

UDC 629.765

観測ロケットの研究開発

玉木章夫*・斎藤成文**

1. 緒言

試験熔鉱炉とともに生産技術研究所における最も大きな特別事業研究であった観測ロケットの開発研究が実質的にスタートしたのは昭和30年(1955)の春のことである。その後14年に及ぶ関係研究者の血のにじむような努力のかいあって高度2,000 kmに及ぶ大型観測ロケット、ラムダや科学衛星打上げ用ミュー・ロケットの開発にまで漕ぎつけた現在、過去を顧みて生産技術研究所が果たした役割および将来果たすべき役割について考えてみることも無意味ではあるまい。

観測ロケットの開発研究は現在の段階に至る過程において3つの時代に大別することができる。すなわち第1の時代は昭和30年のペンシル・ロケット発射に始まって昭和33年小型観測ロケット K-6 型による上層 60 km までの気温、風観測に成功したいわゆる揺籃時代ともいうべく、それに引き続く中型ロケット K-8、K-9M ならびに大型ロケット L-2、3 の完成とこれらによる各種の宇宙空間科学観測の実施ならびに鹿児島宇宙空間観測所の建設をふくむ昭和39年にいたる間が第2の時代である。第3の時代は上述の成果が広く各方面に認められ、学会会議の勧告に基づいて昭和39年4月宇宙航空研究所が発足、本特別事業研究もその主体が生産技術研究所からこの新設研究所に主要メンバーとともに移行し、観測ロケットによる宇宙科学研究の恒久化と、新しく科学衛星計画の具現に努力している現在までの期間である。

このうち第1の揺籃時代については生産技術研究所10周年誌(生産研究昭和34年6月)に詳細に述べられているので本稿では主として第2の時代以降の研究開発について述べることにしよう。この第2期は観測ロケットのイロハからスタートして曲がりなりにも60kmの高度に達する K-6 型ロケットを完成した揺籃時代に習得した各分野の技術をもととして、さらに躍進を続けた時代ともいうべく、現在の科学衛星計画をはじめ宇宙科学観測についての基礎を作ったという意味で研究開発上最も油ののった時代でもあった。また生産技術研究所の広い工学各分野の専門家がその専門分野の研究成果を持ちよ

て真の意味での共同研究の実をあげたのもこの時代で、これらの成果がなかったなら現在の如き大きな発展は望むべくもなかったといっても過言ではない。さらに宇宙航研新設から現在に至る第3期においても本開発研究の主要メンバーこそ生研より移行したが、宇宙エレクトロニクス、光学、建築および土木の各専門研究者は研究協力という形で従来どおり観測ロケット特別事業の発展に大きな寄与をしている。

以下これらの点について述べ、広く各方面のご参考に供することにした。なお紙面の関係上本稿で割愛した詳細については生産研究観測ロケット特集号「5年のあゆみ」(昭和35年12月)および宇宙航研報告観測ロケット特集号「続5年のあゆみ」(昭和41年3月)を参照されたい。

2. 観測ロケット研究の経緯

まず観測ロケット研究開発の発足以来、現在にいたるまでの経緯についてその大要を述べよう。本研究の胎動は昭和28年生産技術研究所の一画で誕生した AVSA 研究班に始まる。この研究班の最終目的はロケットによる超音速大気圏外輸送機の完成であったが、組織としては航空関係者のみならずエレクトロニクスに代表される電気関係の研究者が半数を占めたことに総合研究としての大きな特長があった。時たまたま1957~1958年にわたる国際地球観測年(IGY)に観測ロケットによる上層宇宙科学研究が国際的に採り上げられ、わが国もこれに参加することがきまり、これについて文部省測地学審議会の要望に応じて生産技術研究所が観測用ロケットの研究開発をはじめることになり、ここに観測ロケット特別事業が AVSA 研究班を母体として正式に発足したのが昭和30年のはじめのことである。

研究の実施面では同年4月全長23cm、重量230grのペンシル・ロケットの水平発射が行なわれ、引き続き秋田県道川海岸に飛ばしう実験場を開設し、昭和30年8月ペンシル・ロケットおよびそれに続く全長1,340mmのベビー・ロケットの飛ばしう実験が行なわれた。それ以後 K-128、K-3、K-4、K-5 型を経て昭和33年6月 K-6 型ロケットが高度50kmに達するまでの観測ロケット揺籃期の経緯については上述の観測ロケット特集号および

* 東京大学宇宙航空研究所 教授

** 東京大学生産技術研究所 第3部

生産技術研究所10周年誌に述べられているので、ここでは省略する。

K-6型ロケットの成功によって観測ロケットがいかなるものであるかをおぼろげながら知ったわれわれ研究班にとってのつぎの課題は高度200kmを目標とするK-8型ロケットの完成であった。K-6型で得られる50~60kmの高度では観測項目も上層気温、風、宇宙線等の数種目に限られ、とうてい宇宙科学者の要求を満足せしめるものではなかった。どうしても少なくとも観測機器、テレメータ送信機等搭載機器50kg以上のペイロードを電離層上層部まで運ぶような観測ロケットの必要性が強く観測側から叫ばれた。この要求に答えるためのK-8型ロケット開発上の諸問題については後節に述べられている如く、高張力鋼を用いたモータ・ケースの製作、とくにその加工の際の特殊溶接技術の開発、ロケットの高速化に伴い大気圏脱出時の空力加熱によるロケット構造体の損傷、とくにアンテナ等の突出部の破壊の問題、ロケット搭載電子機器の熱遮蔽法の開発、ならびに電子機器の真空対策などが新しく解決をせまられた問題であった。これらは取りも直さず本格的ロケットの開発に際して当然当面すべき問題であったが、その解決はロケット・システム担当者を始め、空力、構造、材料、溶接、エレクトロニクス、真空工学等の広い工学分野の研究者の共同研究によってはじめて達成することができた。

K-8型ロケットが高度180kmに達し、電離層内の電子密度および温度をこれも我が国独自に開発されたレゾナンス・プローブ(郵政省電波研究所担当)によって観測したのが昭和35年のことである。この成果によって日本の宇宙科学がCOSPAR(国際宇宙空間研究委員会)において国際的な評価を受けるようになった。K-8型の成果はさらに高い高度の観測を可能にするためのロケットの計画を促したが、このためにはすでに道川海岸の秋田実験場は手狭な上に、日本海ではロケットの飛しょう水平距離に限界があって大型ロケットの発射ができないという理由で、新しい実験場を太平洋岸に求めることになり、1年余にわたる調査の末、昭和36年4月には鹿児島県肝属郡内之浦町に新実験場(鹿児島宇宙空間観測所)を開くことができた。そして昭和37年2月に起工式が行なわれ、建築工事が着々と進んでいた。このような状態にあるとき、たまたま37年5月、道川においてK-8-10号機が発射のさいに発射台上で爆発するという事件が起こった、幸に人に対する損傷が皆無で事なきを得たが、この事件を契機としてロケットの製造工程の品質管理、実験場の保安対策の重要性があらためて認識され、われわれの重要研究課題として取り上げられた、そして保安の観点から、以後の実験は建設中の鹿児島宇宙

