

# ペンシルロケットからキャパ8型まで

糸 川 英 夫

## 1. 発 端

当所が今日のような形で観測ロケット研究をするようになったのには下の三つの事情があった。

一つは生研内に昭和 29 年にできた通称 AVSA と呼ばれる研究班、一つは同年に富士精密工業株式会社に交付された通産省工業試験研究費、そしてもう一つは国際地球観測年 (IGY) の参加という事件である。

AVSA 研究班については、生産研究 7 巻 8 号 (1955 年 8 月)、174 頁に詳述されているので、ここではその稿に述べられていないことを記すことにしたい。

昭和 28 年の 1 月から 6 月まで、筆者はアメリカに滞在した。初めての米国訪問で見えるもの聞くもの珍しいことばかりであったが、研究上の一大収穫は当時の専門であった医学工学や音響工学でなく、アメリカの一部の研究者が開始していた宇宙科学への開眼であった。

1953 年といえは今から 8 年前、日本は経済的に漸く立ち直りかけたとはいえ、まだ敗戦の傷痕はいえ切らず多くの混乱、混とんを残していた時代である。そしてサンフランシスコ講和条約が結ばれ、日本は再び独立国となり、敗戦以来禁止されていた航空研究の禁止が解除された年である。

そして人工衛星はおろか、観測ロケットという名さえ夢のように受け取られた時代でもあった。

米国では、カルフォルニア大学、ジョンズホプキンス大学、MIT などの一流大学で宇宙科学の研究が、手探りながら異常な熱意で進んでいた。たまたま訪問した航空機会社のすべてが航空機からロケットへの研究の転換に真剣な努力を払っていたし、本屋の新刊書は Space Physics, Space Medicine などという目新しい宇宙物がズラリと並んでいたのである。

人類の次の目標として宇宙の開発が日に日に迫ってくるという実感がひしひし感ぜられた。航空研究禁止の解けた日本でどんな動きがあるにしろ、宇宙への道に目を開くことを忘れるな、と遠く日本の空に向かって心の中でさげびたいような心境で、サンフランシスコから東京へ帰る飛行機に乗った。

しかし日本に帰ってくると、事柄は簡単ではなかった。航空機でさえやっとこれから新規まき直しで始めようかどうか、という気迷い状態で、ロケットなど話の外で相手にならぬのである。5 年以内にロケットはこういう状態になり、こういうふうに使われるだろうという予想を啓蒙的に書いた原稿を、さる雑誌社に送ったところ、余りに内容が先走りすぎて読者がついてこない

だろうから、という理由で返送されてきた。

啓蒙運動が先決であった。生研の中での具体的な動きは AVSA であった。AVSA の誕生に幸いであったことは、生研の電子工学系研究者グループ、星合教授、高木教授、沢井教授、斎藤教授などがまっ先に参加し、積極的に事を進めようという熱意を示したことである。ここには電子工学に新しい分野を切り開いてゆこうというパイオニアスピリットがあった。AVSA の会合ではよく出席者のほとんど全部が電子工学系であったことが初期のうちは多かったくらいである。

しかし時の推移と共に旧航空系研究者の参加も活発になり、昭和 29 年度には文部省科学研究費として、40 万円が交付されたことがメンバーを元気づけた。

研究所の内部での動きと共に工業界に協力を求めることも必要であるが、容易ではなかった。遠く九州まで、昭和 28 年 (1953 年) の 8 月から 12 月まで PR 行脚に出掛けた。この PR 行脚には経団連の協力があったことは当時として幸いであった。しかしロケットの研究試作を始めないか、という誘いに対して反応は意外に冷たく低調であった。しかも工業界が僅かながら関心を示すのは兵器としてのロケット、いわゆる G.M にしかすぎないことが一層事柄を失望的にさせた。

こういう四囲の情勢の中で、当時としてはたった一人、宇宙とロケットに賭けてみようという経営者が最後に出現した。当時の富士精密工業 K K 技術部長の中川良一氏であった。翌年、昭和 29 年に通産省工業試験研究費 230 万円が同社に交付されたのは、ちょうど文部省科学研究費 40 万円が生研に交付されたのと呼応した。

中川氏との話合いの中での注目すべき事柄は、ロケット研究の目標を平和的利用におく、つまりロケット輸送をイメージとしてもち、ここに焦点を合わせてゆく、という結論で、AVSA 計画の目標に同調した結果になっているが、このときはむしろ工業経済の見地からの結論であった。工業界があげてロケットを兵器の応用と関連してのみ考えていた時代であったからこれは印象的であった。

