M-3S II 型 ロ ケ ッ ト の 開 発^{*1}

秋 葉 鑑 二 郎^{*2}・松 尾 弘 毅^{*2}

Key Words: M-3S II, Launch Vehicle, Halley's Comet Exploration, Development Project

1. 序 論

宇宙科学研究所の前身である東京大学宇宙航空研究所は科学衛星打上げ用に M-4S 型より M-3S 型に至る一連の M シリーズを開発し、学問の進歩に呼応し宇宙観測の手段を提供してきた。

すなわち M-4S 型においては、いわゆる無誘導方式の打上げ法として、最終段を水平方向に噴射するための姿勢制御のみを行う方式で、工学試験衛星 1、科学衛星 2 を打上げ、以後上段より順次下段に向け飛行制御機能を備えることで衛星軌道投入精度を向上するとともに性能向上による投入能力の増強を図ってきた。

それらは当初計画とは若干異なった形で実現されることとはなったが、基本的考え方は一貫している。

M-4S に次ぐ M-3C では段数を 1 段減らし 3 段としたが、第 2 段に推力方向制御を導入、飛行制御機能をもたせることで格段に軌道精度を向上し試験衛星

1、科学衛星 2 を軌道に投入した。続く M-3H 型では制御機能としては M-3C 並みであったが、第 1 段の大型化と軽量化により、準極軌道や高遠地点軌道への投入を可能とし、試験衛星 1、科学衛星 2 の打上げに用いられた。

M-3S 型は、この当初からの M 計画の最終目標として仕上がった機体で、M-3H の第 1 段にも制御機能をもたせた性能向上型である。

これにより打上げられた衛星は試験衛星 1、科学衛星 3 である。

本誌には未だ M-3S 型としての紹介はなされていないが、本稿の標題である M-3S II 型はその 1 号機飛翔以前すでに構想されたもので、M-3S 型の計画も後半においては、時期的に M-3S II 型の開発と重なり相互に若干の関連がみられる。

M-3S 型までの流れが、M 計画に着手した当初からの構想としての一連の発展的技術開発計画であったのに対し、M-3S II 型は大幅な性能向上計画であり、いわば M の第 2 期開発計画という性格をもつ。この大幅な性能向上計画に対する切実な要求は、何といても 1985~86 年に太陽に接近するハレー彗星の直接探査への要望の昂まりに呼応したものであった。

今回のハレー彗星の接近に対する最初の国際的な動きは 1977 年頃すでに米国において見られ、電気推進を装備した探査機で会合探査を意図した野心的な計画が提案されたが、シャトル計画優先の政策の下で実行計画として採用に至らなかった。我国においてハレー彗星探査が話題に上がったのは 1978 年に入ってからであり、観測側から紫外線カメラによる水素コマ撮像が提案され、最初の惑星探査としての難易度、観測意義が吟味された。ハレー彗星の軌道要素は、逆回り高傾度であるのが特徴である。とくに後者は探査機との会合の機会を昇交点、降交点のごく限られた近傍に限定することとなる。もっとも水素コマは彗星の核から 100 万 km 以上にまで拡がり、このような光学観測を目的とする限り会合にそれほどこだわる必要はない。当時、会合のための探査機軌道として、米国の提案に

著 者 紹 介

秋葉鑑二郎（正会員）

昭和 5 年生。昭和 29 年東京大学工学部応用物理学科卒業。昭和 34 年同大学院博士課程修了。工学博士。文部省宇宙科学研究所教授。鹿児島宇宙空間観測所長。宇宙システム工学専攻。日本ロケット協会、AIAA、IAA 各会員。

松尾 弘毅（正会員）

昭和 14 年生。昭和 37 年東京大学工学部航空学科卒業。昭和 42 年同大学院博士課程修了。同年東京大学宇宙航空研究所入所。昭和 56 年改組を経て現在宇宙科学研究所教授。

