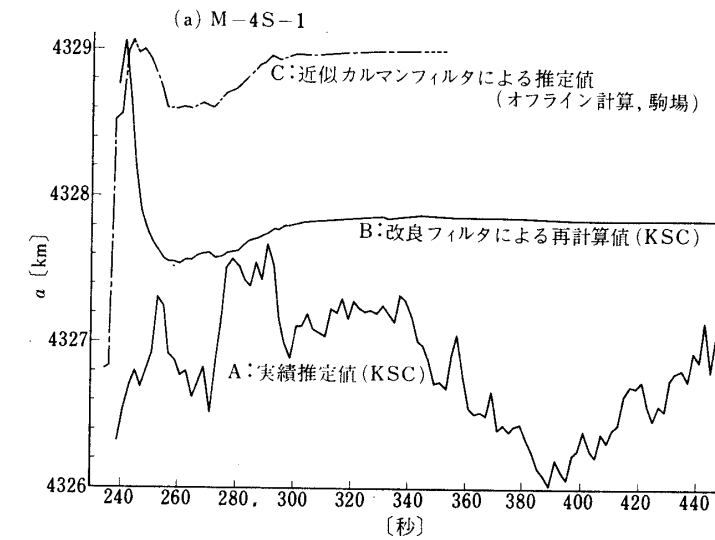
以上の軌道追跡に用いるデータ及びオンライン処理のタイムチャートは図1に示される。オフラインの推定は発射後40分程度から行われ、90分程度で終了している。

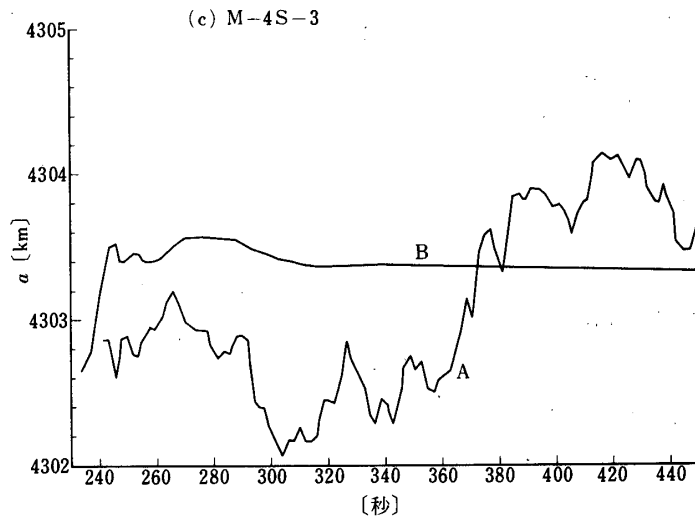
III 軌道追跡の結果

これ等のデータ処理による軌道追跡はM4S各号機について行われたので、その結果を項目毎にまとめて以下に示す。

III-a: レーダ附属計算機による第3段軌道のオンライン推定値

M4S各号機の第3段ロケット燃焼後の軌道パラメータ推定値の内、軌道長半径 a の変化を3図に示す。3号機迄は文献[3]のフィルタによるが、1号機のデータを用いて改良型の近似的最適フィルタを通した結果と、3号機実データをプログラム改修後シミュレーションにより通した結果を参考のため示した。1号機データで推定値が実績値と異なるのは、フィルタ開発時点のテストプログラムを東京の計算機で行なった際、現地のプログラムで使用していた定数が正しく一致していなかったためであり、現在のプログラムでは表3の定数を





用いている。第4号機の推定結果が時間と共に移動するのは、飛しょう経路が非常に低く、その屈折の補正計算に問題が残っている可能性がある。観測条件の良い3号機データのシミュレーション結果と実績値を比較することにより、改良フィルタの効果が確認された。

なお、このフィルタは観測誤差の事前情報として、直距離、上下角、方位角の分散値をそれぞれ100m, 0.1° , 0.1° にとっており、2秒間の推定分散がこの値を越えた場合に限りその推定値を代用する。この時点における実際の観測誤差の事後的な分散推定値は、後述の様にこの値より相当小さな値であるが、推定結果は3種類の分散の相対値により定まるので実用上問題はない。