IGY の出現は上の二つに比べると全く突如として降って湧いたような予期していなかった事件であった。

元来昭和 29 年 (1954 年) 頃、AVSA 研究班が研究目標として立てたのは

- A 計画 超音速空気力学実験設備
- B " 固体および液体ロケットエンジン研究
- C " テレメータ、レーダ研究

- D “ 小型飛しょう体による飛しょう  
E “ 観測ロケットの試作と飛しょう

で、最終目標は、大気圏外の飛行、つまりロケット輸送機であったが、さし当たり4カ年の研究目標としては、観測ロケットをつくって大気圏外での物理、生理、医学等の研究を行なって、宇宙飛行への瀬踏みを行なうことであった。IGY 関係者からのアプローチについては前田教授の稿を参照されたい。

E 計画、すなわち観測ロケットをあげる時期として、AVSA 計画では昭和 32 年を予測していたので、昭和 32~33 年の IGY 用の観測ロケットのための計画をまるで予期して立てた計画のように、よく一致していた。

AVSA 研究班が IGY に協力することになったのは昭和 30 年 2 月頃であった。

## 2. IGY 計画への移行

IGY 計画へ踏み切っても、AVSA 計画の骨組みはほとんどそのまま動かさずにすんだけれども、細目についていくつかの変更が必要であった。

第一に AVSA 研究班 という名称は、SR (Sounding Rocket の略) 研究班と名を改められた。

第二に B 計画で、今まで液体燃料と固体燃料と平行して行なってきたエンジンの研究の結果を整理して、昭和 32 年以後まで液体燃料系エンジンの研究を中止すること。B 計画では両者平行に研究を行ってきたが、IGY という期間つきの要請から二者択一の結果、固体系に暫定的に主力をおくことにしたのである。

というのは当時、すなわち昭和 30 年の 3 月頃、SR 班は富士精密工業 K K の技術陣の協力体制のもとに、現在のカッパ 6 型級のロケットを液体エンジンで設計した場合の、full-scale の製作図をつくっていた。国際的に液ロ (液体系ロケットエンジン) には秘密が少ない。ドイツの V-2 号のデータが PB リポートで戦後各国に流れていたからである。液ロ系の設計図をつくることはそこで比較的容易であった。この full-scale の設計図をもとに、部品の研究経過、所要研究費、安全性、性能、取扱いの技術、輸送など細部の研究計画を検討の上、液ロ系を不利とし、IGY 用には固体系を採用すべし、という結論を出したのである。

固体ロケットは V-2 以後のニューフェイスであるため、各国共そのデータを秘密にしていた。したがって各国の研究情報を得ることは困難であったが、これが別の意味では研究をやり易くした。

■ 実際に IGY および IGY 以後実用された観測ロケットが、仏のモニカ、英のスカイラーク、米のナイキー、ケージョン、エキソス、ソ連の気象ロケット等、すべて固体系になったことを考えれば当時の決定は正しかったといえるであろうし、1955 年に固体に踏み切った、と

いうことが、非常に早い決断であったとして多くの国際会議で実際に高く評価されている。

C 計画については高木教授の稿を参照されたい。

D 計画はほとんど原計画のままで変わっていない。当初の計画に含まれていた遠隔操作技術の開発は、ロケンの点火、カッパロケットの安全爆破装置などの形で生き、今後、sun-follower など観測器械の面で、オートマチックコントロール、ジャイロの技術の開発が予定されているので、ほとんど生産研究第 7 巻第 8 号 175 頁に述べたとおりである。

E 計画では、観測ロケットとして高度 20 km, 50 km, 80 km, 120 km, 200 km, 500 km の 6 段階を考えていた。このプランもほとんどこのまま実現されており、細部で違うのは高度 120 km に相当するものが抜けたことと、その代わり 200 km と 500 km の中間にカッパ 9 型の 300~400 km が挿入されているのが実際の経過とのくい違いである。

## 3. 研究班の組織、編成

研究組織には Vertical System と Horizontal System がある。Vertical System というのは会社ならば、社長一部長一課長一係長、というように、部一課一係で縦に結んで系列で仕事をする場合で、Horizontal System は各独立したすでにある Vertical System の組織の中の一員を横につないでグループをつくる場合である。

SR 研究班は Horizontal System を採用した。

Horizontal System のよいところは、観測ロケット研究のように、全く新しい技術で、常に手探りで進まねばならぬような分野にありがちな、何が次に必要になってくるが判らぬような、常に変化する情勢に対して flexibility をもっていること、つまり固定した定員がないから生研の所内からであれ、所外からであれ研究者がいつでも研究組織に参画できる特色があるが、同時に欠点として責任の所在が不明確になったり、新規に必要な定員を予算としてとり難いなどがある。

Horizontal System は行政的な拘束力がないから、この組織がうまくゆくためには、チームのメンバーの同志的結びつきが必要であり、また運営がルーズにならぬような不断の注意が必要である。