工学博士。

^{*1} 昭和 62 年 8 月 14 日原稿受理 The Development of M-3S II Launch Vehicle

^{*2} 宇宙科学研究所 Ryōjirō AKIBA and Hiroki MATSUO

関連し明らかにされていたのは1985年夏期の打上げによるもので、ほぼ同じ時期でありながら一つは昇交点、一つは降交点を目指す2種の打上げが可能であることが示されていた。

そこで上記遠隔観測の可能性を含め、候補軌道の計算に取り掛かった。その結果、新たに1984年暮から85年初頭の間に会合までの間、太陽回りで一周以上待機するタイプの軌道があることを見だし、さらに時期をうまく選べばスイングバイすることも可能となることがわかった。この冬期打上げと前記夏期打上げのいずれの期間においても打上げに要する C_3 を $10(\text{km/s})^2$ 以下とすることが可能であった。これは打上げロケットとしては脱出速度をわずかに越える能力があればよいことを意味する。そこでM-3Sの改良型による打上げが探査機概念計画と並行して進められることとなった。M-3S型はその経緯に見るように基本計画としては古く、性能向上の余地を多く残している。そこですでに1977年の時点においてMuの流れとしての全段固体ロケットがどこまで性能向上できるかを究めるべく仮想的ロケット計画、ABSOLUTE計画の概念研究が実施された。ABSOLUTE (Advanced Booster by Solid Utilizing Technologies of Extremity からのアクロニム) 研究の結論としては、形態的最適化と将来技術の適用を前提としてペイロード比2%の低高度軌道投入能力の実現可能性が裏づけられた。

さて、Mの性能向上であるが、これには過去のいきさつから直径が1.4mという制約が課せられており、これがきわめて厳しい条件となり、はたしてどれほどABSOLUTEの理想値に近づくかの危惧はあったものの、小規模惑星間ミッションに応えるまでの性能向上は予見される状態にあったため、その初期概念を固めるのにはそれほど時日を要しなかった。原型は1978年の推進系シンポジウムに提示された(当時はM-3S改と仮称)。

これに示されたように、第1段モータM-13以外のモータは補助ブースタを含めすべて新規開発とする構想である。

このM-3S改を用いたハレー彗星探査計画は翌年の宇宙開発計画の見直し要望として宇宙開発委員会に提出されたがハレー彗星探査の研究開発着手のみが先行して認められ、その打上げロケットの開発については省庁間の話し合いが難航し、やっと翌年度において正式に是認される運びとなった。もっとも、その打上げにも使用される予定の整備塔については、老朽化した旧設備の更改という理由で一足先に1980年度から予算化され製作に取り掛かることができた。

第1図 Mロケットペイロード比の推移

そこでM-3S II型開発が名実ともに開始されたのは1981年、宇宙科学研究所の発足の年であり、最初の打上げまで余すところ3年8か月という厳しいスタートであった。

もっともそれまでの2年間に計画の進捗がなかったわけではなく、構想の検討は着々と進められた。形態上の大きな変化は第2段直径を当初の提案では1.6mφであったものを、ノーズフェアリング直径のみを1.6mφとし、モータ部はM-3S型と同様1.4mφとしたことでこれをM-3S改I型と称し、当初案の形態はM-3S改II型として2段階に開発を進めるという構想が打ち出された。

すなわちハレー彗星探査用にはM-3S改I型を使用することとなった。これが後に命名されるM-3S II型である。

このような経緯の下に進められたM-3S II型開発の意義は第1に初の惑星間ミッションとしてのハレー彗星探査であるが、固体ロケット技術の向上そして天文衛星のような地球近傍軌道上科学衛星の大型化要望に応え得たこともまた強調すべき意義であろう。