空間観測所へ移すこととなり、この新しい実験場の計画には、上の事件を貴重な体験として保安施設、設備の充実がはかられることになった。

鹿児島宇宙空間観測所はそもそも宇宙科学者の要望に答えるため上層1,000kmに到達する大型観測ロケット、ラムダの発射実験を第1目標として建設が行なわれたものであるが、その規模からいって道川実験場の十倍以上にも達するもので、まず実験場システムの総合計画に始まり、測量、土木および建築専門家の共同研究により合目的建設が開始され、その後科学衛星打上げ用大型ミュー・ロケット発射場、さらには科学衛星観測施設の建設と続き、現在なお続々と拡充が行なわれている。

一方K-8型ロケットに引き続いて行なわれたのが、高度1,000km(後に改良型により2,000km)を目標としたL-3型ロケットの開発と、従前のK-6型、K-8型ロケットの改良研究であった。そして、これらの改良型であるK-8L型(到達高度160km)、K-9M型(到達高度350km)が完成したのは、それぞれ昭和37、38の両年であった。現在においてもこの二つの型の観測ロケットは最も数多く宇宙科学観測に用いられており、その意味で世界的にも代表的中型観測ロケットといえる。

直径735mm、長さ8.7mのロケットを第1段ブースタとするL型ロケット・シリーズの開発にはK・シリーズの幾多の技術的経験が活用され、その形状、構造決定には地上試験のほか小型ロケットおよびK型ロケットによる飛しょうシミュレーションテストが行なわれた。またその飛しょうに際しては鹿児島宇宙空間観測所に新設されたL用発射施設、設備が十二分に活用された。2段ロケットL-2型が昭和38年12月に、また3段ロケットL-3型が第3段と第2段に多くの観測器を搭載して高度1,000kmに達したのが昭和39年のことである。L型ロケットはその後第2段ロケットの径を大きくすることによりL-3H型として高度2,000kmに達する大型観測ロケットにまで成長し、さらに第4段球型ロケットを付加してL-4S型として科学衛星打上げ技術のシミュレーションテスト用に用いられている。

L型ロケットに続く直径1.4mのM(ミュー)・ロケットは高度10,000kmのパンアレン放射能外側帯にまで達する大型観測ロケットとしてその計画は昭和37年後半より38年にかけて開始されたが、それと相前後して宇宙科学者の間から上層縦断面の観測を主とする観測ロケットの外に横断面の観測の可能な科学衛星の必要性が論議されるようになった。昭和38年4月には超高層および大気圏外域物理学総合研究会と学術会議宇宙空間研究特別委員会主催の人工衛星に関するシンポジウムが開かれ、

続いて39年には宇宙科学者と生産技術研究所および新設の宇宙航空研究所の工学関係者による人工衛星懇談会が作られ、科学衛星についての基礎調査が行なわれた。そして、ミュー・ロケット計画の進展とにらみ合わせて、これによる科学衛星打上げの計画がしだいに固まったのである。上記の懇談会は翌40年初頭より宇宙航空研究所における科学衛星研究班に発展し、搭載計器、衛星電源、テレメータ、コマンド、アンテナ、機械的環境、熱真空環境、放射線・X線・紫外線環境、データ取得およびトラッキング等の項目について生産技術研究所の各専門家も引き続き参加、共同研究を進めている。このようにして科学衛星計画はまずM-4Sロケットによる1号科学衛星打上げ計画として具体化し、その線に沿って1号衛星のフライト・モデルが昭和42年に完成、各種の環境試験も終了、続いて予備モデルを現在製作中である。

Mロケットは第1段のみ(上段はダミー)の飛しょう実験が昭和41年10月、新装なった鹿児島宇宙空間観測所のミュー・センタから行なわれ、以後科学衛星打上げ用の総合ロケットとしてその開発が進められている。

以上観測ロケットの研究開発について主として最近の10カ年の経緯を記した。

3. ロケットの研究

昭和30年ペンシル、ベビー等の小型ロケットの研究にはじまるロケットの開発は、昭和33年に実を結び、K-6型が高度60kmまで上って気温、風、宇宙線、気圧の測定に成功した。ロケットの面からみると、これ以前はまだ近代的固体推進薬であるコンポジット推進薬がわが国で製造できず、無煙火薬に類するダブルベース推進薬しか使えなかったことが、ロケットモータの設計に困難を与えていたが、32年の末ごろにはじめてポリエステルを結合剤とするコンポジット推進薬ができ、K-6型にこれが使われたことがこのロケットの信頼性ある飛しょうに結び付いている。

昭和34年には、超高層観測者の要求にもとづいて、さらに到達高度の高い、計器搭載能力の大きいロケットの計画がはじまった。そのためK-6型の第1段に使われた直径250mmのモータを第2段とし、その下に付けるものとして、直径420mmのモータ(K-420)をえらんだ。このくらい大きい直径のモータ・ケース(チャンバ)として40~50気圧の内圧に耐える良質の引抜き管を得ることは困難であり、かつ将来さらにロケットを大型にする場合をも考慮の上、高張力鋼の板を巻いて溶接する方式によってケースを作ることにした。製鋼および造船関係の協力によって、85キロ鋼(引張り強さ85

kg/mm²)の溶接ケースが半年もかからぬ間にでき上り、地上燃焼試験および1段式K-7型ロケットとしての飛しょう試験を経て、昭和35年には到達高度200kmのK-8型ができた。推進薬としてもK-6型のものより性能の良いコンポジット推進薬が使用され、これによって昭和30年研究開始以後5年にして、はじめて国際水準の観測ロケットが完成したのである。そして、国際地球観測年(IGY)期間中に果たされなかった高度100km以上の観測として、まず電離層の観測がとり上げられたが、これが独特の探針法によって優れた観測データを得たことが、わが国の超高層観測の国際的評価を高め、またロケットの計画をさらに発展させる機運を作った。

さて、昭和30年観測ロケットの開発がはじまってしばらくしてから、ロクーンの研究がこれと平行してはじめられた。ロクーンは、気球にロケットを吊して高度15~20kmまで上げてから発射するもので、いわば通常の2段式ロケットの第1段の代わりに気球を利用するものといえる。この計画はIGY期間中の観測に地上発射の観測ロケットを補なうものとして昭和31年にはじまったもので、はじめは東大原子核研究所の担当として、生産技術研究所のロケット研究者の協力によって計画が実施された。一見簡単と思われるロクーンには多くの技術的困難があることがしだいに明らかになった。しかし学術会議ロケット観測特別委員会で検討の末、完成の見込みあるものとして生産技術研究所の担当として再出発することになり、以後、気球の信頼性向上、飛揚装置の改良、搭載機器の研究等が積極的に進められた。そして、青森県尾駈海岸を実験場として数次の実験が行なわれ、苦心の末昭和36年6月、シグマ型ロケットが高度105kmに到達して、宇宙線の観測を行なった。その後計画を続行するか否かが論議されたが、けっきょく観測ロケットの開発が進んだ状況を考慮した上で、ロクーン計画は廃止された。この間作られた気球技術は現在高層観測用大気球のなかに生き、別の面で日本の宇宙科学の発展に寄与しているといつてよい。