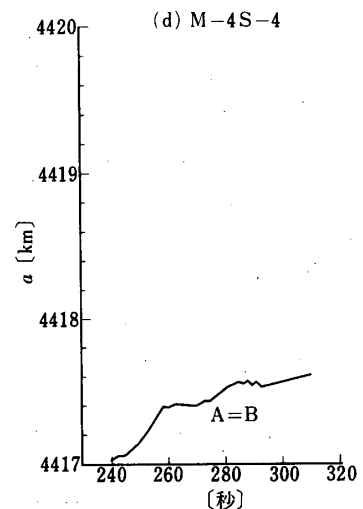


図3 第3段軌道のオンライン推定

III-b: 第3段軌道のオフライン推定値とレーダによる観測誤差の分散推定値

第3段軌道推定は、III-aとは別に東京駒場の計算機によりオフライン推定（最小2乗推定によるSmoothing）が行われ、表4にまとめられる結果を得た。但し、昇交点離角 Ω は春分点方向を基準としている。

又、同じデータによるレーダの観測誤差の分散推定値は表5に示される。

この結果より、レーダの観測精度は、自由飛しょう中にはほぼ完全に仕様精度（分散 0.01 km , $\frac{1}{1000} \text{ rad}$ ）を満足していること、及び各号機毎の再現性がよく、又その相対値も前項で利用した数値とほぼ同程度であることが確認される。

但し、M4S-4号機においては、使用データは低高度のため、屈折補正が不十分であり

表3 定数表

	(新)	(旧)
地球半径 R_0	6378.166 km	6378.388
自転速度 ω_p		$0.729211508 \times 10^{-4}$ (rad/秒)
重力定数 μ	398604.07323	3.985×10^5
内之浦地球半径 R_s	6372.6787	6372.6436
レーダ点緯度 ϕ	31.232666	$31^\circ 15' 02''$ 31.2505555
" 経度 λ	131.0720277	$131^\circ 04' 55''$ 131.0819444
" 高度 H_0	0.2388	0.232
地球扁平率	$1/298.3$	$1/298.3$
レーダ初期値		
ラムダ-点	$\begin{cases} S_0 & 1.910 \\ A_0 & 28^\circ 10' 00'' \\ E_0 & 1^\circ 05' 00'' \end{cases}$	$\begin{cases} S_0 & = 2.042 \\ A_0 & = 36^\circ 35' 39'' \\ E_0 & = 31^\circ 13' 57'' \end{cases}$

表4 第3段軌道推定値

	M-3D-1	M-4S-1	M-4S-2	M-4S-3	M-4S-4
発射日時年	1969	1970	1971	1971	1972
月,日	8月17日	9月25日	2月16日	9月28日	8月19日
(JST)時(X)	14:00	13:00	13:00	13:00	11:40
使用データ (sec)	X+130~253	X+215~500	X+300~600	X+240~500	X+250~430
Julian角 (度)	40.401	78.603	205.495	66.280	7.546
軌道パラメータ					
軌道長半径 a (km)	3515.59	4327.91	4262.407	4302.9	4417.8
離心率 e	0.84365	0.637195	0.72656	0.6856	0.5075
近地点通過時刻 τ_p (秒)	-805.79	-763.62	-656.60	-701.3	-996.3
昇交点離角 Ω (度)	37.576	110.917	235.283	118.74	45.56
軌道傾斜角 i (度)	44.251	31.3627	31.690	31.459	31.04
近地点引数 ω (度)	316.236	298.265	299.780	281.22	289.64
最高地点高度 (km)	108.43	711.98	985.58	880.39	286.75
時刻 (X+秒)		653.1	728.11	703.16	464.8

表5 レーダ観測誤差の分散推定値

号機	M3D-1*	M4S-1	M4S-2	M4S-3	M4S-4
直距離 (km)	0.006	0.006	0.003	0.005	0.015
方位角 (度)	0.003	0.006	0.005	0.007	0.339
上下角 (度)	0.03*	0.009	0.006	0.010	0.779*
使用データ (秒時)	130~250	215~500	300~600	240~500	250~430

* 屈折角の補正が不十分なことによる系統誤差を含むものと考えられる。

推定残差に系統誤差が含まれたため、推定分散が異常に大きく出た可能性が強い。

III-c: 最終段軌道推定

第6表に、前述の最終段軌道推定値の内、〔A〕、〔B〕、〔E〕による各推定値を示す。なお、同表には参考のためNASDAにより計算された最終的な推定値を示してある。種別としては、〔A〕をレーダ、〔B〕をR \bar{O} I 0 (Radar Orbit Improvement の0周目)、〔E〕をR \bar{O} I 1として示している。この内、2号機のR \bar{O} I 0は推定不能であり、前記〔C〕が用いられた。L4S-5号機のR \bar{O} I 1は、実際に当日計算されたわけではなく、後日推定プログラムが完成した時点で参考のため計算した結果である。