第1図はMシリーズロケットのペイロード比の推移であるが、これよりM-3S II型においていかに技術の質的向上が顕著であったかを見ることができよう。

紙面の都合上、本稿では2号機までの解説に記述の範囲を限ることとする。

2. 基本構想

2.1 基本形態 第2図にM-3S II型(1号機)の概略形状を示す。第1表は主要諸元である。

1) 第1段はM-13モータ、尾翼取付筒、1~2段

第2図 M-3S II全機構成

第1表 M-3SII-2号機の主要諸元

	1 段	2 段	3 段	キック ステージ
全長(m)	27.77	13.12	4.68	2.01
直径(m)	1.41	1.41	1.50	0.79
各段点火 時重量 (Mg)	52.0 10.2(SB) 62.2	17.2	4.20	0.465 0.140(SA) 0.605
推進薬 重量 (Mg)	27.1 8.0(SB) 35.1	10.3	3.29	0.418
平均推力* (kN)	1264 657(SB)	523	132	32.2
*真空値	1921			

接手。TVC (推力方向制御) ならびに SMRC (ロール制御用固体モータ), 第1段計器部および2本の補助ブースタ SB-735 よりなる。

M-13 モータは直径 1.41 m, 長さ 14.8 m で4個のセグメントよりなり, ポリブタジエン系推進薬 27.1 Mg が直填されている。大きな変更は施されていない。

SB-735 はラムダ型第1段モータと同じ大きさであるが, M-13 用と同種推進薬を充填し, 我国では初めての首振りノズル TVC 装置を装備した新規設計である。

この TVC 装置は非軸対称形状に起因するロール擾乱トルクを補償する制御に用いられる。

補助ブースタ切り離し後のロール制御は各尾翼先端に取り付けられている SMRC 装置に引き継がれる。

補助ブースタの分離機構については, 次節において説明する。

尾翼の構造は基本的には M-3 H のそれを踏襲しており, 先端に固体モータ SMRC が取り付けられている点も変わらないが, 若干の寸法上の変更が加えられ

た。

とくに 3S 型でいったん縮小したスパンを, M-3 S II 型では再び増大することで, これ迄最大の 5,000 mm とし, 安定性の確保が図られた。

尾翼筒もこの影響を受け, 若干の変更が必要となった。この内部に M-13 用 TVC 装置と第1段制御電子部計器類, それにテレメータ装置が納められている点は M-3 S と同じである。

1~2 段接手も M-3 H 以来の形式であるが, 第2段の延伸に伴う段間長の増加に対応し, 長さ, 直径とも大型となっている。

またランチングフックはノーズフェアリングの直径増大のために高さを増し, かつ簡単化のため従来の引込式を固定式に改めた。

2) 第2段モータ M-23 は M-3 S 用第2段の M-22 と同直径ながら長さを約 1.2 m 延伸し, 高性能ブタジエン系推進薬 BP-106 J を直填し, またモータケースとしても従来より抗張力の高いマレージング鋼を採用, 平行部肉厚を 5 mm より 3.5 mm とし軽量化を図っている。

計器部は M-23 モータ上部に位置しており, 機体組立後は第3段 M-3 B モータノズルに覆われる。このため M-3 S においては外板を外し, 出し入れがかなり自由となっていた計器類の大部分は, 組立作業のかなり早期に封印状態となってしまう, 作業性を犠牲にはしたが軽量化による利得は顕著であった。

姿勢基準部を含む制御電子部はこの計器部の最上部に位置し, 下段はテレメータ送信機, コマンド受信機, レーダトランスポンダ, タイマ, 機体計測器類が搭載されている。

第2段 TVC 装置は M-3 H 以来の ON-OFF 制御によるものであるが, 所要噴射液量の増加に備え M-3 S にてタンク数を半減したものを, 初号機では再び

旧に復し搭載量を増した。しかし、1号機の実績から2号機以後はM-3S並みに戻した。

第2段燃焼中のロール制御と燃焼後の3軸制御のためには、16基のヒドラジンスラスタがノズル出口付近の円周上接線方向に取り付けられている。

2～3段接手はM-3Sと同じく開傘ペダル方式で、上端3段側のマルマンクランプを作動させることで段間が解放分離される。

ノーズフェアリングはM-3S型に比し著しく大型となったため、軽量化と信頼性の高い分離機構に重点を絞って開発が進められた。その結果、開頭には多点ロック機構が採用され、頭部先端におかれた1個の火工品アクチュエータで一連の開頭動作を可能とした。