昭和35年ごろから新型ロケットの設計、あるいはロケットの性能向上に関する諸技術の試験を経済的に行なう手段として、空中試験工学の名称のもとに小型試験ロケットの飛しょう実験がしばしば行なわれた。尾翼安定の数値的基準、コニカル・フレアによる安定、スピンによる安定、空力弾性等、空気力学、構造力学に関する問題について研究室の研究成果を実際の観測ロケットに適用する前にほとんど必ず小型相似モデルロケットの飛しょう実験によって確認するという手順がとられ、これによってきわめて能率的にロケットの研究開発が進められたのである。昭和36年には3段式K-9L型が高度

350 km に到達したが、細長い機体構造、上段のスピンドル安定などについて、小型ロケット実験の成果に負うところが大きい。

85キロ鋼にはじまる溶接ケースの技術は 100 キロ鋼へ拡張された、また推進薬もポリウレタン系の性能の良いものが作られるようになった。ノズルの最小断面付近は燃焼ガス流からの大きな熱伝達によって消耗して断面積を変換することをさけるためグラファイトで作られるが、スカート部分は FRP (ガラスせんい強化プラスチック—フェノール樹脂—) を内貼りしてそのアブレーション (熱分解して削り取られることによって内部に熱が伝わるのを防ぐこと) によって金属部を保護することでいちじるしく軽量化される。昭和36年ごろからこれの研究がはじまり、小型ロケットによる試験を経て、まず K-6 型の改良型である K-8 L 型の第 2 段ノズルに応用された。このロケットは昭和37年高度 160 km に上がり、K-6 型から見れば 3 倍に近い高度上昇を果たした。また K-8 型の性能向上型である K-9 M 型は昭和 38 年に高度 350 km に達した。K-9 M 型は現在でも超高層観測用の標準型観測ロケットとして最も多く使用されている。この 2 機種は完成はロケット実験が道川から内之浦へ移されてからのでき事である。

昭和35年 K-8 型の完成後まもなくつぎの大きさのモータの開発が計画された。カップを高度 100km のオーダの観測ロケットと考えるならば、つぎの段階は、高度 1,000 km の観測ロケットであるべきだと構想にもとづき、K-420 ロケットを上段に用いるための第 1 段ロケットの直径として 735 mm がえらばれた。これは数年間続いてきたカップロケットからの大きな飛躍であることから、名称を新たにしてラムダ (L) と名付けられた。計画は昭和35年にはじまり、36、37年の間モータ全長の 1/3、1/9、2/3、3/3 と順次地上燃焼実験を行なって、38年には 2 段式で到達高度 500km の L-2 型を作った。L-

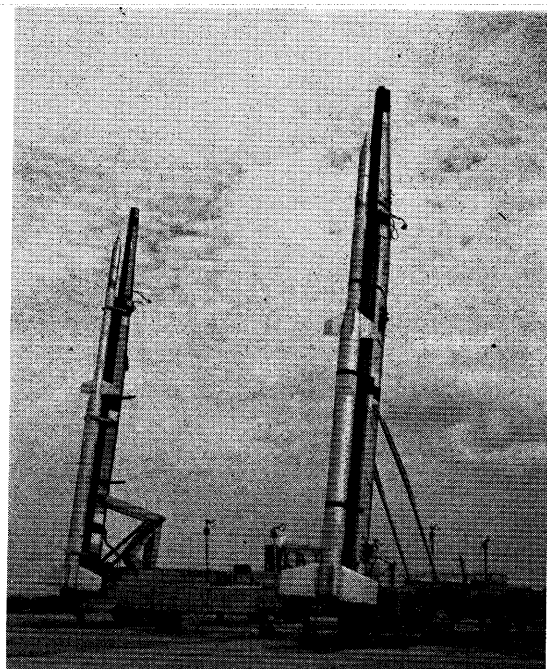


写真1 K-8型ロケット (右) と K-9M 型ロケット

735 モータははじめ 4 個ノズル形式であったが、間もなく FRP ノズルの大型のものが製作可能となったので、単一ノズル形式に改められて軽量化された。K-420(1/3)/K-420(3/3)/L-735 の組合せによる 3 段式 L-3 型が高度 1,000km に達したのは昭和39年のことであり、ことにこのロケットが、その第 3 段に 145kg、第 2 段に 120 kg の計測器 (外被をふくむ) を運び得ることは日本の宇宙観測にとって画期的なことがらであった。このロケットはのちに K-500/L-735(1/3)/L-735(3/3) の形に改められ、L-3H 型として高度 2,000km をこえている。

カップからラムダに至るロケットの進歩は推進薬の性能向上と構造の軽量化に明瞭にあらわれている。推進薬の比推力 (推力を毎秒消費される推進薬の重さで割ったもの) は K-6 型用のコンボジットでは 200 sec 弱であったのが K-8 型用で 200 sec、L 型用ではポリウレタン系で 220 sec となり、さらにポリウレタンまたはポリブタジエン系のもので 230~240 sec のものができるようになった。ロケットの搭載機器およびその外被を除いた部分、すなわち、モータ、ノズル、尾翼、上段との継ぎ手部分をふくめた構造を考え、この構造の重量を構造と推進薬の重量の和で割ったものを構造重量比と名付けると、この比は初期の K-420 では 0.37、K-9M 型用の K-420 では 0.27 となり、また

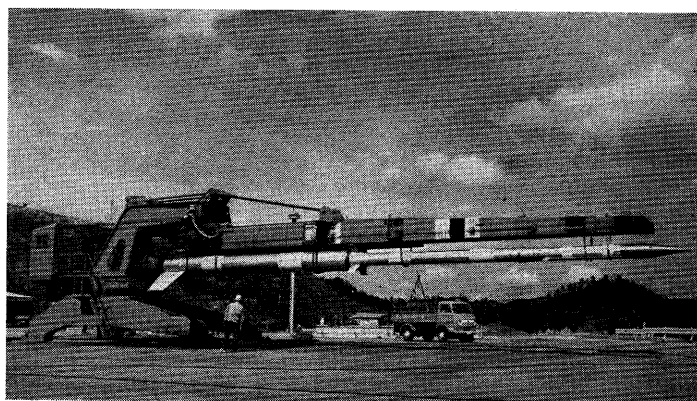


写真2 L-3 型ロケット

L-735 では0.24と順調に改良されている。高張力鋼の溶接は100キロ鋼から150, 200 キロ鋼, いわゆる超高張力鋼まで使用できる状態となり, ノズル, 尾翼等の設計も合理化されて軽量となった。このような傾向を延長すると, L-735 のつぎに作られるロケットでは構造重量比を0.2に近い値とする見込みができ, また上段用の小さいロケットについてもこの程度のもので作ることができるようになったのである。一方昭和34年ごろから推進関係の研究室では球形ロケットの研究が進められていたが, 球は体積の割に表面積が小さいこと, 耐圧性が良いことおよび推進薬内部の空洞とノズルとの距離が短かいため推進薬充てん率を高くしやすいことなどの理由で, 構造重量比が小さく, 0.14程度が実現できることになった。