Horizontal System の欠点をさけるように、全体の運営をモニターしたり、調整したり、また基本方針をきめるために幹事制がひかれた。SR 班出発当初は、高木、池田、糸川の 3 教授であったが、池田教授の転出後は、玉木、斎藤両教授、森助教授が加わり、これに事務部の代表 (事務長または業務主任) が原則として加わっている。観測ロケットの事務的な面の処理については、下村事務官の稿を参照されたい。

実際に SR 研究班の活動の場合は、設計会議と飛しょう班会議で、このメンバーは一定していない。そのときの

計画、設計に関連する人、および飛しょう試験に参加する人で、そのときどきに構成される。メンバーは生研内とは制限していないので、むしろ広く日本国中から最適の人が参加することが望まれている。

生研内に観測ロケット研究連絡委員会を設け専門委員会をつくったり、学術会議のロケット観測特別委員会に幾つかの専門委員会を設けたり（前田教授の稿参照）したのはいずれもこの意図の現われである。

しかしこういうチームワークによる研究の推進に最も必要なのは、必要な分野でのそれぞれの専門家を育成することである。端的にいうと昭和 30 年の SR 研究班スタート当時はロケットの専門家はどの分野でもいなかったといつてよい。テキストや文献をよんだ人はいても、実際のロケット技術を知っている人は筆者も含めて皆無といつてよかった。しかも専門家の育成には時間がかかる。育成すべき専門分野をきめて、それぞれの分野で適任であり、しかも本人がその意志をもっている人を探し育成してゆき、専門家として育てゆくと共に、それぞれのチームでのオリエンテーションをつけてゆくことが研究組織である。

一方で既成の他の技術分野での専門家から、直接にアドバイスを受けたり、よいアイデアを提供されることも多い。たとえばカッパ 7 型のエンジン製作についての船舶溶接技術の援用における安藤助教授、尾翼筒材料の選定における加藤教授のアドバイスなどである。

いわゆる Kappa Team の編成について最後に一筆したいことは工業界とのタイアップについてである。事柄が単なる研究にとどまらず、観測ロケットの試作、製作と打上げ作業まで含んでいる以上、工業界、製造会社とのタイアップが当然必要で、かつ、ことの成否に大きな関係がある。

ある品物について、どこの工場、会社とタイアップすべきかを決めるには下の順序をふんでいる。まず日本中の適当と思われる工場会社の調査を行なう。次に実際に研究者が工場に行つて現地調査をすると共に、タイアップする意志の有無を確かめる。こうしてそのときの最高技術をもち、意欲をもち、また担当エンジニアに人を得ている場合にタイアップが始まる。

工場選定がこういう絵にかいたような理想的な状態で行なわれているには、ロケット技術があまりに新しすぎて、どこの会社も積極的に乗り出して売込み戦に出ているような事態では全くない、ということが幸いしている。

実際に、SR 班始まって以来、工場側から積極的に売込みをうけた例は全くない。どういふ部品が必要なのか、すらが判っていないからである。1 例をあげると、カッパ 7 型のエンジンの製造方式をきめるときには、文字通り日本中の専門工場を歩き、広汎で精密な調査を行ない、最後には日本製鋼所室蘭工場—新三菱重工神戸造船

所というラインを選定した。またすでに採用ずみの材料でも日進月歩の工業界の進歩に常に留意し、たとえばチタンがいつからロケット用材料として採用できるか、固体燃料でよいものがどこかで開発されつつあるか、など不断の注意が真剣に払われている。

前記の会社のほかに、日本油脂工業 K K、帝国火工品製造 K K、昭和火薬工業 K K、伊藤精機、ユシヤ製作所、日本電気、東芝、明星電気、三菱電機、久保田気象測器、東急車輛製造、松下通信工業、横河電機製作所、各 K K などがこうして計画に参画し、よき協力を惜しまれなかった。

#### 4. ペンシルロケットの功罪とベビーロケット

昭和 30 年 4 月、SR 班の初の仕事はペンシルロケットのテストであった。ペンシルロケットは全長 23 cm、重量 230 gr、最高速度 200 m/秒の超小型ロケットで、燃料として最初に使用されたのは、外内面同時燃焼（全面燃焼型）の double-base 燃料であった。しかしペンシルロケットは元来きまった燃料がなく、cast double-base や composite の初期のものなど、当時開発中の燃料がほとんどすべてテストされたといつてよい。