3) 第3段モータM-3Bには推進3.3Mgが直填され、ケースはTi-6Al-4Vで中央部に短い平行部を有するが、ほぼ球型形状である。第3段より上はミッションにより直接衛星とするか、キックステージを取り付けるかで接手等がすべて異なるので、一般的記述としては触れないこととする。

2.2 主要サブシステム

2.2.1 構造¹⁾ 構造固有の問題として最も開発努力を要した部分として、補助ブースタ分離機構とノーズフェアリングについて図示する(第3図、第4図

(A)、(B))。

補助ブースタは、基本構造として前部スリッパと後部スラストチューブにより取り付けられている。

前、後部ブレースはスラストチューブ切断後の運動において分離後の初期姿勢を決定する役割をもつ。前部ブレースはバネが組み込まれており、伸縮可能となっているので、補助ブースタはスラストチューブ切断に伴い後退し、前部スリッパからフックがはずれる時点より前後部ブレースは大きく回転運動を開始し、補助ブースタが完全に本体から分離する際に所定の迎角がとられるようになっている。これにより分離後の空気力による運動の不定性を減らし、本体との再接触を避けることを目的としている。

ノーズフェアリングはハニカム構造で、クラムシェル開頭方式である。左右二つの開頭片は第4図(A)の様に結合コマにより多点ロックされ、ロッドによる機械式リンクで縦続連結されている。

このリンクの両端は両開頭片の下端を締め付けているマルマンクランプに挟み固定された形で組付けられている。開頭の第1段階はこのマルマンクランプ解放である。これに続く開頭動作は第4図(B)のように三つのピストンが一つの火工品ガス発生器により逐次作動することによりなされる。

第3図 補助ブースタ分離機構

第4図(A) ノーズフェアリング結合コマ

第4図(B) 開頭用火工品アクチュエータ

すなわち、第1ピストンの動作は、ロッドの引抜き駆動を司り、第2、第3ピストンの作動は開頭片の上端を突き放し、下端外側をヒンジとする回転運動を起こさせる。

2.2.2 推進系 全体にわたり高性能化を第一眼目として計画を立てたが、あわせて信頼性の高い性能予測に対する要求から単純化も重視され、最終的には2種の推薬に統合した。

すなわちSB-735にはM-13と同じCTPB系BP-30B、上段の2、3段とキックモータには共通してHTPB系BP-106Jが用いられた。

BP-106Jは粘結剤を従来のM-22用推薬などに使われてきたカルボキシル末端基付ポリブタジエン(CTPB)に代え、水酸基付としたもの(HTPB)とし粘結剤含有率を18%から14%とした薬種である。

推進系としては地上試験から高い精度で飛翔時比推

力を予測することが要求され二つの方法で対処した。一つは混相流ノズルの数値解析による方法である。理論的には一次元理論で化学平衡が成り立ち、気相と凝相の間に相対運動がなく、熱平衡状態が保たれている場合(混相平衡流)が最大の比推力値となるが、最も性能劣化を及ぼす要因が混相と二次元効果であることが知られている。そこで他の要因をすべて凝相粒子系に転嫁して実験値に適合させた上で、若干ノズル設計の異なる飛翔用モータの性能を算出するのが第1の方法である。

第2の方法は文献2に示されているように多種多数の地上燃焼実験モータで得られたデータを多変量回帰分析の手法により、モータを特徴づけるパラメータから推定するものである。もちろんこの両者ともかなり便宜的な方法であるので、相互に若干の差が認められるが、いずれによっても大概比推力値にして1秒以内の差の範囲の一致が見られたため、この値を以て飛翔計画立案に臨んだ。

推進制御系の開発課題としては、補助ブースタSB-735の可動ノズルTVC装置である。本来補助ブースタに制御が必要か否かも検討課題ではあったが、このような非軸対称機体に対してはロールの擾乱トルクを考慮する必要があるという認識の下で、いわば不定性に対処する意味でロール方向制御機能を賦与することにした。また、TVC技術の趨勢としては首振り方式に多くの利点がみとめられるようになり、ロケット技術の開発という観点から実用の機会をうかがっていた事情もあり、このSB-735への採用が決定した。このためフレキシブル・ジョイントの基礎開発は、以前より手掛けられていたものである。