これらの進歩をもとにして, ラムダより一まわり大きいロケットを作って, これをラムダと組み合わせ, 最終段に球形ロケットを用いた4段式ロケットを作れば, 衛星重量/発射重量の比が3/1000程度の衛星打上げロケットの設計が可能であるとの見通しが立つに至った。

これは昭和37年から38年にかけてのことであるが, 当時まだわが国には独自の力で人工衛星打上げロケットを作るべきか否かについて明確な方針がなかったため, 当面の目標としては将来このことを可能ならしめるような大型観測用ロケットモータとして, ミュー (M) モータの開発が昭和38年度からはじめられた。

ミューは直径1.41m, 長さ12m, 重量26t, 推力約100t, 燃焼時間1minの大型モータである。内之浦までの輸送能力を考慮して全体を三つのセグメントに分けてこれを発射場へ運んだのち結合して一体とする方式をとり, ケースには200キロ鋼溶接を用いている。4段式としての構成はこれを第1段とし, 第2段はこれの1/3長のモータ, 第3段はL-735, その頭部外被のなかに第4段球形モータをおさめるという構想であった。のちに第3段は直径860mm, 第4段は直径780mmと, やや大きめになった。これがM-4S型である。

ミューモータの開発が進む間に科学者の間に衛星による観測の計画が生まれ, これと呼応して近い将来に科学観測用の衛星を打ち上げることを可能にするための準備がはじまった。

これまでの観測ロケットはその目的からいって当然のことであるが, 誘導制御装置はなく, 飛しょう安定は尾翼あるいはスピンによって得られるものである。米, ソにおける人工衛星の打上げロケットは誘導制御装置を備えているが, これはもともと軍用として発達した技術であり, 日本にこの技術がないのは当然のことである。そこで人工衛星打上げ用M-4Sロケットのシステムには, 最も簡単な飛行制御方式として, 最終段ロケットを軌道

に入れるのに, 飛しょう径路の頂点においてロケット軸を局所水平の方向へ向けて打ち出すための姿勢制御装置のみを備え, 下の段には従来の経験を生かして尾翼安定, スピン安定を用いることとし, 最終段ロケットの姿勢制御を容易にするため, スピンのある第3段・第4段結合体からスピンを取り去ったのち姿勢制御を行ない, これが終わったとき再び最終段ロケットにスピンをかけて安定をはかりつつ点火すること, さらに, スピンに無関係に姿勢基準を与えるジャイロ装置など, 種々の新しい考案を盛り込んだ計画が作られた。そして姿勢制御用エンジンとしては, 昭和37年ごろから推進関係の研究室で研究されていた過酸化水素エンジンが用いられることになった。

M-4S型は第1段, 第2段とも同じ直径である。一つのロケットの実験を行なうには, まずそれより小さいロケットで試験を行なうという考えで, M-4S型の構想がまとまるとすぐにL, K, さらに小型ロケットへと試験ロケット系列ができ, 小さい方から大きい方へと試験計画を進めることになった。K-420(1/3)/K-420の組み合わせから成るK-10型, K-500/L-735(1/3)/L-735(3/3)の組み合わせから成るL-3H型, これの頭部に480mm球形ロケットをつんだL-4Sはいずれも昭和38年から39年にかけてM-4S計画の予備段階として計画されたロケットである。

これらのロケット計画は昭和39年度から宇宙航空研究所に移され現在におよんでいる。

表1 観測ロケット一覧表

項目 ロケット	段数	全長 m	直 径 m	全重量 kg	搭載重量 kg	到達高度 km
K-6	2	5.6	0.15/0.25	270	25	60
K-6H	2	6.9	0.15/0.25	330	25	80
K-8L	2	7.4	0.16/0.25	350	30	160
K-8	2	10.8	0.25/0.42	1,500	80	200
K-9L	3	12.5	0.165/0.25/0.42	1,550	20	350
K-9M	2	11.2	0.25/0.42	1,440	80	350
K-10	2	9.9	0.42/0.42	1,770	170	250
K-10S	3	9.5	0.30S*/0.42/0.42	1,700	18	740
L-2	2	16.5	0.42/0.735	6,300	180	500
L-3	3	19.1	0.42/0.42/0.735	7,000	145/120**	1,100
L-3H	3	16.6	0.50/0.735/0.735+ 0.31×2SB##	9,500	100/170	2,100
L-4S	4	16.4	0.48S/0.50/0.735/ 0.735+0.31×2SB	9,460	10	—
MT-135 (S-135)	1	3.24	0.135	68	10	60
S-160	1	4.0	0.16	110	15	90
S-300	1	6.5	0.300	660	55	160
M-4S	4	23.6	0.78S/0.86/1.41/ 1.41+0.31×8SB	43,600	75	—

* 外被をふくむ。 ** 第3段搭載重量/第2段搭載重量。 #S: 球ロケット ##SB: 補助ブースタ

表 2 観測ロケット発射機数一覧表 (昭和44年1月現在)

年度 ロケット	昭和30 1955	31 '56	32 '57	33 '58	34 '59	35 '60	36 '61	37 '62	38 '63	39 '64	40 '65	41 '66	42 '67	43 '68	合計
K-6	17	...	1	18
K-6H	1	1
K-8	5	4	2	1	2	...	1	15
K-8L	1	1	6	1	3	12
K-9L	2	2
K-9M	1	1	8	6	6	...	2	24
K-10	1	2	...	1	4
K-10S	1	1
L-2	2	2
L-3	3	3
L-3H	1	2	...	1	4
MT-135	6	8	11	...	6	31
MT-160	1	1
S-135	1	1
S-160	2	...	2	4
S-300	1	...	1	2
試験ロケット	19	7	13	9	8	6	10	6	4	2	12	9	1	5	111
合計	19	7	13	26	8	13	16	10	8	25	31	40	1	19	236

4. 関連エレクトロニクスの研究

観測ロケット研究班の構成がその AVSA と呼ばれた初期の段階よりエレクトロニクス関係者が半数以上を占めていたとおり、観測ロケット、さらに広く宇宙開発におけるエレクトロニクスの果たす役割はきわめて大きい。ロケットが地上を離れてのちは、その初期の光学追跡を除いては全部電波を介したエレクトロニクスによる情報交換によらざるを得ない。観測ロケットの燃料部を除いたすべての有効ペイロードはエレクトロニクス機器であるし、人工衛星はエレクトロニクスの塊りであるというも過言ではない。宇宙開発の先進国アメリカにおいて Electronics leads Space といわれ、さらに宇宙開発を契機としてエレクトロニクスの進歩を促している状況を Space leads Electronics という言葉で表現しているのもこの間の事情を物語るものといえよう。この意味においてわれわれの研究班が当初よりロケット研究者とエレクトロニクス関係者の密な総合のもとに進められてきたことは先見の明といえることができる。