ペンシルロケットについては世上二つの評判があるが、これに過大の成果を望むのも、あやまりだし、無価値なテストと片づけるほど、無意味でもないというのが実状であろう。

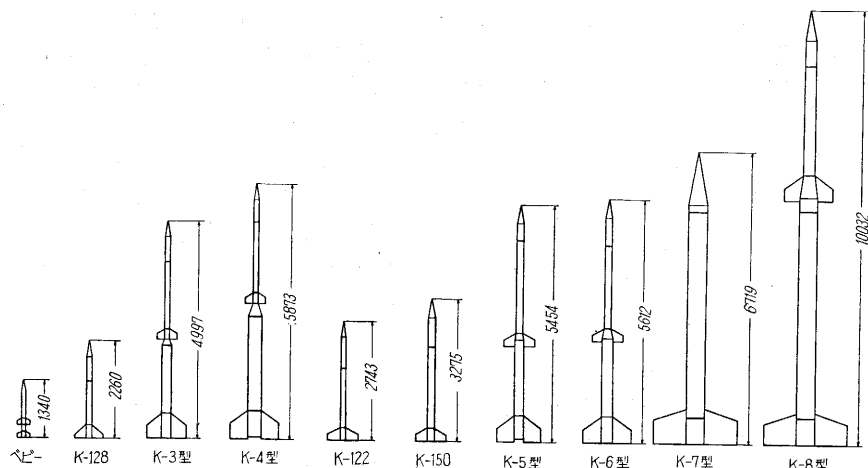
ペンシルロケットが実際にとんだのは昭和 30 年 4 月 12 日で、都下国分寺にあった、当時廃きよとなっていた元射場であった。その成果は

第一に、小なりとはいえロケットのもつ主要要素はすべてもっているので、将来の観測ロケットのエレメントになる、弾体、エンジン部、燃料、耐熱剤、ノズル、尾翼、尾翼筒、空力安定、重心位置、ランチャー、ランチャー長さというエレメント表ができたこと。

第二に、水平レンジでの小型ロケットによる飛しょうテストで大型ロケットの設計資料をうるという方法の確立、ペンシルロケットでは分散波長（dispersion wave length）が一つの研究題目であったが、後年、FT、ST、SP などという小型ロケットの低角度発射テストで、フラッタ、安定などのデータを得る方法を切り拓くモデルになった。

第三に、Horizontal System によるチームワークオペレーションのよい実地テストになったことである。この意味で electronics がないペンシルロケットのテストにも電子工学関係者が参加し、optical tracking、ランチャー班、総務班などという後年、カッパロケットの飛しょうテストグループの専門分野、専門家の育成への基礎工事になったこと。

ペンシルロケットにはいろいろな形のものがあつたが、200 個ほどつくられ、150 ほどがとんだ。初期のも



第 1 図

のは前記のように国分寺であったが、6月頃には生研構内の水槽（船舶用につくられて用済みになっていたもの）を利用した水平レンジに移った。

ベビーロケット（第1図）は本質的にはペンシルロケットをそのまま大きく引き伸したもので、全長は1m 30～50 cm、人間のせいの高さくらいなロケットである。

ただ違う点はペンシルロケットが水平方向にとぶテストロケットの前駆となったのに反して、垂直に上空に向かって打ち上げられるロケットの第1号であったことである。

小さいながら一応ロケットの機能をすべてもっているという点で、ベビーロケットはペンシルロケットよりもさらに一步前進し、テレメータ系を初めて装着したのみならず、ロケットボーンカメラ（別稿参照）で地上の撮影をして、このフィルムを海上で回収するという、いわゆるリカバー装置までももっていた。

昭和30年8月、発射角度65°でとんだ3機のベビーS（Simpleの略）は垂直発射用ロケットのお手習いとロケット実験場の設営という役割をもっていた。

ついで9月、5機のベビーT（Telemeterの略）が文字通り、ロケット用テレメータのお手習いの役を果たし、10月から11月にかけて3機のベビーR（Recovery）が弾頭部の海上回収という難しい技術に挑戦した。

## 5. 秋田はなぜ選ばれたか

観測ロケットの研究を開始した当時、国内にはロケット発射場になり得る場所がないからロケットをつくっても無駄だという悲観説が当時の専門家筋の間に流れていた。当時すでに防衛庁関係で国内調査をやった結果の結論として流布されていた説である。

アメリカのホワイトサンズや、英濠のウーメラのような砂漠地帯のない日本は、一応海面を使うことになるのだが、その海面がまたほとんど使用できないというので

ある。

ロケット実験場は空、海、陸と三つの条件がそろわねばならない。第一に空になんらの障害物がないこと、航空機はもちろん、雲も邪魔、トンボでさえがある場合には障害物になる（赤外線検出機を使用する実験では、遠方のロケットから出る赤外線より、近くのトンボが起すパルスが大きなノイズになる）。要するに空が

clear であること、航空路のあるところは禁物である。アメリカのホワイトサンズが選ばれたのは一年中で雲がほとんどない、というのが有力条件であった。

第二に海上に障害物がないこと。客船、貨物船、漁船、遊覧ボートなどのあらゆる船舶、島々は邪魔である。イルカでさえが障害と考えられたこともある（回収実験などの場合）。

第三に陸上に、かなりの安全保障のための area がほしいこと、鉄道、国道などが近くにないこと。それで交通輸送が不便でなく、付近にある程度の都会が hinterland としてあること。