推進系の点火保安用とした各段モータに機械式セーフ/アーム装置を装備したことも、安全確保と作業効率の向上に大きく寄与した。

2.2.3 制御電子系³⁾ M-3S II型の制御電子系はデジタル化によって一新された。その背景としてはコンピュータの進歩による一般的趨勢も見逃せないが、変更に対し保守的な宇宙システムで、敢えてこの方針を採った第1の理由は、M-3Sにおいて一連の弾性振動の自励除去にてこずったことから、アナログ式では到底実現不可能な、より自在性に富む制御理論が適用できる点に魅力があったからである。

このため、制御系理論としては状態量フィードバックによる最適利得の設計がなされるが、機体の曲げ振動に関する所要パラメータには不定性が大きく予測困難で、論理の設計にはこの点を考慮に入れる必要がある。

ここにいわゆるロバスト(不感)性が要求されるの

第5図 第1段ピッチ・ヨー制御系

である。これにはいばいろいろの流儀があるが、M-3S II型には、当時大学院学生であった川口淳一郎君（現宇宙研助手）の提唱になる Guaranteed Cost Control の手法を採用した⁴⁾。

この手法はパラメタの予測変動幅全域にわたり、コストのノミナル値に対する劣化が少ないのが特長である。変動を考慮したパラメタは、第2段搭載ジャイロ位置のモードに対する不確定性ならびに TVC サーボ系の特性周波数の不確定性に対応するものである。このようなソフト上の対策により、大がかりな全機振動試験を省略することができた。

第5図に第1段ピッチ・ヨー制御系のブロック図を示す。曲げ振動としては5次のモードまで考え、剛体運動、ジャイロ動特性、TVC 動特性などを加え都合23自由度を有する系が扱われ、これに5次のオブザーバと6次の補償器が組み込まれた構成となっている。

2.3 飛行計画 M-3S II-1の飛行シーケンスを第2表に示す。発射後5秒より補助ブースタ燃焼終了までの32秒の間は、可動ノズルによりロール制御がなされた、1秒の間をにおいて SMRC がこれを引き継ぐ。第2段軌道のほぼ頂点で第3段とキックモータを連続的に噴射させ、探査機を惑星間軌道に乗せる。ピッチ・ヨーの姿勢プログラムを第6図に示す。基本的にはいわゆる重力ターン経路に近いものであるが、従来より折線区間の数を増し、過度な迎角の発生を避けた。

通常の衛星打上げに対して、3段で衛星を軌道に投入することは M-3S 型と同様である。飛行軌道の標準値よりの偏差は電波誘導によって修正される。

第3段打出しの点火秒時ならびに姿勢角についての誘導計算は当然惑星間打上げと衛星打上げとで基本的に考え方が異なる。

第2表 M-3S II-2号機の飛しょう計画

項 目	時間 (秒)
第1段、補助ブースタ点火	0
SB-MNロール制御開始	5
第1段TVC作動開始	6
SB-MN作動停止	35
SMRCロール制御開始	36
SB切離し	40
第1段TVC作動停止	55
第1段切離し	84
第2段点火、TVC作動開始	86
ロールサイドジェット制御開始	86
ロールサイドジェット推力レベル変更	116
第2段TVC作動停止	141
ピッチ、ヨーサイドジェット作動開始	142
開頭	155
スピン制御開始 (CNモード切換え)	195
スピン数整定開始	219
探査機タイマ始動	Y
第2段切離し	Y+1
第3段点火	Y+3
第3段切離し	Y+115
第4段 (キックモータ) 点火	Y+117
第4段切離し (ヨーデスピナ延時管に点火)	Y+252
ヨーデスピナ作動	Y+254
探査機タイマ停止	Y+255