宇宙開発に関連のある電子技術全般をさしてスペース・エレクトロニクスというが、その利用対象が宇宙環境という特殊な条件のもとにあるためにロケットまたは人工衛星などの宇宙飛行体へ搭載される電子機器に課せられる要求が地上機器と異なるだけでなく、システム全体の構成が特殊なものとなる場合が多い。たとえば地上相互の情報交換の場合には相互の環境条件が大体同一であるために両者バランスのとれたシステムが最適となるが、宇宙対地上の情報交換 (テレメータ、無線司令、レーダ等) の場合にはきわめてきびしい環境下にあるロケ

ットあるいは衛星の宇宙局の負担を軽くし、地球局の負担を大きくするシステムをとらざるを得なくなる。たとえば地球局の送受信アンテナを大型にし、極低雑音受信方式を採用することは上層の等価雑音温度の低いことと相まって宇宙との情報交換には不可欠の要素となる。両者の割り振りをどのようにするかはロケット技術、エレクトロニクス技術の進歩によって大きく左右される上に、地上施設のごとく前もって数多くの実験を行なうことがきわめて困難で、かつそのプロジェクトにばう大な費用と長年月を要する宇宙開発には数年後の技術レベルを予知して全体のシステムを決定することが大きな課題となってくる。けだし宇宙開発に際しシステム工学が重要な分野になっているのもこのような理由からであり、スペース・エレクトロニクスの大きな特殊性もここにあり、最先端の電子技術を要求する宇宙開発がエレクトロニクス研究者にとって将来ともますます最も魅力ある分野の一つとなっているのである。

ロケット、人工衛星等の宇宙飛行体へ搭載される電子機器に必要な条件としては

- i) ロケット発射時の機械的振動、衝撃に耐えると共に、空気層通過時の空力過熱による温度上昇、高層の真空環境に対して安定に動作すること。
 - ii) 軽量、小型で消費電力が小さく、かつ信頼度が高く、長寿命であること。
 - iii) 特に人工衛星の場合には太陽照射時の温度上昇、地球の陰の際の温度低下の繰り返しに耐え、高層のバンアレン帯による放射能、X線、紫外線照射、高真空環境下で長時間安定に作動すること。
- などが挙げられる。

スペース・エレクトロニクスの何たるかも全く未知の

表 3

国際観測年	1955年	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70
			IGY								IQSY					
ロケット	⊕ベビー ペンシル		⊕K-3	⊕K-6		⊕K-8	⊕K-9L	⊕K-8L			L-3 ⊕ K-10	⊕ L-3H	⊕ L-4S			
実験場および 発射司令連絡装置	⊕道川起工					K発射設備 ⊕		KSC起工 ⊕			L発射設備 ⊕		⊕M発射設備			
テレメータ			⊕FM/FM-5ch, 225Mc 真空管式			⊕FM/FM-10ch, 225Mc トランジスタ副搬送波 発振器					FM/FM 10~14ch 295~298Mc(4波+1 ビーコン) 全トランジスタ化, 水晶制御 周波数負帰還受信 ⊕18mアンテナ		⊕PA低雑音受信 ⊕136Mcドップラ受信 ⊕136Mcトラッキング受信 ⊕科学衛星PCM64ビット/秒			
レーダ			⊕2mレーダ(10kW, 1680Mc) トランスポンダ(100W)			⊕PA低雑音受信				⊕4mレーダ(500kW, 1680Mc)			⊕トランスポンダ300W ⊕風向, 風速レーダ (9375Mc, 70kW) ⊕精密司令レーダ (5600Mc, 1MW)			
その他の エレクトロニクス							⊕ DOVAP 39.95: 79.90Mc			⊕無線コマンド 410Mc, 300W		⊕姿勢制御(ジャイロ)	⊕科学衛星F-1(太陽電池) (信頼性部品) ⊕ロケット搭載テレビ ⊕レーザコマンド			

研究初期の時代から上述の如ききびしい要求を満足するロケット搭載電子機器, さらには科学衛星や, それに対応する地上エレクトロニクス施設, 設備を曲がりなりにも完成せしめるにはエレクトロニクス研究者の並々ならぬ努力を必要とした. 表3に現在までのスペース・エレクトロニクス関係の進展の様態を示しているが, その詳細は文献* に譲るとして, ここではその主なるものを挙げることにしよう.

まず観測ロケットの飛しょう特性を観測するテレメータ送信機および位相標定のためのレーダ・トランスポンダをロケットに搭載する必要にせまられたが, 研究初期の時代にはロケット発射時の振動, 衝撃に耐える性能のよい小型真空管を入手することすら困難であった. 当時のサブ・ミニアチュア真空管はすべて直熱式で, 回路構成上多大の困難があったし, 最もわれわれの頭を痛めたのは短時間寿命で軽量小型の電池がわが国では皆無であったことである. 幸にしてメーカーの努力により良質な傍熱小型真空管は国産化に成功したが, 電池はかなりの長年月アメリカ Yardney 社の酸化銀アルカリ電池を輸入せざるを得なかった. 現在では特殊な搭載機器を除いてはすべてトランジスタ化しており, また酸化銀アルカリ電池はもちろん, 科学衛星用の太陽電池や, 密閉型 Ni-Cd 電池までわれわれ研究者と電子部品および機器メーカーの協同研究の成果としてすべて国産品となってい

ることを思う時, わが国のエレクトロニクス産業の長足の進歩に驚くばかりである. さらに科学衛星の使用電子部品は衛星の総合寿命を1年間にするためにその信頼度が1~10フィット(1フィットは故障率10⁻⁹/個・時間, すなわち同一部品を10⁹個使用した場合に1時間に1個の事故に相当する. または世界人口30億とした時, 1時間に3人ずつ死亡と同等)を要求される. このような高信頼度部品の開発には上述の科学衛星研究班の一つの研究題目として国公立各研究機関, メーカーの協力のもとに現在も努力を続けている.

K-6型ロケットより, さらに高速, 高々度の K-8型, L型ロケットに進む段階において大きな問題となったのは, ロケットの空力安定をそこねずに空力加熱による温度上昇に耐え, しかも超遠距離情報交換を行ない得るような高能率ロケットアンテナを開発することであった. この矛盾した要求を満たすためにはアンテナ, 空力および構造材料の各専門分野の総合研究として各種アンテナの試作と風洞実験とロケット飛行実験の繰返しにより, 今日実用に供されているロケット・アンテナ, 突出しアンテナ並びにせみ形アンテナ等の出現を見た. 現在は科学衛星の多様な観測プローブに極力影響されない全指向性のアンテナの開発と軽量小型のアンテナ分岐回路の実現に努力している.

