科学観測用ロケットの発展の経過

7. 観測ロケットの発達と科学衛星計画の進展*

——私のノートから (その3)——

斎 藤 成 文**

7. M-3C型, 3H型による科学衛星の打上げ

M-型ロケット開発の第2段階として当初同じく4段のM-4SC型が考えられたが、昭和46年にM-4S-2号機が成功した時点において玉木教授を中心としたシステムの見直しが行なわれた。そして第1段径1,410 mm, 第2段径1,410 mm, 第3段球形モータ径1,136 mm, 全長約20.2 m, 総重量は310 mm径の補助ブースタ8本を含んで約41.5 tonのM-3C型ロケットの出現となった。その詳細は文献19)および東大宇宙研の諸報告に譲るが、第2段ロケットの燃焼中にその推力方向の制御を行なうこととし、フロン液を用いた二次流体噴射推力方向制御 (Secondary Injection Thrust Vector Control, SITVC) を採用した。第1段ロケットが風その他の影響によって予定軌道よりずれた場合も、このTVC装置と後に述べる電波誘導により飛行制御を行ない、達成軌道精度の向上を図る方式である。第2段にTVC装置を設けたのは第1段の場合に比して空力的外力もきわめて少なく、またTVC装置不具合の場合の飛しょう安全の問題もより単純であり、M-型ロケット開発第2段階としてはこの方式が最良と考えたからである。なお将来のM-3S型では第1段ロケットからのTVC方式を考えている。

われわれグループのSITVC開発の歴史は長く、昭和42年7月能代で行なった4201/3モータの地上燃焼実験 (フロン 22 液使用) にまでさかのぼる。その後K, LならびにM-型モータなど15回のTVC地上燃焼実験を行なったうえ、昭和48年7月、M-3C型の第2段用として開発した直噴ポリブタジェン・モータM-22のTVC燃焼実験を行なって、最終性能の確認を行なった。これらは主として秋葉教授、長友助教授が開発を担当した。このほかにも直径1.14 mの大型球形モータや、森教授、中野助教授などの構造

グループによる新型1,2段間トラス接手や新しいノーズ・フェアリングなどの採用によってきわめて洗練されたM-3C型ロケットが完成した。

TVC付ロケットの飛しょう実験はK-10C, L-4SC型ロケットを用いて行なわれ、誘導制御を行なったロケットの飛しょう性能、電波誘導、飛しょう安全システムなどの勉強を行なって、昭和49年2月のM-3C-1号機の飛しょう実験に臨んだわけである。この実験の話に移る前にロケットと並行して開発された電波誘導システム、ロケット搭載用アンテナ、飛しょう安全システムなどについて述べることにしよう。

M-型ロケットの精密電波追跡ならびに将来の電波誘導^{20), 32)}を目的として、NEAC-2200-400型電子計算機を付属した精測レーダがKSCに設置されたのが、昭和42年9月のことである。それまでは秋田の実験所から移設、改修された2mレーダおよび4mレーダによってK, L-型ロケットの追跡を行っていたが、当時テレメータ、レーダ関係を担当していた野村教授、浜崎教授 (東大生研) とともに当時としては画期的な高性能なロケット・トラッキング用レーダの設計、検討を昭和39年に開始した。現在においてもその性能は世界的に見て第一級であり、種子ヶ島の宇宙開発事業団の誘導レーダもその設計はこのレーダを基本としており、N-ロケットの飛しょうに際してはある時期にバック・アップ用としてこのKSC精測レーダも連携追跡を行なった。このレーダには専用電子計算機を付属し、当時としては数少なかったオンライン・データ処理を行ない、most probableな追跡データとその予測計算ならびに、これらのデータに基づく、L-4S, M-4S型ロケットの最終段点火時刻の算出を行なうよう設計された。そのため計算機の専門家として東大生研の渡辺教授に参加を願い、私が全体のとりまとめを行なった。ここに最終段点火時刻の変更とはL, M-4S型ロケットの下段が標準軌道をずれた場合は姿勢基準値は固定されているので、その点火時刻のみを標準値から変更し、衛星軌道導入の確率が最も高くなるよう軌道投入点がほぼ近地点あるいは遠地点になるようにするものである。前述の人工衛星“お

* 昭和53年1月20日原稿受理 Development of Launch Vehicles for Space Observation: 7. Development of Scientific Sounding Rockets and Progress of Scientific Satellite Program—from my note-books (Part 3)

** 東京大学生産技術研究所・宇宙航空研究所 Shigebumi Saito

おすみ”を初め M-4S 型ロケットで打ち上げたすべての衛星はこの電子計算機により第4段点火時刻が決定されたものである。

昭和42年精測レーダ装置の設置に続いて次の目標としての電波誘導システムの開発研究に着手した。野村、東口教授などが L, M-4S 型ロケット用の2自由度ジャイロを用いた姿勢基準装置³³⁾にピッチプログラム、電波コマンド修正装置を付加したロケット搭載機器³²⁾を開発した。一方浜崎教授、水町助教授のレーダ開発グループはレーダ・コマンド回線の SN 比が十分とれぬ場合にも一発勝負の電波誘導が致命的な誤動作がなく確実にこなされるような電波誘導ハードウェア^{20), 32)}の開発を行なった。具体的にいえば 3 out of 6 コード信号を用い、たとえばピッチ修正7単位のコマンドを出す場合に“7”という数字を送らず1単位ずつ送受をそれぞれ確認しつつ7回送る方式をとっている。その途中で回線断があってもより近い修正が可能で、大きな誤動作は起こらないようにすることを第一とした。電波誘導プログラムについては数年をかけて各種の方式が検討されたが、昭和44年から電波誘導グループに参加した新進の石谷助教授がきわめて巧妙なソフトを開発し日本電気(株)の協力を得て実用プログラム³⁴⁾にまとめることに成功した。