宇宙研で行なった計算は、定義上は接触軌道とみられるものであり、NASDAのデータは平均軌道要素である。又遠近地点高度は、単に地球赤道半径を差引いたものであり、物理的意味はない。

以上の結果より、〔E〕(R \bar{O} I 1)でかなり最終的推定値に近い値を得ていることが示される。これが実際に得られるのは1周目観測終了後約40分位であるので、その後の観測計画作製には有効であったと考えられる。

しかし〔B〕は〔A〕の推定値に比べて、L4S-5号機を除き必ずしも良い結果を与えているとはいえない。これはL4S-5以後、後に示す様に最終段ロケットモータの総推力の予測精度が非常に改善されており、その結果〔A〕の結果の信頼性があがったことが主な理由と考えられるが、それと共にM4S各号機は〔B〕では非常に推定しにくい軌道になったことも一つの原因である。

事実、2,3号機では3段目高度が高く、2号機では殆ど円軌道になってしまい、推定計算が殆ど不可能であった。これに反して4号機では3段目高度が非常に低く、4段目軌道投入後の観測が殆どなかったため軌道推定に十分な信頼性のおけるデータが得られなかったため、〔A〕に比べて〔B〕の効果は少ないという結果に終わっている。いずれにしても、予定の軌道から大きくそれた場合は推定が困難となること、今後総推力の予測精度、姿勢制御の精度向上が期待されること、及び発射当日の作業軽減の目的から、今後の発射に際しては〔A〕又は〔C〕のみで十分と考えられる。

なお、〔A〕のための擬似データ作製の段階で得られた、ビーコン電波発信周波数の時間に対する変化の推定値を表7に示している。これは最終段ロケット点火時刻の前100秒間におけるドリフト傾向を示すものであるが、いずれも毎秒0.01 Hz程度であった。なお、時間に無関係な Δf の項は、設定値(地上で発射前にセットする)の端数を除くため設定時から大きな値とすることもあり得るので、その絶対値は搭載機器の性能とは必ずしも関係はなく、時間変化を表わす項(a又はb)がドリフトの程度を示している。

III-d: 最終段ロケットモータの打出し状況の推定

以上の最終段軌道及び第3段軌道推定値の差から計算されたM4S各号機の最終段ロケットによる速度増分並びにその打出し方向の推定値を表8に示す。計算の近似による誤差の検討とL4S-5号機に対する結果については既に報告済み〔2〕であるが、この値の信頼性は軌道の推定精度に左右され、近似計算による誤差は問題にならない。

この結果で注意しなければならないのは、打出し角度の推定値と予定値とのずれは、姿勢

ロケット名	L-4S-5 (おおすみ)				M-4S-2 (たんせい)				M-4S-3 (しんせい)				M-4S-4 (でんば)			
発射日 X-time [UT]	1970年2月11日 4h25m				1971年2月16日 4h00m				1971年9月28日 4h00m				1972年8月19日 2h40m			
種別	レーダ*	ROI Σ	ROI Δ	NASDA	レーダ	ROI Σ	ROI Δ	NASDA	レーダ	ROI Σ	ROI Δ	NASDA	レーダ	ROI Σ	ROI Δ	NASDA
軌道長半径 a [km]	84728	90066	91217	91250	74464	74221	74269	74269	78052	78105	77458	77503	96596	98971	97833	97852
離心率 e	0.2066	0.2535	0.2640	0.2625	0.0119	0.00857	0.00808	0.00808	0.0708	0.0721	0.06480	0.06430	0.3148	0.32912	0.32316	0.32317
近地点時刻 τ_p [sec]	4350	5068	5432	5508	8717				7304				3325	5676		
Ω [DEG]	2424	2446	2453	2454	2419	2435	2436	2436	1156	1151	1146	977	4786	4747	4593	4377
i [DEG]	3146	3107	3111	3118	2999	2971	2966	2966	3184	3191	3192	3205	3079	3076	3102	3099
ω [DEG]	1178	1126	1155	1163	1226	1163	1082	1082	1054	1187	1169	1422	1009	11570	12088	12425
基準時刻 EpochTime	X時	X時	X時	7h0m24s	X時	X時	4h10m3s		X時	X時	X時	10月2日0h	X時	X時	X時	20日0h
平均近点 離角 [DEG]	-	-	-	4087°	-	-4426	-	-	-	-4946	-4805	24284	-	-2085	-2309	-3155
永年項擾動 $\dot{\Omega}$ [DEG/day]	-	-291	-282	-281	-	-509	-	-	-	-421	432	-430	-	-231	-238	-238
$\dot{\omega}$ [deg/day]	-	454	440	437	-	813	-	-	-	645	663	659	-	363	371	372
近地点 [km]	3442	3421	3359	3507	9796	9803	9890	9890	8744	8652	8657	8738	2406	2616	2436	2447
遠地点 [km]	38451	49148	51515	51424	11569	11075	11088	11088	19796	19994	18695	18705	63222	67763	65667	65694
周期 [min]	1294	1418	1445	1446	1066	1061	1063	1063	1143	1144	1130	1132	1574	1632	1604	1606