これらの要請に適する地点を選び出すために、まず30年6月次官会議にはかって、各省が観測ロケットの研究に便をはかるよう申合せ事項として通し、次のステップとして文部省が音頭をとって、次官会議申合せにもとづき、関係する各省庁で、観測用ロケットに関する各省連絡協議会をつくったのが第二步である。

そこで航空局は航空路のない地点を、運輸省は船舶航行率を、水産庁、海上保安庁は漁船の出動率を、自治庁は陸上の状況でよいところを、というように、洗いざらい海岸をスクリーンにかけて行なった。初めに太平洋側がまず落ちた。航空路と航路のためである。

次に日本海側でつぎつぎにフルイがかけられ、最後に秋田県海岸が最適として残ったのである。

問題は地元協力の協力である。幸いにして当時県庁の知事室におられた小島政見氏等の英断とよい指導に恵まれ、小畑知事をはじめ、県当局各位と共に岩城町当局、および地元各位の暖かい協力が得られ、秋田実験場は、東大ロケット実験場として理想的な形で整備がすすむことになったのである。ただ日本海のさしわたしがほぼ800 kmにすぎないため、ロケットの高度が400 kmくらいになれば当然太平洋側を改めて考慮しなければならぬことが

当初から予想されていた。そしてその時期が 1961 年（昭和 36 年）となりそうである。

上のようにして秋田への決定が行なわれただけあって、秋田はこれ以上の場所は日本では得られないと確言できるほど、条件がよい。ただいくら少ないといっても漁場はあり、漁船は出動するので、漁業協同組合との折衝は絶えないし、問題がいつも全然ないわけではない。もう一つ、冬季は天候が悪く、四季を通じて西風が predominant であるため、effective launching angle が低下し、高度がなかなか上げ難いなどの欠点はある。

## 6. Kappa の名称

カッパロケットという名はどうしてきめたのか、という質問をよくうける。

これにはかなりハッキリしたいきさつがある。昭和 30 年の 10 月、ベビーロケットのテストが終わると、次期ロケットの名称をきめようということになった。

後述のように、ペンシル・ベビーから本番観測ロケットまでは何段階かのステップで上がってゆく計画なので、名称はシリーズになるものを考え多くの案が上がったうち、国際的に通用する名前の方がよいだろうというので、

アルファ、ベータ、ガンマ、デルタ

というギリシヤアルファベットシリーズが提案され、これにきまったのである。

現在のカッパは Alpha, Beta といろいろなステップのロケットのうち、Kappa に当たったものが机上プランから残ったのである。

Kappa はカッパーと伸ばすと、Copper と間違えられるので、カッパと切るのが正しい。「河童」に通ずるところから親しまれ易いのだろうし、子音から始まる言葉を選んだのは電話などでも聞きとりよいようにという配慮であった。

カッパロケットも 9 型、10 型となるとだんだん大型になり、段数もふえて、最初の Kappa 計画とは似ても似つかぬものに成長してゆくので、ここで Omega なり、Lamda なりにかえるべきであろう。

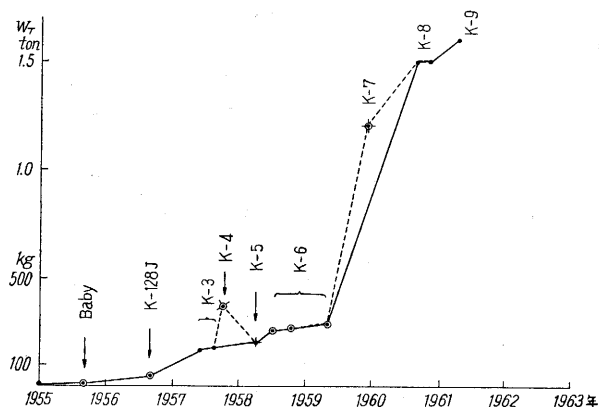
## 7. 6 型への歩み

観測ロケットの全重量と最高速度と、最高々度を述べてみよう。

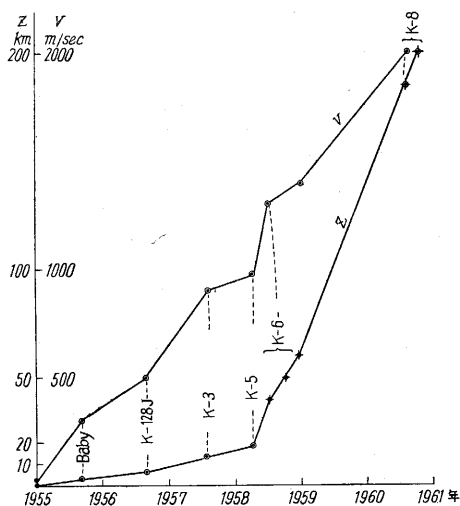
第 2 図はベビーロケットから始まって、カッパ 8 型までどんな時期に、どんなロケットができて、全重量がどう増加してきているかをグラフにしたものである。