この電波誘導システムは第1段飛しょう経路のレーダ実測に基づいて、第2段 TVC 制御開始時点においてピッチおよびヨー基準角の修正を行なうとともに、第2段燃焼中間時点においても修正を施して第2段の飛しょう経路を予定に近いものにする。さらに第2段の燃焼終了後の飛しょう経路をもとにして、最終第3段打出しの方向および点火時刻を修正して、精度のよい衛星軌道の達成を図る方式である。このシステムは昭和48年1月の L-4 SC-2 号機で初めてテストが行なわれ、続いて後に述べる M-3 C-1 号機以降に実用にされ、その威力を十二分に発揮している。

ロケット搭載用アンテナの研究の歴史は古い。すでに科学観測用ロケットのあけぼのの節において述べたとおり、開発の初期にはロケットの性能が向上し、機械的、空力加熱による熱的環境が厳しくなると搭載アンテナが損傷するという問題をおこした。黒川助教授(当時: 現在富士通研究所)が苦心して新型アンテナを考案したのもこのころのことである。その後ロケットが大型化し、使用する周波数が高くなるに従い均一な指向性を得ることがきわめて困難になった。また複雑な形状を有するロケットに付加するアンテナに関しては理論計算は不可能に近いので、その開発には経験的な推察とモデルを用いた厳密な地上実験が必要となる。宇宙研の市川助手は搭載用アンテナの設計、実験

にかけては比類のない技術を身につけたベテランである。彼は浜崎教授の指導のもとに L-型、M-型ロケットのほとんどすべての搭載アンテナを設計、試作し、電波暗室および屋外実験により改良を加えて後、メーカーにその製作を委託するという方式をとって成功している。宇宙開発事業団において N-ロケットを開発する際に電波誘導レーダの搭載アンテナが成功の鍵ににぎる要素の一つとなった。レーダ方式は上述のごとくわれわれのものと同一であったので、当時事業団の非常勤理事であった私は、事業団の担当者と連絡の上、浜崎教授、市川助手の全面的協力を得て搭載アンテナの開発に当たった。米国からの技術導入部分の多い N-ロケットのなかでこの電波誘導レーダアンテナがまったくの国産技術であったため、N-1号機が成功するまではこのアンテナのことがたいへん心配であった。幸いにして予期どおりの成果を挙げることができてほっとして市川君にまずお礼をいったことを覚えている。

話が横にそれたが、M-3C型ロケットの搭載アンテナを開発する際の問題点は、第2、第3段が誘導および姿勢制御されるためにアンテナ指向性が地上局に対して長時間盲目状態に入り込むおそれが多分にあることである。とくに KSC レーダ1局のみから追跡するシステムでは致命的欠陥にもなる可能性があったので、上述の搭載アンテナ研究班は多数素子アンテナや自動切換え、またはタイマー切換えの複数アンテナ方式^{5), 7), 35)}を開発して成功を収めた。その詳細は文献に譲るが、その成果は国際的にみて高く評価されるべきものと考えている。

さてロケット実験の際の飛しょう安全について述べよう。ロケット発射場の地上保安ならびに落下予想区域などの問題については玉木教授の論文³⁶⁾もありまた米国の事例^{37), 38)}もある程度知られているので、ここでは飛しょう安全についてわれわれの歩んで来た途を簡単に記すことにする。ロケットが何らかの原因で予定軌道を大きくずれ、人畜、地上施設に損傷を与えるおそれのある場合はロケットの推力を中断、または破壊するとともに上段モータの点火を停止させるなどの処置をとる必要があり、これに要するラジオ・コマンドを送信する方式がとられている。しかし無誘導の小型の科学観測用ロケットでは米国を初め各国でもこのような措置はとられていないし、K-型ロケットにもコマンド装置を搭載していない。

初めてコマンド受信機を搭載し、事故の場合上段の点火を停める方式をとったのは L-型ロケット以降である。当時は発射点後方のアイ・スクリーンを糸川先生が覗み、目視以後は私がレーダ・プロッターのロケ

ット軌跡および追尾アンテナの方位角から飛しょう安全を確認してコマンド・アンテナを操作するというプリミティブな方式から出発した。当時この飛しょう安全に関係する専用電話回線をスーパー・コマンド回線とよんでいたが、要は飛しょう安全がすべてに優先し、実験最高責任者の最重点事項であったことを示している。この理念は以後今日まで不変である。L-4S型ロケットの時代に入って上述の精測レーダのデータ処理されたロケット軌跡を示す大型デジタル・プロッター4台に、これに加えて2mレーダ、4mレーダ、18m径アンテナからの生データで示す5台のプロッターを整備、またテレメータ受信データのうち、ロケットの姿勢、スピン、加速度姿勢角など飛しょう安全に直接関係あるデータの記録プロッターをコントロール・センターに集結して充実を図った。

野村教授は主として姿勢制御担当の東口教授（テレメータ・センターで受信データの監視）などから直接情報報告を受ける。玉木教授は発射後方および側方2～3点に設けられたアイ・スクリーン監視者とランブおよび電話連絡をとるとともに、テレメータ受信室の林教授からのロケットのスピン状況についてテレメータおよび電話連絡を受ける。

私は連絡電話による各レーダ・センターの状況把握およびプロッターの監視による飛しょう安全の確認を任務とした。M-4S型ロケットの飛しょう安全装置としては第1段モータに成型火薬によるケース破断装置を、また第2、3段には鏡板の中央部をセパレーション・ナットの作動により取り除く推力中断装置などを設けている。M-4S型飛しょうの際の安全体制はだいたい同様で、実験主任の森教授、ロケットの秋葉教授がM-センターの発射司令センターでロケット発射までの直接指揮をすべてとってくれたので、山の上のコントロール・センターにいるわれわれは全力を傾注して飛しょう安全に万全を期することができた。

玉木教授を失った後の昭和49年2月M-3C-1号機実験以来、飛しょう安全の陣容は大きく変ぼうした。TVCシステムが加わったM-3C型ロケットでは、その装置が不具合になると、ロケットはきわめて危険な状態になる可能性がある。玉木教授の愛弟子、空気力学専門の鎌田助教授の詳細な空力的飛しょう安全解析に基づいて、より複雑な安全基準を設定することにした。また、レーダによるロケットの現在位置を示すPPIプロッターのみならず、瞬時落下点を予測するIIP装置を設け、鎌田助教授がその担当となった。また電波誘導を行なうM-3C型では飛しょう解析担当の松尾助教授がレーダセンターにいる石谷助教授と電話連絡によってピッチ、ヨーの姿勢基準角修正の確認