観測ロケットおよび科学衛星の飛しょう特性, 観測結果等のデータを得るためには十分な通信容量をもつテレメータ方式を用いなければならない. 図1に示す如く年

* 高木, 斎藤, 野村「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」電子通信学会誌50巻6号昭和42年6月

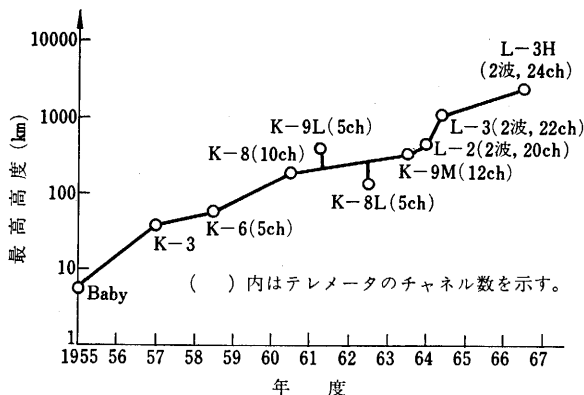


図1 ロケットの進歩とテレメータチャンネルの増加

度に対するロケット最高々度の伸びとそれに添うテレメータ・チャンネルの増加を致している。観測ロケット用テレメータとしては従来から FM・FM 方式が採用されてきたが、K-6 型ではただの 5 ch (テレメータ電波一つに 5 項目 (チャンネル) のデータを載せて送る) であったものが、L-3H 型となるとテレメータ電波 2 波を用いて 24ch にも増大し、その到達距離も 3,000km を越えている。さらに科学衛星用のテレメータとしては精度が高く、雑音に強く、しかも電子計算機と結合し易いデジタル PCM 方式を用いている。大型受信空中線として直径 18m のパラボラ・アンテナを用いているが、この建設に当たっては当時衛星通信が開始される直前で、たまたま国際電信電話 (株) の商用衛星通信送受信大型空中線装置の建設と期を一にしたのであるが、生産技術研究所の建築構造専門家の協力を得、シェル構造としてのパラボラの構造設計からスタートし世界一級の機械精度の高い大型空中線を完成することができた (写真 3 は 18m 径パラボラ・アンテナを示す)。

一方ロケットを追尾し、飛ばし軌跡を算定するレーダ送受信装置についてはロケット開発の初期においては気象風船ゾンデ追尾用の装置を改造して、充当していたが、昭和 37 年 (1962) にはわが国で最初の油圧制御による高レスポンス追尾の 4m レーダ装置を開発した。また低雑音パラメトリック増幅器を世界に先がけて追尾レーダに実用化したのもこれをさかのぼる昭和 35 年のことである。4m レーダは角度精度 1 ミル (1/1000 ラジアン) 測距精度約 100m であるが、M 型ロケットの開発とともに始まった科学衛星打上げには姿勢制御、誘導制御のためにより精度の高い、しかも実時間で計算処理を行なう精測司令制御用レーダが必要となってきた。これは毎秒 20 回の測定結果を平滑化した結果、角度精度 0.1 ミル (10⁻⁴ ラジアン、約 20 秒)、測距精度 10m 以下の精度をもち、ロケット飛ばし中の軌跡に基づいて 4 段目の最

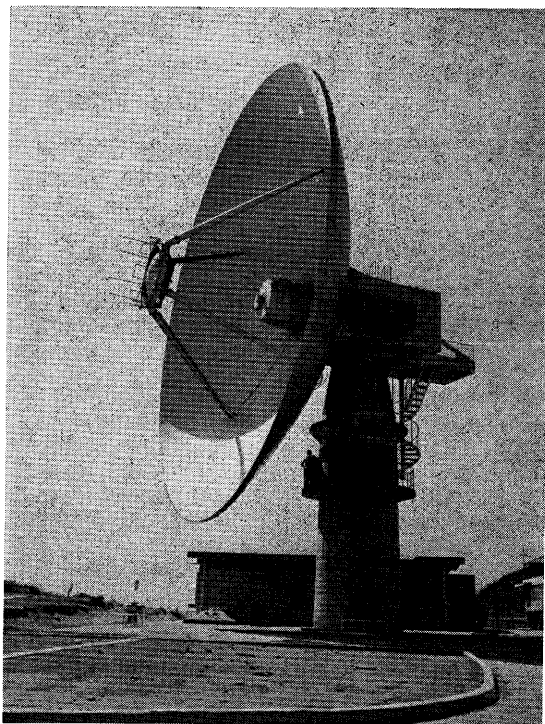


写真 3 18m 径パラボラアンテナ

適点火時刻を実時間で算出するいわゆるリアル・タイム計算装置を付属するものである。このレーダ装置の計画は 1963 年より開始され、特にリアル・タイム計算のソフト・ウェアは生産技術研究所の電子計算機専門グループと担当メーカーの 2 カ年にわたる開発研究のもとに生まれたもので、真の意味でのわが国における電子計算機のリアル・タイム・プログラムの最初のものといえよう。現在はさらにロケット軌跡よりロケット搭載の姿勢制御基準系のジャイロ設定角を無線司令により修正するプログラムのハードおよびソフト・ウェアの開発が進められている。写真 4 は精測レーダのアンテナを示している。

その他のスペース・エレクトロニクス関係の開発については紙面の関係上省略するが、現在は主として科学衛星計画の進展とともに科学衛星打上げ時の誘導および姿勢制御、衛星軌道導入後の衛星トラッキング・データ・アクション (テレメータ、コマンド等を含む)、衛星の姿勢制御およびこれらに対する計算処理の問題などの開発に努めている。

なおエレクトロニクスとは直接関係ないが、ロケット発射時の光学追跡について述べる必要がある。光学追跡はレーダが完全に追尾し得ない発射直後のロケットの運動、作動並びに事故の有無を観測するために不可欠のものである。とくにロケット開発時の性能テストや事故原



写真4 精測レーダのアンテナ装置

因の究明には光学観測による写真判読が最も有力なデータを提供する。この光学追跡にはロケット開発の初期より一貫して生産技術研究所写真測量と高速写真の専門家がその専門技術を駆使して開発に当たっており、幾多の貴重なデータをロケット開発グループに与えている。

5. 発射実験場のシステムと建設

観測ロケットの研究開発にはロケットそのものの開発と同時にそれを発射するためのシステムとそれを行なう発射実験場を建設することが必要となる。ロケットの発射システムはロケットの種類、目的並びにその開発方式によって最もそれらに適合したものを選定することが重要である。われわれの観測ロケットは多段式固体燃料ロケットでその目的とする所は宇宙科学観測にあり、しかも大学研究グループのいわゆる horizontal system による開発研究である。したがって実験場とその実験システムも、これらの諸条件を満足するよう十分な考慮が払われた。すなわち、ロケット開発の初期よりロケットの開発と同時に実験システムも研究が続けられ、幾多の変更のちに道川実験場ではその規模の関係上果たされなかった構想が、鹿児島宇宙空間観測所建設に当たって実施に移された。

すなわち昭和36年宇宙空間観測所が鹿児島県肝属郡内

之浦町南方字松崎の台地に決定されると同時に実験場システム、施設および設備を計画するための KE・KC(鹿児島設備、建設の略) 研究班がロケット、エレクトロニクス、光学、科学観測および事務関係者に測量、土木、建築の各専門家を構成メンバーとして発足した。この研究班は昭和39年4月宇宙航空研究所発足とともに実験場施設設備委員会に発展したが、測量、土木、建築(計画設計、構造および環境等)は引き続きすべて生産技術研究所の各専門家によって行なわれている(施設の施行実施、監督は東大施設部による)。