第 3 図は同じく最高速度と高度をグラフにしてある。これでちよっと面白いのは、ロケットの最高速度が、年数とともに、ほとんど直線的に増加していることで、これは意識的に計画したわけではない。

しかしロケットの技術的難しさは大概 speed に比例す



第 2 図



第 3 図

るとも考えられる。たとえば音速をこえるときのいわゆる遷音速領域でまず安定、振動などの問題が起こり、次に超音速領域に入るに従って、安定、空力加熱等の問題がだんだん難しくなってくるので、第 3 図の速度  $V$  が年数にはほぼ linear で増加していることは、研究班が大体 constant なピッチで研究を続けてきた証左とも見られる。

高度は速度のエネルギーを、ポテンシャルエネルギーにかえたものであるから、当然速度の自乗に比例するはずで、第 3 図の高度が年と共に parabolic に増大しているのはこの意味で解釈される。

なお、問題は第 2 図の全重量の変化で、結果としては、speed が年にほぼ linear に増してゆくように、重量を選んできた、とも見られる。ロケットの重量はロケット 1 機の製作費を大体きめるし、また燃料の量は全重量に比例するので、燃料（推進）の性質や製造設備を決定し、

またロケットの運搬、取扱いをきめる factor でもあるし、計測器搭載量をきめるので、観測ロケットとしての能力をも限定する。

ベビーロケットのテストを終えて、カップ計画に step in した当時の、将来に画いた目標は重量 1 トンの線にいつ到達するかであった。

全重量が 8 kg 位のベビー ロケットを設計した当時は、全重量 1 トンにははるかかなたの夢であった。

1 トンという数字がそら恐しく思えたほどである。1 トンのラインをこえたのは、図のように 1960 年、つまり研究開始以来 5 年たったときである。

1960 年 8 月、ストックホルムで開催された I. A. F. (International Astronautical Federation) の会議には S. R. (Small Sounding Rocket) の特別部会があった。近來、とみに高まってきた S. S. R. について検討しようというのである。この部会ではどこまで "Small" と定義するか、ハッキリした規準はなかったけれども、重量 1 トンが一つの目安であったようである。

カップ 6 型は "Small" であるが、カップ 8 型は S. S. R. というより、Middle 級観測ロケットというべきクラスに入る。

ペンシル・ベビーからカップ 6 型までは、四つの段階を踏んだ。第 1 ステップはペンシル、ベビーである。第 2 ステップは、1 段式のロケットの研究、第 3 ステップは 2 段式ロケットの研究、そして第 4 段階でそれまでの研究成果を総合して IGY に使用すべき観測ロケットをまとめることである。

第 2 ステップの 1 段式ロケットを、Kappa-1 型とよぶと、これには直径 128 mm のもの、122 mm のもの、および 150 mm のものの 3 種が試作されそれぞれ、外径寸度をとって、K-128, K-122, K-150 とよばれた。飛しょうテストが行なわれたのは 1956 年の後期から 1957 年にかけてで、エンジンについては短時間燃焼の高加速度型のものと、長時間燃焼で低加速度型のものの比較が行なわれ、空気力学、構造力学的研究と共に、テレメータ、レーダ、計測器のエレクトロニクスの研究が平行した。K-122 は特に各種のアンテナ系のテストに用いられ、また推進の比較テスト用にも使用された。

総体的にいて、1 段式のロケットにはあまり重大な技術的問題は起こらなかった。ただ一の例外は K-128 の 2 号機が、尾翼のフラッタと思われる現象を起こしたことで、これはその後の研究の貴重なデータとなった。概して技術的進歩はこういう問題の飛しょうテストのあとに著しく、あまりスラスラ飛しょう試験が進んだときは進歩が少ない。

2 段式ロケットの最初のテストは 1957 年 4 月に行なわれた Kappa-3 型で、最後は 1958 年 5 月の Kappa-5 型であった。Kappa-6 型に到る 2 段式ロケットの研究機

としては 3 型、4 型、5 型の 3 種があった。

第 2 図に示されるように、カップ 3 型、5 型、6 型の全重量増加はかなり年に対して平滑であるが、カップ 4 型、および 7 型は破線で示されるように、平滑なグラフ曲線からハネ上がっている。

そして、この 4 型、7 型の両者共、飛しょう試験に問題を生じたのである。この両者共にロケット飛しょう試験の中で一番問題になる機体の部分的損傷が生じた。これが何に起因するかは、空力安定、空力加熱、空力振動、機械的振動、剛体安定、弾性安定、燃焼安定などの広汎な調査研究を行なうキッカケとなった。