を行なっているが、同時に松尾君がレーダPPI装置によるロケット飛しょう安全の確認をとることにした。

M-3C型、M-3H型ロケットの実験主任は一世代若くなり、ロケットの秋葉教授またはエレクトロニクスの林教授が担当し、M-センターの半地下発射司令センターに入っている。一方発射直後のアイ・スクリーン監視にはITV装置の設置などによる充実を行なって、中野助教授が発射直後の飛しょう安全把握に当たっている。その後、鎌田、中野助教授が中心となり飛しょう安全班を作り、飛しょう安全監視システムの近代化を行なっている。昭和52年2月に行なわれたM-3H-1号機の実験に際してはカラー・テレビ・ディスプレイ表示装置2台を含む新システムの開発試験が行なわれたが、現在計画のKSC大型電子計算機網との連結など若い研究陣によって設計される飛しょう安全システムは今後大きく進歩、変貌していくものと考えられる。なおロケット推進薬、点火薬等の火薬類、過酸化水素などの危険物、高圧ガス類などをとり扱い、また重量物の高所への運搬等危険作業の多いロケット発射実験の際の地上安全については砂川教授が担当した。彼はさすが海軍兵学校出の構造力学の研究者だけあって、そのきびきびした細心の安全管理は実験班一同に大きな安心感を与えている。

M-3C-1号機の飛しょう実験の話に入ろう。試験衛星MS-T2を載せたM-3C-1号機は昭和49年2月16日14時00分発射された。第1段ロケットは上層における変動の烈しい強風のため予定より発射相当角で2度高い78度相当の飛しょう経路をとったが、第2段TVC装置は順調に作動し、制御開始後数秒間で、ピッチ、ヨー軸とも0.5度以内の精度で整定、ピッチプログラムどおりに飛行制御することができた。第3段打出し方向および点火時刻の修正は次に述べるようにオペレーションの不馴れのため不十分であったにもかかわらず、目標近地点高度260kmに対する誤差を約20kmに止めることができ、M-4S型ロケットの場合に比し格段の精度を得ることができた。これによって試験衛星“たんせい2号”（国際標識1974-08A）は近地点289km、遠地点3,237km、周期121.8分の衛星軌道に載せることができた。なお電波誘導プログラムにおいて用いている近地点高度は接触軌道における近地点の地心よりの距離と赤道半径の差として定義されたもので、一方衛星に導入された後の軌道要素としては通常軌道長半径など平均値が用いられる。したがってこれから算定される上述の衛星軌道要素としての近地点高度289kmと電波誘導で問題になる軌道投入時の近地点高度とは定義の上から異なる値をと

り、“たんせい2号”の場合でその差が約 8.9 km である。小数点以下を丸めて投入時の近地点高度 280 km と算定して、上述の目標値との差 20 km と述べたのである。

話が細かくなつたが M-3 C-1 号機の電波誘導の結果について述べよう。電波誘導を行なう場合の目標値の優先順序としては今回の場合は近地点高度を合わせることにあった。第3号科学衛星 SRATS ではできる限り近地点を下げ、下層から 3,000 km 程度の高度にわたる宇宙空間の現象を観測することを目的としている。しかしあまり近地点高度を下げると大気抵抗のために衛星寿命が短くなるので、下限はだいたい 250 km とおさえた。この値が第3号科学衛星軌道の Critical point で、その準備段階として M-3 C-1 号機が打ち上げられたのである。今回は最終段点火時刻および打出のためのピッチ基準角の修正のみを行なうこととしていた。さきに述べた精測レーダ付属の電子計算機は第2段燃焼終了後9秒で早くも最終段点火時刻を21秒(21単位)早め、ピッチ修正角上向き1.1度(11単位)であると算出した。

電波誘導の実施に当たってはレーダ・センターにいる石谷助教授とコントロール・センターにいる軌道担当の松尾助教授が、電話および表示装置で確認のうえ実行に移す方式をとっていた。この実験において不幸なことに計算プログラムのモード設定にミスがあり、点火時刻修正量 21 秒という表示と、修正のための点火コマンド送出時刻の表示の不一致が生じ、両者の間で検討を行なっている間にピッチ基準角修正コマンドを送出すべき時期を失し、また点火コマンド時刻変更も5秒少ない16秒を送出する結果となった。実験後の解析³⁹⁾によりピッチ角修正を行なわなかったための誤差 12.2 km、点火時刻のずれのための誤差 3.3 km、ジャイロのドリフトによる誤差 (0.2 度下向き) 3.2 km、誘導計算の近似およびコマンド量子化により 1.4 km、計 20 km の誤差になったことが明らかになった。このような詳細な誤差解析ができるようになったのも電波誘導システムのおかげであり、そのプログラムの完成に協力した石谷助教授の功績は大きい。しかし実験後における松尾、石谷助教授のションボリした姿は“たんせい2号”成功に湧く他の実験班とは対照的であった。早速オペレーション・ミスの徹底的解明とその改善策が講ぜられたのはいうまでもない。

試験衛星“たんせい2号”は M-3 C 型ロケットの性能試験、電波誘導システムの確認および今後の科学衛星のための地球磁場を利用した衛星姿勢制御方式のテストを目的としていた。外観は対向面間隔 75 cm、高さ 45 cm の八角柱で、構体はアルミニウム・ハネ

カムを用い、太陽電池はなく 50 AH の酸化銀亜鉛単電池 22 個のみを電源とする総重量約 56 kg の衛星である。姿勢安定制御系としてヨーヨーデスピナ、ニュートーション・ダンパ、地磁気利用スピン軸方向制御装置および姿勢保持用のキーピング・マグネットを搭載した。また姿勢検出系としては地磁気センサ、太陽センサ、地平線センサをもち、その他、基本計装として内部環境計測器、136 MHz、400 MHz テレメータ装置、コマンド受信装置を搭載している。