注1) コマンドの送信をしない場合: Y=260秒

注2) コマンドの送信によるYの可変範囲:

Y=230~357秒

注3) ヨーデスピナ 延時: 2秒

すなわち惑星間打出しとしては、所定の双曲線余剰速度でベクトルを与えるように第3、4段の噴射方向と点火秒時が演算された。この計算は繰返しによるため、近似値を得る必要があり、第2段軌道の頂点高度と速度に対し第3、4段の最適噴射方向と点火秒時を、軌道面外分散誤差のない場合につき作表しておき、これより作られる値を初期値として用いた。

第6図 M-3S II-2号機のピッチ・ヨー姿勢基準角

惑星間飛行に関する記述は本報告の範囲外であるので、これ以上立ち入らないが、パーキング軌道を経由しない打上げ方式によったことを特記しておく。

3. 開発経緯

前述のように本格的開発は昭和56年度からであって、主要な開発試験は可動ノズルTVC、第2段マレーシング鋼の改良、第2段計器部の軽量化設計、制御電子部のデジタル化、多点ロック方式の大型ノーズフェアリング、3段キックステージ間のCFRPグリッド構造、HTPB系推薬の上段採用、惑星間軌道設計と誘導原理などの新しい開発要求に係わるものである。

M-3S IIの開発に際しては、このような多くの開発を限られた年月でこなす上で、計画管理上にも新しい試みがなされた。一つはそれまで、かなり自然発生的であった開発組織を改めて明確化したこと、第2は情報交換を各担当分野間において確実にするため月例のチーフ会議を開催したこと、第3はM計画室を設け、ここに資料を集中、分類整理し、計算機による検索を可能ならしめたことである。第7図はM-3S II型のためにとられた開発体制を図式化したものである。

なかんずく、月例チーフ会議の効用は顕著であった。

開発に携わるスタッフは、教授、助教授、助手、技官、事務官と多彩であってまた、それぞれがきわめて多くの仕事を消化しなくてはならないという事情の下にあって、半強制的に直接一堂に会し情報交換を行う

第7図 M-3S II開発組織図

ことは、馴染みのうすい文書管理システムを強制するよりも遙かに実効が上ったように思われる。それは何よりも、直接の人的接触を深めるという非言語的効果に裏づけられたものようである。この月例チーフ会議は当時ようやく4週5休制の試行が始まった時期に合わせ、月末の土曜日の午前という時間帯を選んだのも定着させる上で好結果を生んだ一因かもしれない。

チーフ会議の回数は都合41回に及び、その都度、M計画室担当者によって詳細な議事録が残された。

本格的な開発試験は1981年度から開始されたが、そのなかでいくつかの特記事項を拾っては注釈を加える。

構造系として最も難渋したのはノーズフェアリングの開発であった。基本構想自体は比較的早期に固まったものの、実寸モデルの試験段階では単純な計算にあらわれない局所の変形や弱点が明らかになり、試行錯誤による対策に予想外の時日を要した。

補助ブースタの切断分離機構については、方式の決定段階で各種の案が検討されたが、単純な空気力を利用する方式が採用され、これについてシミュレーション計算が数多く実行され、機能、諸元を確定していった。

さらにこのような規模で、しかも動圧の高い状態での分離については、事前にモデル機で飛翔実験により設計の妥当性を確認する必要があるとの判断から、試験機体としてST-735が計画され、その飛しょう試験が昭和58年度第2次実験において行われた。その分離状況の確認には初めて搭載テレビカメラが活用され、威力を発揮した。同様な撮像はM-3S II型の飛翔においても実施された。

推進系として上段すべてについての薬種の統合に至るまでは、若干の曲折がみられた。従来のMでは各段の薬量に応じ、アルミニウムの燃焼効率や単価を考慮し、上段ほど高比推力で高価な推薬を採用してきた。