総じて、2 段式ロケットは 1 段式ロケットに比べて技術的に難しく、多くの問題が途上生じた。

カップ 3 型での初期の問題は、エンジン燃焼の安定さで、1 段ロケットで卒業した同じエンジンが 2 段式になると、点火不良、燃焼中絶などの現象をよく起こす。

カップ 5 型は、3 型および 4 型での多くの問題点を解決した結果として 2 段式ロケット中、最もスムーズに飛しょうテストが行なわれたものである。

こうして 1958 年の 6 月、IGY も余すところ 6 カ月という状態で、観測ロケットとしてまとまったカップ 6 型がとび、6 月 30 日、最初の気温、風観測の成果を収めて、IGY にすべりこみ、以後は急ピッチで IGY 終了までに後述のような観測成果を収めた。

## 8. 推進について

ロケット用固体推進は、本質的には燃料原子と酸素原子を混合したものであるが、酸素原子が燃料原子と同一分子内に併存しているものと、酸素原子の入っている分子と燃料分子が別々に heterogeneous に混合されたものとある。前者の同一分子内に、燃料原子と酸素原子が併存するものを homogeneous propellant と double-base propellant とよぶ。double-base という名称は、この種の推進の主成分が、ニトログリセリンとニトロセルローズの 2 相からなっているためである。

後者の heterogeneous 系推進は composite 系とよばれ、酸素は過塩素酸加里、同アンモン、硝酸などに含まれた形で補給され、これに燃料が、バインダーを兼ねて、各種の人工樹脂の形で提供される。

ペンシル、ベビーは double-base 推進を主として使用し、カップ 6 型、8 型は composite 系推進を使用している。カップ 3、4、5 型には、この両者が混用され、たとえばブースタ（第 1 段目のロケット）はダブルベースで、2 段目がコムポジット、というのもあり、この逆のものもある。

推進の研究はこの両者平行して行なわれている。今日カップ 6 型、8 型にはコムポジット系が用いられているからといって、double-base がすてられたわけではない。

double-base 系には製法として、圧伸法とキャスト法

があるが、今後、キャスト法で高性能推葉が出現する公算があり、予断を許さない。

推葉が単位時間に  $w$  kg 燃えて  $T$  kg の推力を発生したとき、この比

$$\frac{T}{w} = I_{sp}$$

を specific impulse ( $I_{sp}$ ) とよび、推葉の性能を示す measure として用いられる。単位は時間で「秒」である。カッパロケット研究中に開発された推葉の  $I_{sp}$  は 180 秒から 230 秒の位にある。

$I_{sp}$  の高いものが必ずしも観測ロケット用に適するかどうかはいえないので、 $I_{sp}$  の増大が燃焼圧力の増加にからんでいる時は、エンジン壁厚の増大による重量増加の犠牲とのバランスに問題がかかってくる。

推葉のもう一つの大事な量は燃焼速度である。燃速は通常毎秒 5~10 mm くらいの程度であるが、ある場合には非常な低燃速が要求され、また時には反対に高燃速のものが要求される。この両者については本所第 1 部吉山技官が最近注目すべき研究を行なっている。

推葉設計上の重要問題は次に推葉の幾何学的形状である。これによって推力と時間との関係がきまり、また燃焼が安定であるか、不安定になるかがきまる。

不安定燃焼は、燃焼の中絶や異常圧力上昇による爆発などを惹起するが、この問題の理論的解明には本所第 1 部秋葉研究員の系統的な研究がある。

一つの推葉の研究を完成し、観測ロケットに使用するためには、試料による物理化学的試験、機械的強度試験をへて、小型エンジンによる地上テスト、ついで大型エンジンでの地上テストを数十回繰り返して性能の確認を行ない、最後に既知のロケットによる飛しょうテストという手順がふまれる。地上テストには生研構内に小型テストスタンドが 2 基あり、秋田に大型用 2 基、このほか川越市帝国火工品製造 KK 内にある富士精密工業 KK のテストスタンドなども使用されている。

## 9. エンジン

エンジンの構造法としては、鋼管引抜きパイプ型、鋼板溶接型、軽合金製およびプラスチックの 4 種が試作された。引抜き鋼管は寸度が精確にでき、強度も十分出る長所があるが、鋼管製造設備によって最大の寸法が押えられるという欠点がある。軽合金製（アルミ合金）の場合も引抜き Seamless pipe によるときは同様な制約をうける。もちろん構造重量は軽合金製の方が軽くなり有利である。しかしこれもロケットの大きさがある程度以上大きくなると壁厚の増加による推葉搭載量の減少という欠点が出てきて、鋼製の優劣が逆になる。

鋼板溶接は製造課程で注意すればかなりの精度が出るし、どんなサイズのものも製作できる点で優れた方法であるが、技術的に難しい。

プラスチック法は 1957 年研究され、日本冶金興津工場（現昭和火薬）で試作を重ね、ある程度まで実用上が確かめられたが途中で研究が中絶された。その後アメリカで研究され、エコー人工衛星用ロケット、スカウトなどで実用化されている。