軌道投入後第22周目の2月18日10時27分より姿勢制御用コマンドを送信、計3回の制御コマンドにより軌道面内にあった衛星スピン軸はこれと80度をなすに至った。その後、第4回目の微細調整のコマンドを2月26日に送り、翌27日の第125周でスピン軸が軌道面に対してほぼ完全に垂直になったことを確認した。これでいわゆる Rolling wheel mode となったわけである。なおこの間第83~105周の間でキーピング・マグネットの作動をも確かめた。これに続き第125~149周で衛星スピン軸を地軸と平行にすることを試みて成功し、3月4日第184周ですべての実験を終了した。これらの姿勢制御は衛星の姿勢データが KSC より宇宙研にデータ伝送され、宇宙研の大型電子計算機によって制御コマンドを計算、それに基づいて KSC から衛星向けのラジオ・コマンドが発せられる方式をとっている。最後の 136 MHz 電波が杜絶し、電池の寿命が尽きたのが3月11日のことである。地磁気利用の姿勢制御システム開発に長年の努力を重ねてきた SA-13 の衛星制御研究班、特に宇宙研に入所以来こればかりやってきた二宮助教授、それに日立中研の研究者の喜びは大きかった。

M-3 C-1 号機ならびに“たんせい2号”の成果はわれわれの予期以上のものであった。風まかせロケットと異名をいただいた L-4 S、M-4 S 型ロケットの開発のなかで得られた貴重な技術的体験とこれと並行して地味に長年開発に努力してきた TVC 装置の結びつきにより一度の失敗もなく第1号機からほぼ満点の成果を得たことを深く喜ぶたい。実験終了後間もなく当時の宇宙開発委員長代理の山県先生から「よくやった。大したものだよ君達は」とお褒めにあずかったことが忘れられない。

ここで玉木先生のことに触れなければならない。玉木さんは第2号科学衛星“でんば”が成功した当時宇宙研の所長であったが、直後の放電によるまったくショッキングな事故のために衛星の機能が停止したこともあってたいへん心痛されていた。「腰のところにこぶができて痛いので手術をしてもらおう」といって入院。手術を受けられたのが昭和47年の12月。さらに

開腹手術を受けられたが、快方に向かうことなく昭和48年9月に亡くなられた。私どもが癌と闘ったのが7月で、まことに不甲斐ないようであったが、私も肝炎で入院してしまい、ご最後にも立ち合うことすらできなかった。内之浦の宿舎でも永年隣り部屋で食事までともにして苦楽を分かちあった間柄、先生の死を伺って病室で一晩中人知れず泣き明したことであった。病も重くなってからもロケットのことばかり気にされ、冗談とも遺言ともとれるように“僕が死んだら衛星にのって地球を回りたい”と洩らしておられたとか。玉木さんがそのシステムを決定した M-3 C-1 号機も見事成功した。玉木さんの霊も“たんせい2号”にのっていまでも地球を回っているにちがいない。

M-3 C-1 号機の成果をもとにして第3号科学衛星 SRATS (Solar Radiation and Thermospheric Structure Satellite) を搭載した M-3 C-2 号機は昭和50年2月24日14時25分に発射された。第1段ロケットの飛しょうは正常で、その燃焼終了後に電波誘導コマンドによりピッチプログラム初期値 -1.8 度の修正が行なわれ、以後第2段ロケット燃焼中は各軸とも 0.7 度以内の精度でピッチプログラムに従った TVC 制御を行なうことができた。第2段燃焼終了後ピッチ修正角 $+1.3$ 度、最終段点火時刻 -33 秒変更の第2回目の電波誘導コマンドが順調に送られて最終段は接触軌道で近地点高度 246.6 km、遠地点高度 $3,142$ km の衛星軌道に入った。その目標値は近地点で 250 km、遠地点で $2,850$ km を予定していたが、近地点高度誤差 -3.4 km の原因としてはジャイロのドリフト、姿勢制御差、切離しの際の擾乱などが考えられる。一方遠地点高度誤差 $+292$ km のうち、 196 km は第1、第2段モータの推力が、また残り 96 km は第3段モータの推力が、いずれも推定値よりも大きかったことに基づくものである。このうち、前者は今後予定されているヨー方向の修正が可能になれば消去できる部分である。いずれにしても M-3 C-2 号機は電波誘導を含めてまず申し分のない成績を収めることができた。

第2号科学衛星“たいよう”(国際標識 1975-014 A) は平均軌道要素値で近地点高度 255 km、遠地点高度 $3,136$ km、周期 120.3 分の軌道に載り、昭和52年12月現在でもすべて順調に科学観測データを送り続けている。この衛星は太陽放射線と地球熱圏との相互作用の解明を目的としており、観測系の要求から、軌道に乗ったあとで、ヨーヨーデスピナーによりスピンをほぼ 10 rpm と落し、さきに述べたような地球磁場を利用した衛星姿勢制御により、スピン軸を軌道面に垂直にして車輪の転がるような形のいわゆる Rolling wheel mode とする必要がある。形状は対向面間隔

70 cm、高さ 50 cm の八角柱で観測のための4本のアームをもっている。表面アルミニウム・パネル上に貼った $5,274$ 枚 (2 cm $\times$ 2 cm) の太陽電池および Ni-Cd 蓄電池を電源とする総重量 86 kg の衛星である。

観測系機器としては太陽X線測定装置、太陽紫外線測定装置、地球コロナ、中間紫外放射測定装置、正イオン組成測定装置、正イオン温度、密度測定装置、電子温度、密度測定装置とこれら観測機器を制御する各種制御機器ならびにプラズマ流方向測定装置を搭載している。このほかは姿勢制御系、姿勢検出系、基本計装機器としては、スピン回転数を増減させるためのスピン制御装置を加えた以外“たんせい2号”に搭載したものと同様である。2月24日の打上げより姿勢決定、姿勢制御を行ない、3月7日第128周第4回目の制御の結果、ほぼ Wheel mode が達成されたことを翌8日に確認、以後キーピングマグネットを作動させて5度以内の精度でこのモードによる観測が続けている。なお第2号科学衛星“でんぱ”において高電圧放電による致命的事故を起こしたことを考慮して部品、充填材料の選定、充填処理法を十分吟味、設計、製作に当たったが、オペレーション上も慎重を期し、3月20日より24日にかけて高電圧を順序立てて印加していずれも機器の作動が正常であることを確認した。