鹿児島宇宙空間観測所を建設するに当たり、多くの丘陵からなる建設予定地付近の航空写真測量を行ない、正確な地形図を作成することから始まった。その成果により実験場システムに最も適合した台地造成計画を立案、年次計画に従って以来引き続き現在に到るまで建設が進行している。すなわち実験場建設はロケット開発の進歩とともに昭和37年から39年にいたるL型観測ロケット発射実験のための施設、設備の建設と、それ以降のM型ロケットおよび科学衛星計画のための諸施設、設備の建設に大別することができる。

鹿児島宇宙空間観測所の鳥観図を図2に示すが、L型ロケット発射システムのために、コントロール・センタ台地、テレメータ・センタ台地、ラムダ・センタ台地、機器センタ台地と主実験場から約2km離れた地点にレーダ・センタ台地を造成、整地し、それぞれ実験場中枢機構を司るコントロール・センタ、テレメータ受信設備、18m径パラボラ空中線装置、Lランチャ、Lロケット組立室、搭載機器調整用の機器センタおよびレーダ送信装置のためのレーダ・センタを建設した。これらの各センタを有機的に結びつけ、発射作業を定められたタイム・スケジュールに従って誤動作なく确实安全に進行せしめるのが発射司令連絡装置で、実験場の神経系ともいふべきものである。コントロール・センタにある発射管制司令卓を中心として、Lロケット・センタのイグナイタ・ランチャ管制盤を経てランチャ上のロケットに司令制御信号を送るとともに搭載電子機器を作動せしめる。またテレメータ、レーダ・センタ、光学観測および保安関係へは、コントロール・センタの中継卓を通して専用電話により司令連絡を行なうとともに標準時刻発生装置からの時刻信号を各センタに送るなど一さいの情報交換を行なっている。

これに対して科学衛星打上げ用M型ロケット発射のためには昭和39年から開始されたミュウ・センタの台地造成に始まり、ミュウ・ロケット整備塔、ランチャ、ミュウ・ロケット組立室、地下3米の防壁をもつミュウ発射司令センタ、それに科学衛星軌道導入後のトラッキング、

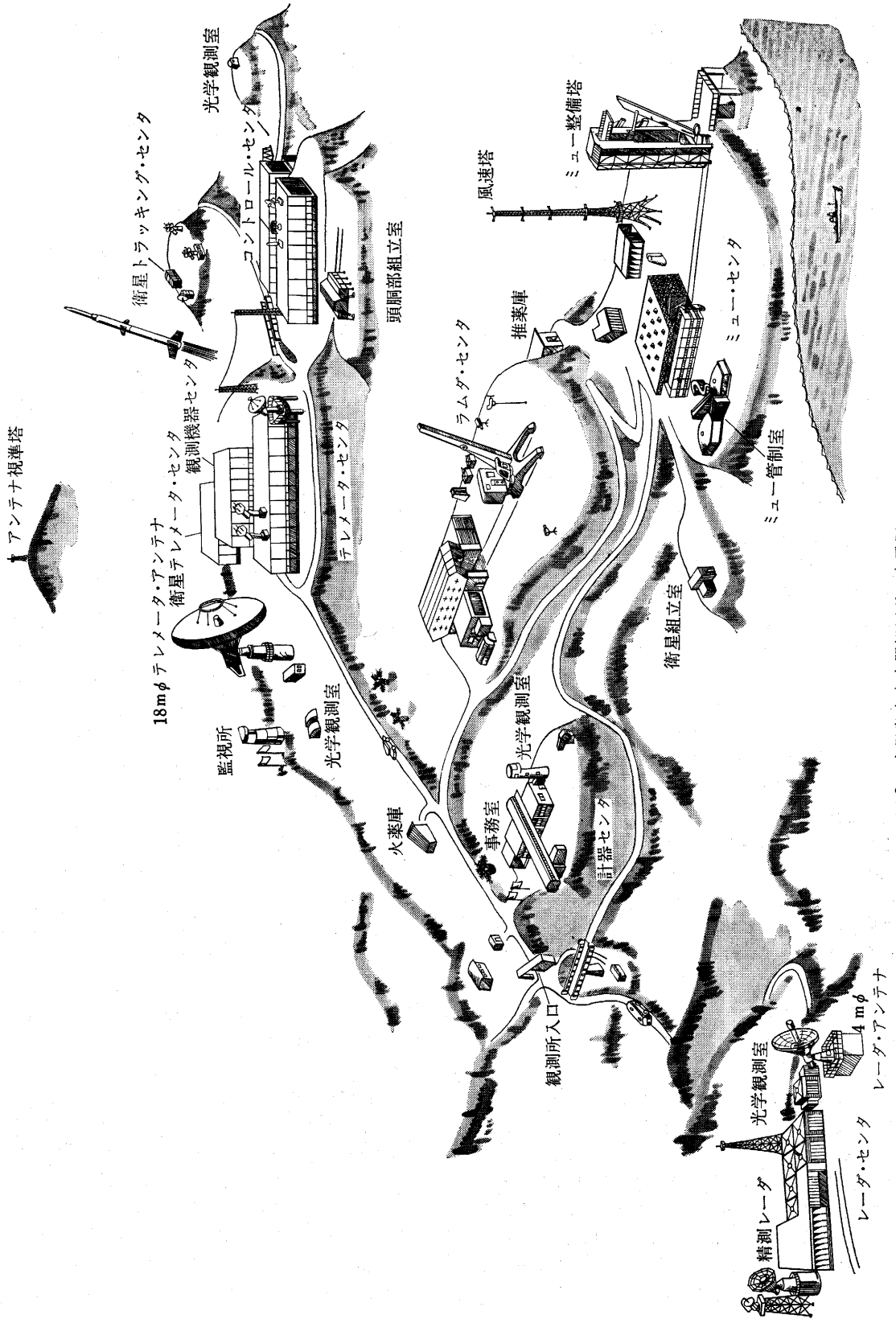


図2 鹿兒島宇宙空間観測所の鳥瞰図

データ・アキジョンのための科学衛星テレメータ・センタ、電波追跡センタなどが次々と建設されている。これらの実験場建設のための台地形成によって宇宙空間観測所付近の風ぼうは一変し、さらに従来の各国ロケット実験場施設の概念とは全く異なった各センタのパネル構造建築物は各国のロケット関係者の驚きにすらなっている。

さてM型ロケットに対する発射司令連絡装置について一言しよう。総重量 8~9 ton のL型ロケットに対して40~50 ton のM型ロケットでは、搭載電子機器、制御機器およびイグナイタ系回路の複雑なことは容易に想像できるが、ランチャ、整備塔を介して、ロケット発射直後までの発射作業用電線の総数も極めて多くなる。図3にはロケット重量とランチャ（整備塔を含む）重量および連絡用電線数の関係を示してある。例えばL-4S型ロケットの場合、ランチャ重量40 ton 電線数150本に対し、M-4S型の場合は、ランチャ整備塔総重量450 ton、発射連絡用電線数2,000本に達する。電線数は発射司令連絡の複雑さを表わす一つの目安となるもので、中枢神経系の司令系統もL型ロケットの場合とは異なったシステムが必要となっている。この科学衛星打上げ用大型ロケット発射システムを計画するために新しくM作業システム研究班が作られ、いろいろ検討の結果、ロケット発射作業の中枢となる発射司令センタ（全地下構造で発射司令室とチェック・アウト室より成る）と、対外保安連絡およびロケット飛しょう後の保安無線司令、軌道導入司令等を司さざるコントロール・センタ（中央司令卓）に作業分担を行なうシステムを採用することにした。