* 1.6 GHz 4 m Σ レーダによる
他は5.6 GHz 精測レーダによる
** 後に計算したもの

表7 ドリフト Δf の推定

ロケット名	M-4S-1	M-4S-2	M-4S-3	M-4S-4
推定に使用した周波数〔MHz〕	136	400	400	136
Δf_0	1869.0	5404.0	5453.977	1753.3
a	0.014	-0.006	0.01162	-0.005
b	0.002	0.00005	0.0000194	0.00003

$$\Delta f = \Delta f_0 + a(t - t_0) + b(t - t_0)^2$$

表8 第3段及び最終段軌道差による最終段モータ打出し方向及び速度増分の推定値

	M-3D-1	M-4S-2	M-4S-3	M-4S-4
* 打出し角 方位角	132.84	85.4	89.89	90.95
推定値 上下角	-0.43	-20.7	-21.93	-24.79
* 打出し角 方位角	134.95	87.40	87.97	88.25
予定値 上下角	-4.30	-20.60	-20.81	-20.35
速度増分推定値〔km/sec〕	0.373	3.57	3.499	3.484
予定値〔km/sec〕	0.360	3.581	3.505	3.501

* 内之浦発射点発射時における局地座標系に換算

基準装置のずれ（即ちジャイロドリフト）、姿勢制御残差、最終段ロケットと制御装置との切断における外乱等がすべて含まれている最終的な打出し誤差であって、この値がそのままジャイロドリフトであるとは考えてはならないことである。どこで誤差を生じたかは、テレメータデータに基づく制御から切断迄の姿勢変化の情報により解析可能であり、2、3号機においてはこの値がジャイロの性能を示していると考えられる。

速度増分に関しては、M4S-2号機以降はM3D-1号機の結果又はL4S-5号機の結果等により、予測精度が向上していることが示されており、その結果レーダ付属計算機による最終段軌道予測精度が大巾に向上した。いずれにしてもこれ等は、地上からの軌道制御が不可能となる、最終段ロケットの機能達成の実績値に関する唯一の推定手段に基づく結果である。今後、地上から最終段ロケットモータの発射に関する誘導を行なうことが予定されているが、その際、最終段ロケット打出し機能達成に関する情報（即ち、方向と総推力の精度）を見きわめて、その精度内で安全な誘導を行なう必要がある。従って、この様に実績値に基づいて誤差の推定と再現性を確認しておくことは、誘導上きわめて重要である。

最後に、レーダのデータ処理に関して終始御指導いただいている斎藤成文教授、浜崎襄二教授に厚く感謝の意を表したい。又、このオンライン軌道推定のプログラム改良に当り、いろいろ御協力いただいた日本電気の関係の方々にも感謝する。本文は、M4Sに関する軌道追跡の報告であり、衛星軌道の推定に関しては触れていないが、これに関しては追跡・推定作業共、NASDAで行われている。ただここで述べる初期軌道予測に関しては、データ交換

上, NASDA の関係の方々にもいろいろ御協力いただいたことを付記し, 感謝する次第である。

又, 初期軌道予測作業においては, 鳥海, 周東両君をはじめ, 宇宙研 D P C の方々に御協力をいただいた。あわせて感謝の意を表わしたい。

1974年11月29日新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] 野村他: 1969年度第1次実験L型ロケットの軌道追跡について, 宇宙研報告 Vol 8-2(C) p. 547 1972-6
- [2] 野村他: 136MHz ビーコン電波追跡による L 4 S (M 4 S) Main Rocket の軌道推定, 宇宙研報告 Vol 8-2(C) p. 569 1972-6
- [3] 渡辺他: 精測レーダ用オンライン計算機のソフトウェア, 宇宙研報告 Vol 8-2(C) p. 594
- [4] 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, 宇宙研報告 Vol 8-2(A) p. 264 1972-4
- [5] R. S. Berkowity (Editor); Modern Radar (Analysis, Evaluation, and System Design), John Wiley & Sons, Inc., 1965.