その後今日まで科学観測の要請に基づいて観測データの取得とその処理が続けられている。昭和53年2月打上げ予定の第5号科学衛星 (EXOS-A) の国外観測基地としてカナダの Fort Churchill にデータ取得局を建設中である。“たんせい”のとりまとめを担当した宇宙研の平尾教授が昭和52年11月に同地に機器搬入を行ない、同行の日本電気(株)の人々とともにテストのための“たいよう”観測データ受信を行なったそうである。2年半以上も前に打上げた衛星からのデータを見て、わが子に遠い異国で再会したような喜びを味わったというのが彼の述懐であった。

M-3 C-1, 2号機の成功に大いに意気あがったわれわれも再度 M-3 C-3 号機で大きな試練の場に立たされることになった。第4号科学衛星 CORSA をのせた M-3 C-3 号機は昭和51年2月4日15時00分に発射された。第1段ロケットの飛しょうは正常で、燃焼終了後第1回目の電波誘導コマンドも予定どおり行なわれた。しかし第2段燃焼開始以降、飛行に異常を生じ、飛しょう経路が著しく低くなった。テレメータによる TVC 作動状況は正常で整定誤差も少なく、かつまた、飛しょうのヨー方向の偏差、IIP 表示などの飛しょう安全に関して直ちには問題がなかったのに、この間検討が行なわれたが衛星を軌道に投入することは不可能と判断、発射後3分52秒、地上からのコマ

ンドにより第3段ロケットの点火を停止させた。

実験後速かに事故原因の解明が行なわれ次のことが判明した。M-3C-3号機は第4号科学衛星 CORSA の打上げを目的としているが、この衛星は観測上の必要から約 550~650 km のかなり円に近い軌道が要求された。そのため軌道に対する上下姿勢基準誤差の影響が前回の“たいよう”衛星の場合に比して大きい。一方姿勢基準装置としてはさきに述べたとおり L-4S 型以来2自由度ジャイロ装置を用いていたが、その改良型としてはかにドリフト誤差の少なく、安定度の高いレート積分ジャイロ2個を採用し、パルスリバランス回路を用いた新しい SFAP (スピンプリー・解析プラットフォーム) 型姿勢基準装置の開発が足かけ6年前より進められていた。この詳細は文献 40) および東大宇宙研報告として発表予定のものに譲るが、回路はすべてデジタル化されており、レート積分ジャイロの出力から計算されたロケットの姿勢角が格納されるレジスタ No. 1 (ピッチとヨー各1)、第2段制御のための姿勢基準角を格納するレジスタ No. 2 (ピッチとヨー各1) および第3段打出し用の姿勢基準角を格納するレジスタ No. 3 (ピッチ、ヨー各1) の六つが設けられている。第2段ロケット燃焼中はレジスタ No. 1 と No. 2 が比較され、誤差信号となって TVC 装置を作動させるとともに、その燃焼後はタイマーの切替えによってレジスタ No. 1 と No. 3 が比較され、上段の姿勢を制御して、第3段を打ち出す方式である。

第3号科学衛星までに得られた TVC 装置付 M-3C 型ロケットの成果をもとにし、最も姿勢基準誤差の影響の大きい CORSA 衛星の打上げにこの新型基準装置を採用することに決定した。昭和49年行なった L-4SC-3 号機によってその飛しょう性能を確認したうえで M-3C-3 号機の実験に臨んだわけである。しかるに事故調査の結果、発射前3分30秒の離脱コネクタ引抜きの際に地上点検用の切替え信号線の部分に電氣的スパイクが発生し、フリップ・フロップ回路を反転せしめて第2段制御用の姿勢基準角を格納したレジスタ No. 2 が前述のレジスタ No. 1 と比較されるようにセットされていたところが、第3段のレジスタ No. 3 に切り替わってしまった。この誤動作に気づかず、発射してしまったので TVC 発動時に誤って第3段打出し方向に飛行制御され、飛しょうがきわめて低くなったという注意不足のそりを免れない事故と判明した。

信号回路が動作状態のままコネクタの離脱を行なうことは事前に工場において確認テストが行なわれていたが、追試の結果 KSC の実際の施設のごとくケーブ

ル長が長い場合には、離脱コネクタの離脱時のソレノイド電流による誘導ノイズによって、切替えスイッチ回路の誤動作が生じうることが認められた。またロケット発射前作業においては各種の事前テストが行なわれる。とくに総合リハーサル試験においては極力打上げ時と同様のテストが行なわれるわけであるが、搭載電子機器の電源を ON にし、作動したまま離脱コネクタをはずすと再び装着するまでに時間を要し、この間貴重な内部電池を消費するおそれがあるため、通常は離脱前に電源を OFF にして主として離脱状況の機械的チェックを行なう方法をとっていた。この部分の電氣的なテストは別個に個々行なっていたが、この際も他のチェックが優先して上述の誤動作をチェックすることができなかった。

一方ロケット打上げの際の監視表示ならびに地上計算機へのすべての記録格納は別のシャ型コネクタを介して発射直前まで続けられた。その記録によると上述の誤動作は明らかで、ただ発射オペレーション上の監視項目からは除外されていたという、幾つかのわれわれのチェックの網の目をくぐった状態でこのときの事故が発生した。さらに姿勢基準装置のロール角設定符号の正負の逆により方位姿勢基準角に誤差が生じたという結果としては小さいが別の問題もあったことも判明し、新しいサブシステムを導入する際の総合検討が不十分であったことを知り、われわれとしては大きなショックであった。