コントロール・センタの中央司令卓では発射作業の進捗状況を監視しつつ、航空、海上および気象等の保安連絡を行ないつつ発射時刻の決定を行なうと同時にロケット発射後は光学観測、テレメータ・データ、レーダによるロケット軌跡に基づいて保安無線司令や、レーダ付属計算装置の計算結果に基づいた後段ロケット点火時の決定などを司さざる。これらの発射システムはいずれも従来のK、L型ロケットの数多くの発射実験の経験に基づいて決定されたもので、今後のロケット技術、特に制御方式の進展とともに漸次変更を行なう予定である。

さらに鹿児島宇宙空間観測所は、科学衛星導入後データアキジョン局（科学衛星からのテレメータ・データを取得すると共に、種々の無線司令を衛星に送る）として、また衛星追跡副局（科学技術庁宇宙開発推進本部の勝浦主局、沖縄従局と共にトラッキング網を形成している）としての機能を兼ねているため、将来の高度の姿勢制御を必要とする科学衛星の管制機能をも考慮の上、上記の推進本部軌道計算センタおよび宇宙航空研究所データ処理センタとデータ通信回線を含めた衛星司令連結システ

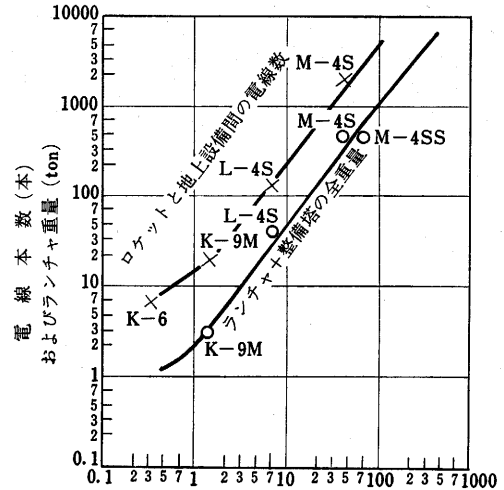


図3 ロケットの重量に対するランチャとロケット地上設備間の電線数の関係

ムの計画（一部設置済）が現在進められている。

6. 共同研究の教えるもの

以上東京大学における観測ロケット特別事業の研究開発について主として生産技術研究所の役割に焦点をあてて述べてきたが、過去14年の間幾多の迂曲曲折を経、また現在必らずしも順調な状態とはいえぬまでも、ペンシル・ロケットの時代から、K、L型を経てM型ロケットによる科学衛星計画へと進展している。このような大きなプロジェクト研究が大学の研究所を中心としてなし得られた理由をこの際考えてみたいと思う。けだし、大きくは今後のわが国の科学技術の一層の発展のために、また大学付属研究所としての生産技術研究所の果たすべき大きな役割の一つとして、多くの工学分野の研究者による共同研究による基礎研究から開発研究までの、いわゆるプロジェクト研究の必要性が挙げられるからである。

広くわが国では共同研究が実を結ぶことが困難であるといわれている。これに対して観測ロケット開発研究が成果を挙げた原動力として次の要因が考えられる。

- 1) 夢のある研究プロジェクトであったこと。
- 2) 生産技術研究所の広い工学分野の専門家を集め得たこと。
- 3) 研究リーダーに人を得たこと。
- 4) 研究分担を明確にし、それぞれの分野の専門家の責任の自覚と相互信頼が深かったこと。
- 5) 広く他大学および研究所の協力が得られたこと。
- 6) 多方面のメーカの協力によって、わが国に存在している高い水準の工業技術が有効に取り入れられたこと。

こと。

7) 政府諸機関の温い理解を得たこと。

などが挙げられる。観測ロケット研究はその開始の時期が時あたかも終戦後の混乱期をのり越え新しい科学技術の進歩に努力していたわれわれ研究グループに夢を与える研究プロジェクトであった。今20世紀の数多くの科学技術の成果のうち、史上に残るものは原子力の開放、電子計算機の実用化および宇宙開発であるといわれるとおり、宇宙開発という言葉さえ耳新しかった昭和30年当時、航空機より高度、速度とも数段上を行くロケットの開発には研究者の心をふるい立たせるものがあったことは否めない。

さらに観測ロケット研究なるものがわが国では全く未知な分野であり、しかもその開発に当たっては従来の狭い工学分野、例えば航空工学分野に止まらず、空力、構造、材料、推進、応用化学、エレクトロニクス、熔接、光学、土木、建築並びにそれを総合するシステム工学など、ほとんど工学全分野にまたがる総合技術が必要であった。生産技術研究所にはこれらすべての専門研究者がおり、しかも研究所設立の趣旨に沿って大きな開発研究にこれら全員が熱意を有していたことは誠に幸いであった。ロケット開発の仕事が、上から下へつながる、いわゆる vertical system でなしに、所内の各専門家を横につなぐ horizontal system によって効果的に行なわれたことは、生産技術研究所のもつ特色あるふんい気に負うところが大きいといってよいであろう。そして、この仕事に対する所全体の温かい理解と支援、さらには事務関係者の献身的な協力を忘れてはならないのである。

大学の研究所が共同研究の中心となったことの大きな利点は東京大学内の工学部、理学部、天文台はもちろん

のこと、他大学、国公立研究所の協力を得ることがきわめて容易であったことである。観測ロケット研究の開発に際しては所外の研究専門家の協力が不可欠であった。東京工大のセラミックスの専門家、電々公社通信研究所や、電気試験所の電子部品信頼性の専門家、東北大学、NHK 技術研究所のアンテナの専門家、など枚挙にいとまがない程数多くの方々に協力していただいた。さらに研究試作を担当した各メーカーの積極的な協力も特記に値する。今日の観測ロケット研究の成果も高度のわが国産業レベルの基盤に立ってこそ可能であったのである。

さらに忘れることのできぬことは観測ロケット研究に際し、東京大学本部、文部省、さらには大蔵省等の関係諸機関の理解と温かい支援があったことである。われわれ研究者にいかにも熱意があっても無手勝流では何もなし得ないことは自明の理である。

観測ロケット特別事業は宇宙航空研究所に移って、いまや観測ロケットのみならず、科学衛星打上げをもふくむ計画へと、新しい発展段階へ進みつつあるが、この計画の一翼を支えるものとして、エレクトロニクス、光学、土木、建築等の分野における生産技術研究所の緊密な協力がつづいている。われわれこの計画を直接担当している者のいま一層の努力により、生産技術研究所に生まれ、育ち、そして日本に新しい宇宙科学の分野を育てたこの意義深い研究開発に、さらに大きな実を結ばせたいものと念願している。

終りにのぞみ、この研究開発に参加、協力された各位と、ご支援をいただいた各方面に厚くお礼申し上げる次第である。

(1969年2月12日受理)