M-3S II型の計画も当初は2、3段ならびにキック

モータそれぞれ別種の薬種を候補としていた。

しかし、要求性能が厳しく、できるだけ高性能な推進薬の選定が望ましかったことと、薬種統合による製造上の簡素化と性能予測の信頼度の向上などの利点を考慮し、2, 3段をBP-106 Jとすることが比較的早期に決断された。しかしこのような理由で、M-23の地上燃焼に先立ち計画された昭和57年度に実験した相似モータの薬種は、BP-106 Jのアルミ粒子を細粒より粗粒に置き換えたBP-102 Jであった。キックモータの薬種については、昭和58年度の夏までBP-106 Jに加え、BP-109 Jを候補として比較検討を進めた。

BP-109 Jはニトロ化合物HMXを含む高比推力薬種として注目されているもので、高価ではあるが、探査機打上げ能力向上には最も有効な性能向上要素として実用の可能性を追求した訳である。しかし、昭和58年の夏の実験の結果、物性上の不安が残ることやAI燃焼効率への影響も不明確であり、一方、この時期ようやくロケットの総合性能として、探査機打上げ能力の見通しがかなり明確になり、確実性を重視する方針の下に、KM-PもBP-106 J採用に踏み切ったのである。

M-3 Bモータは、軌道投入用モータとしては我国最大のものであった。全般的にこれまでの上段モータが実績ある技術を用いた堅実な設計方針がとられたが、第1回の地燃ではノズル取付部の変形によるガス洩れ、スロートグラファイトの燃焼末期における脱落などに対する対策の必要性が浮彫りとなり、昭和59年度夏期の第2回地燃において最終性能の確認がなされた。この間、能代実験場は昭和58年5月の日本海中部地震による大被害を受け、修復作業に加えスケジュールの確保に関係者の並々ならぬ努力が払われた。

前述のKM-Pの実験も、このような苦境の中で実施されたものである。

補助ブースタ用TVC装置の開発は比較的順調ではあったが、可撓接手部の耐熱策には予想以上の対策を必要とした。

新制御系の開発は、M-3 S II型計画の開始と同時に着手され、飛翔実験としてはS-520-5観測器の太陽面指向制御、ST-735による電気部の動作試験を経、地上燃焼試験としてはモーションテーブルを用いたシミュレーション試験を実施し、制御パラメータとフロン消費量やノーズフェアリングの曲げ荷重の相関などを明らかにした。また最終段スピニングに伴う姿勢整定方位の誤差を抑えるための制御則も検討されたが1, 2号機に採用するには至らなかった。

最終年度は設計の最終見直し時期に当たり、数多くの検討事項を処理するのに多忙をきわめた。それらの

うちのいくつかを、以下に列挙する。

- a) 空気抗力の再吟味：段間突起部の平滑化、SB頭部へのスパイク取付など
- b) 開頭時期と探査機の空力加熱問題：軌道投入能力向上のため、第2段燃焼中の開頭の可能性を検討したが、結局この案は棄却された。
- c) ワイヤハーネスの処理：実機配線に即した補強と耐熱策
- d) 制御定数と空力荷重との相関：制御利得、最大制御力の決定、シーケンス秒時の決定などに影響
- e) 開頭片の補強策
- f) 残留推力の予測：M-3 S-4の最終段と「おおぞら」の分離後接触事故を機に系統的な見直しをなされ、混相流効果との関連を明らかにした。
- g) 比推力値の予測
- h) 2号機のための性能向上：分離部へのチタンスプリングの適用など

4. 飛しょう結果

M-3 S II-1号機は昭和60年1月8日午前4時26分（日本時間）に打ち上げられた。実験班は全員内之浦で越年してこれに備えた。打上げ期間は1月5日より始まったが、天候不良で見送り、6日には打上げ直前に補助ブースタ可動ノズルの油圧駆動用モータの電源開閉回路が一時閉じなくなるという不具合が発生して再度延期となった。問題が地上支援装置側にあったことを確認し、さらに搭載側に後遺症がないと判断して、8日の打上げに至ったものである。

ロケットの飛しょうは正常で、所期の性能を発揮した。軌道上の探査機MS-T5は“さきがけ”と命名された。1号機の能力は予期された値にきわめて近かった。これにより、予定の小改良で2号機の実験に臨めることが確認された。