新姿勢基準装置それ自身はきわめて良好に作動し、予期どおりドリフトもきわめて小さく、TVC 装置、電波誘導も確実に行なわれたが、新しいサブ・システムを採用したときのほかのサブ・システムとの間のインター・フェース、そのチェックシステム、監視オペレーションなどに慎重な検討の欠ける点があったことを痛感した。とくに離脱コネクタの離脱時にはそれを通る回路はすべて断にするという従来の鉄則がこの際は設計上の都合から破られていたことなどわれわれの大きな反省の材料となった。そしてサブ・システムの設計段階から総合システムとしての見地のもとに、より広い範囲からの厳密なチェック・レビューを行なうなど体制の改善を含めていっそうの努力をすることにした。

気の毒なのは小田教授を中心とする CORSA 衛星担当グループの宇宙科学者である。小田教授は MIT においてすだれ型 X 線コリメーターを発明し、これによって歴史の浅い宇宙 X 線発展の中心人物として活躍している世界的学者である。東大宇宙研発足と同時にわれわれの科学グループの主要メンバーとして参加し、昭和41年12月には早くも K-10-2 号機により白

鳥座X線星の星の位置決定に成功、昭和44年8月にはL-4S型ロケット開発途上の苦しい時代にもかかわらずK-9M-27号機にわが国独自のX線コリメーターを積んでさそり座X線星(Sco X-1)を東大天文台岡山観測所と同時観測するなど大きな業績を挙げ、日本学士院の恩賜賞を受賞している。

第4号科学衛星COSA (Cosmic Radiation Satellite)にはX線源の観測のために硬X線(20~100 keV)、軟X線(2~20 keV)、超軟X線(<2 keV)の広いエネルギー領域にわたるX線検出器を衛星上面に設け、衛星のスピンの軸方向にあるX線天体を連続的に観測することをおもな目的としている。長年月小田さん達が心血を注いだこの衛星が太平洋の海底に沈んでしまったときの彼らの落胆は眼を蔽うものがあつた。事故調査に頭がのぼせ上がった私も申訳なく何と彼に話し掛けたりよいものかと言葉に迷ったしだい。発射当日たまたま見学に来られていた友人の三浦朱門、曾野綾子御夫妻といっしょにいた小田教授に大まかな事故原因をしどろもどろで説明したことだけは覚えている。後から伺えば羽田空港に帰ってきた彼を心配して奥様が出迎えにこられるほど心痛に暮れていたとか。幸いにして各方面のご了解を得て、COSA衛星に改良を加え、Up to dateにしたCOSA-b衛星が設計、製作中で昭和53年度にはM-3C-4号機によって打ち上げられる予定である。

さて以上の苦難の途を乗り越え昭和52年2月には試験衛星MS-T3をのせたM-3H-1号機の飛しょう実験を行ない、成功することができた。M-3H型ロケットはM-4S型、M-3C型に次ぐ第3世代のM型ロケットで、第1段モータをM-3C型のその約4/3倍延伸(同一径1,410mm、3セグメントを4セグメントにして長さ14.9mにした)するとともに推進薬を従来のポリウレタン系からポリブタジェン系の直填方式として、推力の増強を図ったものである。第2、第3段はM-3C型と同様であるが、衛星にキックモータKM-A(38cm径球形モータ)が取り付けられ、全長約23.9m、補助ブースタを含めて総重量48.7tonである。なおM-3C-3号機の実験において事故を起こした新型姿勢基準装置は前述の十分な検討、改良を加え、昭和51年8月に行なわれたL-4SC-4号機の飛しょうにおいて確認試験を実施した上、搭載することができた。今回の飛しょう実験は第5号科学衛星EXOS-Aがオーロラ観測という観測目的から、従来打ち上げた衛星軌道とは異なった傾斜角約65.5度を要求するので、その打上げ予備実験をも兼ねて行なったものである。

M-3H-1号機は2月19日14時15分発射され、第

1段ロケットの飛しょうは正常、その燃焼後に第1回の電波誘導が行なわれ、さらに第2段燃焼、TVC作動中に5回にわたる修正電波誘導コマンドが正常に送られた。燃焼後さらに第3段打出しのための姿勢制御修正コマンドが送られ、発射後6分7秒に第3段は近地点高度327km、遠地点高度793kmのパーキング軌道にのることができた。その後衛星は第3段より受けついで2.1 rpsのスピンのまま姿勢を保持しつつ地球をほぼ半周した南米上空で予定どおりキック・モータが点火し、近地点高度793km、遠地点高度3,813km、傾斜角65.75度、周期134分の軌道にのることができ、ここに“たんせい3号”(国際標識1977-012A)が誕生した。

試験衛星“たんせい3号”はM-3H型ロケットの性能実験と軌道上におけるコールドガス・ジェット装置によるスピン軸制御実験、第5号科学衛星EXOS-Aに用いる予定の沿磁力線安定化の実験およびオーロラ紫外光観測装置の試験、ならびにヒートパイプによる温度制御の実験、PNコード符号を用いた測距装置の実験など宇宙工学上の諸実験を行なうことを目的とした衛星で、前述のキック・モータ重量56kgを含めて全重量190kgであった。2月19日の軌道投入後これらの実験が次々と行なわれ、次に述べる一部の不具合を除きいずれも予期どおりの成果を収めることができ、3月4日、第134周をもって搭載電池の寿命とともに実験を終了した。

“たんせい3号”の一部不具合とは2月20~21日の間に外来電波雑音のためにコマンド誤動作が生じ、ガスジェット実験が途中の状態でそのカット・オフバルブが閉じてしまった。このようなコマンド誤動作は昭和46年2月の“たんせい(1号)”において発生し、当時の検討により防止対策を行なって以後傾斜角30度程度の従来の衛星では一度も誤動作を起こしていない。今回の衛星は傾斜角65度と高く、コマンド受信機への外来電波雑音が予想外に大きいことがあつた。この対策としてコマンドシステムにさらに詳細な検討、改善を行なうとともに重要項目は2重の鍵を設けるとともにインター・ロック・システムの採用を考えている。

M-3H-1号機の成功は過去20数年にわたるわが国固体モータを含むロケット技術の成果の賜で、宇宙研の推進研究班、構造研究班を初め各研究班、それに営々として製作を担当された日産自動車(株)、日本油脂(株)、三菱重工(株)などの技術陣、とくに戸田康明、故板橋宗雄、山本郁夫、高木乙磨、平岡坦の諸氏の労を多とするもので、これらの方々の努力なしにはM型ロケットの今日ではなかったものと信じている。

8. 宇宙科学研究の今後の計画と将来構想

以上科学観測用ロケットのあけぼのから M-3 H 型ロケットならびに科学衛星の開発までの経過の概要を述べてきた。現在引き続いてこれらの開発が進められている。今後の計画についておもなものを述べよう。

まず第5号科学衛星 EXOS-A を昭和53年1~2月に M-3 H-2 号機で打ち上げる予定で、現在鋭意その準備が進められている。次いで昭和53年度には第6号科学衛星 EXOS-B を M-3 H-3 号機で、また打上げに失敗した第4号科学衛星の代替 CORSA-b を M-3 C-4 号機で打ち上げる計画である。昭和54年度には M-3 H 型につづく M-型ロケットの改良型である M-3 S 型ロケットを完成し、試験衛星 MS-T4 を打ち上げ、これを用いて昭和55年度には第7号科学衛星 ASTRO-A を、また昭和57年度には第8号科学衛星 ASTRO-B を打ち上げる。

これらの科学衛星と並行して観測ロケットならびに大気球による宇宙科学観測を行なうが、とくに新しい計画として注目すべきは米国 NASA が計画している Space Shuttle による科学観測への参加である。ESA (欧州宇宙機関) が NASA の協力依頼を受けて製造する Space Lab. を Space Shuttle に積んで、各種の宇宙実験を行なうものである。その詳細は文献(41)その他に譲るが、その第1号機が1980年12月に飛しょうする予定である。これによって行なわれる科学観測項目は世界各国の数多くの科学研究者からの応募の中から選定されたが、東大宇宙研大林教授のグループが提出した SEPAC 計画 (Space Experiments with Particle Accelerators) も従来からの実績が認められ、その一つに選ばれた。この計画は高出力の電子ビーム加速器、MPD アークジェット、中性ガス発生装置、各種監視装置、データ処理装置および電源等からなり、合計約350~400 kg のペイロード重量が予定されている。これは ESA 担当分 1,500 kg, NASA 担当分 1,500 kg のうち最大重量の観測装置である。昭和52年2月15日搭載の決定以来、大林教授を初め宇宙研、電総研研究者、東芝、三菱電機、日電、三菱重工、明星電気その他の協力を得てエンジニアリング・モデルを製作し、11月8~14日には宇宙開発事業団筑波宇宙センターの大型スペース・チェンバーでの人工オーロラ発生に成功している。このプロジェクトには宇宙工学関係も当初から参加し、NASA の Marshall Space Flight Center に技術連絡のため昭和51年度に長友助教授が、また昭和52年度には二宮助教授が長期滞在して国際協力に努力している。これがわが国最初の大規模国際協力ともいえるべく、今後ともこの種 Space

Shuttle を利用した科学実験が続いて計画されることであろう。

宇宙科学研究の将来構想については文部省学術審議会が昭和50年10月宇宙科学研究の推進についての答申を行なっている。これによると従来と同程度の中、小型科学衛星を毎年1個程度、また大型衛星を数年に1個の割合で打ち上げるとともに、スペース・シャトル計画への参加、惑星探査計画などへの国際協力の推進を述べている。さらに宇宙開発委員会の長期ビジョン特別部会は昭和52年7月に宇宙開発の今世紀末までの長期ビジョンをまとめて発表しており、宇宙科学の将来構想とくにスペースシャトルの利用ならびに月を含む惑星探査計画の重要性とその問題点について述べている。宇宙開発委員会はこれをもとにして宇宙開発の政策大綱策定のための調査会を設け、広い範囲の検討を経て昭和53年3月に委員会としての決定を行なっている。その将来の成果が期待されることである。

9. 謝 辞

20 数年に及ぶ科学観測ロケットと科学衛星計画の経過の概要をまとめて、その途の険しく、またそれがゆえにそれを乗り越える喜びの大きかったことを痛感する。この間ご指導をいただいた先生方、苦楽をともにした同僚諸氏、それに加えて高中、三石、長谷部講師をはじめとする東大宇宙研、生研の職員の方々の黙々とした献身的な努力の結晶がこの大きなプロジェクト、とくに大学の研究としては最大ともいえるこの特別事業の今日をもたらしたものと信じている。

それとともに本文において銘記した会社をはじめ数多くのメーカーのご協力によってわれわれの計画が初めて実現したわけで、ここに深く感謝の意を捧げたい。また関係各行政機関、実験にご協力いただいた宇宙開発事業団、郵政省電波研究所、米国 NASA、フランス CNES に深甚の謝意を表するしだいである。

最後に私の生涯の思い出になるであろうこの拙文を歴史ある本誌に載せる機会を与えてくださった東大宇宙研砂川教授に厚く御礼申し上げる。

参 考 文 献

- 1) 森大吉郎：科学観測用ロケットの発展の経過 (1. 総論)，日本航空宇宙学会誌，第24巻，第265号 (1976. 2)，pp. 58-66.
- 2) 秋葉鐵二郎，松尾弘毅：同上 (2. システム設計とモータの開発)，日本航空宇宙学会誌，第24巻，第266号 (1976. 3)，pp. 103-113；第24巻，第267号 (1976. 4)，pp. 169-180；第24巻，第269号 (1976. 6)，pp. 262-274.