第3表 比推力値の予測と実測

	1st Stage	2nd Stage	3rd Stage	Kick Stage
予 測 値	266.0	282.4	294.2	287.2
M-3SII-1	267.8	283.7	293.3	287.1
M-3SII-2	265.0	283.9	292.9	287.4

単位：s

第4表 コマンドによる修正量実績

	2nd Stage		3rd & Kick Stage		3rd Stage Ignition time
	Pitch	Yaw	Pitch	Yaw	
M-3SII-1	0.3'	0.4'	-0.1'	-0.1'	+3 s
M-3SII-2	-1.3'	0.0'	0.2'	-0.2'	-6 s

第8図 第2段スピン加速時姿勢

M-3S II-2号機は同年8月19日午前8時33分に打ち上げられた。打上げ期間は17日より始まったが、天候不良により2日間延期されたものである。この年は台風の発生が多く、当日も雨もよい中の打上げ強行であった。

ロケットの飛しょうは正常で、打ち上げられたPLANET-A探査機は“すいせい”と命名された。

1, 2号機の飛しょう結果から得られた各段の比推力を、飛しょう前の地上燃焼試験からの推定値とともに第3表に示す。飛しょう結果の第1段の値は、空力抵抗および補助ブースト比推力は予定値であるとして求められている。

第4表は送信されたコマンドによる各段姿勢の修正量である。1号機の地燃値との一致はきわめて満足すべきものであり、地上燃焼試験における計測精度とそれを用いた実機の推定法がともに妥当なものであったことを示している。2号機では1号機の飛しょう結果を予想値として用いた。各段で生じた誤差は次々に次の段で修正され、最後には第3, 4段の速度誤差および姿勢誤差が残る。2号機では1号機に比べて、第3段の比推力はわずかに不足、第4段はわずかに過剰で、それが消し合って最終的な速度誤差は1 m/s以内であった。これによりのに予定されていた第1次の速度修正の必要がなくなるという望外の結果を得た。ほかに、2号機第2段のピッチの修正量が比較的大きいのは、第1段の比推力不足を高度を下げることによって回復した結果である。

もう一方の誤差要因は姿勢角である。第8図に2号機の第2段スピンアップ時の姿勢履歴を示す。スピンアップ終了時の第2段すなわち第3, 4段の実効姿勢

方向(ニューテーション中心)は、目標方向と0.7°異なり、ニューテーション角も0.2°と十分に小さいものであった。ただし上記目標方向は搭載姿勢基準に照らしてのものであり、軌道から求めた目標方向からのずれと比較することによって、約0.4°のジャイロドリフトがあった。

5. 結 び

M-3S II型は1, 2号機によるハレー彗星探査の重責を果たし、また、3号機ではX線天文衛星“ぎんが”を軌道に投入し、小型ながら高性能な機体として我国科学観測に貢献しつつある。

短い開発期間にもかかわらず、このような機体を完成させることができたのは、直接関係者の熱意と努力はもとより、長い伝統と関係省庁、諸機関ならびに実験場所在地の県、市、町当局それに地元のご理解とご支援の賜である。ここに厚く感謝の意を表する次第である。

参考文献

- 1) Onoda, J. and Mori, D.: The Development of Structure and Mechanism for M-3S II, J. Space Tech. Sci., 2 (1986), pp. 28-37.
- 2) Landsbaum, E. M., Salinas, M. P. and Leary, J. P.: Specific Impulse Prediction of Solid-Propellant Motors, J. Spacecraft, 17 (1980), pp. 400-406.
- 3) Nakatani, I. and Kawaguchi, J.: On the Attitude Control System of M-3S II Rocket, J. Space Tech. Sci., 2 (1986), pp. 38-46.
- 4) Kawaguchi, J.: Synthesis of Insensitive Regulators with Comparative Evaluations in Aerospace Applications, AIAA Guidance and Control Conference, AIAA 83-2224 (1983), pp. 441-449.