- 3) 長友信人: 同上 (3. 制御系), 日本航空宇宙学会誌, 第 24 巻, 第 270 号 (1976. 7), pp. 323-332.
- 4) 森大吉郎, 中野 旭: 同上 (4. 構造), 日本航空宇宙学会誌, 第 24 巻, 第 273 号 (1976. 10), pp. 472-479.
- 5) 林 友直: 同上 (5. エレクトロニクス), 日本航空宇宙学会誌, 第 25 巻, 第 284 号 (1977. 9), pp. 401-408; 第 25 巻, 第 285 号 (1977. 10), pp. 447-453.
- 6) 文部省大学学術局学術課: わが国における観測ロケットおよび科学衛星計画, 学術月報, Vol. 25, No. 1, April (1972), pp. 26-44.
- 7) 高木 昇, 斎藤成文, 野村民也: 東京大学におけるスペース・エレクトロニクスの開発研究, 電子通信学会, 第 59 巻, 第 6 号 (1967. 6), pp. 137-174.
- 8) 玉木 章: 宇宙観測用ロケットについて, 科学, Vol. 38, No. 9, Sep. (1968), pp. 466-473.
- 9) 玉木 章, 斎藤成文: 観測ロケットの研究開発, 生産研究, 第 21 巻, 第 5 号 (1969. 5), pp. 46-57.
- 10) 観測ロケット特集号——KSC 地上設備, 東大宇宙航空研究所報告, 第 5 巻, 第 2 号 (B) (1969. 7).
- 11) 斎藤成文: 初の国産衛星“おおすみ”と科学衛星プロジェクト, 電子通信学会誌, 第 54 巻, 第 3 号 (1971. 3).
- 12) 斎藤成文, 他: 試験衛星“たんせい (淡青)”, 電子通信学会誌, 第 54 巻, 第 12 号 (1971. 12), pp. 1666-1681.
- 13) 斎藤成文: 第 1 号科学衛星“しんせい”の誕生, 電波時報, 第 27 巻, 第 1 号 (1972. 1).
- 14) 斎藤成文: 我が国の科学衛星について, 電子通信学会誌, 第 55 巻, 第 7 号 (1972. 7).
- 15) 玉木 章: M-4S-3 による科学“しんせい”の打上げ, 日本航空宇宙学会誌, 第 20 巻, 第 222 号 (1972. 7).
- 16) 斎藤成文: 日本におけるロケット開発計画, 電気学会誌, Vol. 92, No. 12 (1972. 12).
- 17) 森大吉郎: 科学衛星打上げ用ロケット M-4S, 日本機械学会誌, 第 76 巻, 第 660 号 (1973. 11).
- 18) 斎藤成文: 宇宙科学と宇宙利用, (1. 総論), 電気学会誌, Vol. 94, No. 11 (1974. 11).
- 19) 森大吉郎: M-3C 型ロケットの開発, 日本航空宇宙学会誌, 第 23 巻, 第 257 号 (1975. 6).
- 20) 斎藤成文: 電波誘導システム(総論), 東大宇宙航空研究所報告ロケット特集号電波誘導, 第 12 巻, 第 1 号 (B) (1976. 3).
- 21) 斎藤成文: 観測ロケット特集号, 生産研究, Vol. 15, No. 7 (1963. 7).
- 22) 斎藤成文: 観測ロケット特集号, 生産研究, Vol. 16, No. 11 (1964. 11).
- 23) 斎藤成文: 観測ロケット特集号—ラムダ 4S 型ロケット, 東大宇宙航空研究所報告, 第 4 巻, 第 4 号 (B) (1968. 12).
- 24) 斎藤成文: 観測ロケット特集号—L-4T, L-4S-4, 5 号機ロケット, 東大宇宙航空研究所報告, 第 8 巻, 第 2 号 (C) (1972. 6).
- 25) SAITO, S. et al.: Scientific Satellite Antenna, Proc. of 11th ISTS, Tokyo (1975), p. 581.
- 26) 斎藤成文: 日本の宇宙開発, その想い出と将来の夢, ビジネス・コミュニケーション, Vol. 13, No. 8 (1976. 8).
- 27) 斎藤成文: 観測ロケット特集号—M-4S ロケット, 東大宇宙航空研究所報告, 第 11 巻, 第 1 号 (B) (1975. 3).
- 28) 日下実男: 日本の人工衛星, ダイアモンド社(昭 46 年 8 月).
- 29) 松尾弘毅: M-4S の発射角補正について, 東大宇宙航空研究所報告, 第 11 巻, 第 1 号 (B) (1975. 3).
- 30) 斎藤成文, ほか: M-4S 搭載伝送機器, 東大宇宙航空研究所報告, 第 11 巻, 第 1 号 (B) (1975. 3).
- 31) 村松, ほか: “たんせい” 衛星の電波追跡について, 電子通信学会誌, Vol. 54, No. 12 (1971. 12).
- 32) ロケット特集号—電波誘導, 東大宇宙航空研究所報告, 第 12 巻, 第 1 号 (B) (1976. 3).
- 33) 東口 実, 石谷 久, ほか: M-4S における姿勢制御, 東大宇宙航空研究所報告, 第 11 巻, 第 1 号 (B) (1975. 3).
- 34) 石谷 久, ほか: 電波誘導のデータ処理方式, 東大宇宙航空研究所報告, 第 12 巻, 第 1 号 (B) (1976. 3).
- 35) 斎藤成文, 浜崎襄二, 市川 満, ほか: M-3C 型ロケット搭載アンテナ系について, 東大宇宙航空研究所報告, 第 9 巻, 第 1 号 (1973. 3).
- 36) 玉木 章: 発射場保安, 日本航空宇宙学会誌, 第 17 巻, 第 180 号 (1969. 1).
- 37) BRAUN, G. W.: Flight Safety Procedures Used in Space Vehicle Launches at the Pacific Missile Range, Proceedings of 5th ISTS, Tokyo 1963 (1963), p. 955.
- 38) PARKER, L. C.: Operational Range Safety for Solid-Propellant Sounding Rockets, J. Spacecraft, Vol. 5, No. 6, June (1968).
- 39) 浜崎襄二, 石谷 久, ほか: 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, 東大宇宙航空研究所報告, 第 12 巻, 第 1 号 (B) (1976. 3).
- 40) 東口 実, 石谷 久, ほか: SFAP 型誘導制御装置, 電子通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究専門委員会報告, SANE 77-16 (1977. 10).
- 41) 大林辰蔵: 宇宙開発の話題, 電気学会誌, 第 97 巻, 第 8 号 (1977. 8), p. 651-658.
- 42) 雛田元紀: 科学観測用ロケットの発展の経過 (6. 空力関係), 日本航空宇宙学会誌, 第 26 巻, 第 296 号 (1978. 9), pp. 462-470; 第 26 巻, 第 297 号 (1978. 10), pp. 519-529.