Kappa-1 型、3 型、4 型には Steel Seamless pipe 法が用いられ、K-122、K-150、K-5 型、K-6 型では軽合金エンジンが研究された。

カッパ 6 型はアルミ合金エンジン、カッパ 8 型は鋼板溶接エンジンが使用されている。なお詳細は森助教授の稿を参照されたい。

## 10. System

カッパロケットにはすべてレーダ・トランスポンダが搭載されている。つまりレーダ波を表面から直接反射させないで、トランスポンダで一度うけて強めて送り返す system がとられている。このためにロケットの最小寸度は制限をうけるが、レーダ装置が巨大にならないで済む。最近アメリカのアーケスなど、観測ロケットのミニチュア化が流行になっているが、こういう極端に小さいロケットでは、トランスポンダがのせられないので、レーダ追跡はもっぱら、skin reflection になり、しかもロケットが小さく、表面積が少ないので、地上レーダには超強力なものが要になる。結局ロケットを小さくして安くしても、レーダに巨費がかかることになる。全体の system を最も経済的にかつ、能率的にするには、Kappa 級ロケットでは transponder 法がよいという結論が出た。

ただし、transponder tracking では、ロケット搭載品に事故があると、ロケット全体の追跡ができなくなる欠点がある。Kappa 計画ではこれを back-up するために optical tracking system がかなり重視された。

次に、ロケットは、多段法 (staging) と多列法 (cluster) があり、オーストラリアのロケットは cluster 法を採用しているが、Kappa では従来の研究の結果がすべて、cluster 法の不利を結論しているのも、もっぱら staging をとっている。

将来は 9 型で 3 段式、10 型で 4 段式がテストされるであろうし、最終的には 5 段式位まで研究する必要があると考えられる。

推葉については冒頭にのべたようなイキサツで、目下のところ固体推葉を研究しているが、液口系でも最近 packed system だの、カンヅメ方式だの、簡単化された貯蔵可能の液体エンジンがアメリカに出現しているので調査は怠っていない。さらに将来に備えて、非化学系エンジン（イオン、プラズマ）の基礎的研究も続行されている。またそろそろ原子力エンジンの研究も開始しなければならぬであろう。

## 11. Operation

第1表 K-8-4 (IC) タイムスケジュール

X-分	本 部	ロケット・ランチャー	テレメータ および計測	レ ー ダ	I D	宇 宙 線	観測カメラ	通 信
300			頭胴部組立始め	頭胴部組立始め	頭胴部組立始め	頭胴部組立始め		
195		メイン組立始め	頭胴部ロケット班へ	頭胴部ロケット班へ	頭胴部ロケット班へ	頭胴部ロケット班へ		
160	ランチャー用ジープ手配 コントロール点検	ブースタランチャーのせ始め						
145	カウント練習 リード線チェック (点火玉)							
125		ブースタランチャーのせ終了						秋田観測所 用意
115		メイン組立了						
114		発信テストのため台車を出す						
110	電話機切換 発信テスト始め		発信テスト始め T. sw. on	発信テスト始め sw. on	発信テスト始め	発信テスト始め		
108				地上送信始め				
106			sw. on	sw. off	sw. on	sw. on		
104	電話機元へ	発信テスト了, メイン組立小屋へ	sw. off 発信テスト了 T. sw. off	発信テスト了	sw. off 発信テスト了	sw. off 発信テスト了		
102		メインランチャーのせ始め メインブースタ結合始め, リード線結線始め						
80	全電源負荷テスト用意, ヒータ止め							
75	ポンプ止め, 照明消し, 全電源負荷テスト, サイレンチェック, 巡視船, 通信手, 予報官, 花火屋, 救護班, 鉄道官	メイン, ブースタ結合了, リード線結線了, メイン切断系導通チェック, ノック打始め	ランチャー上リード線結線始め	ランチャー上リード線結線始め	ランチャー上リード線結線始め	ランチャー上リード線結線始め ガンマソース取付始め		
74	ポンプ, ヒータ, 照明再開							
65	風, 気温, 気圧, 放球		ランチャー上リード線結線了	ランチャー上リード線結線了	ランチャー上リード線結線了	ランチャー上リード線結線了 ガンマソース取付了	雲高チェック 気球追跡	
60	ランチャー角度指示 巡視船連絡 来賓招待席へ 警備列車チェック	ノック打了 ランチャー運搬始め						対巡視船連絡 秋田観測所 観測始め
58	湯板作業員待機							
50							視界, 雲高, 漁船チェック	
49	ランチャー点溝板とり外し	運搬了 水平セット始め ドームかけ						
39		水平セット了, ドームとり始め, タイマスタート sw セット タイマー結線機体入れ, 穴ふさぎ	T. sw. on					
36	漁船チェック	ドームとり了	リード線結線始め	リード線結線始め	リード線結線始め	リード線結線始め	漁船チェック	海上警備チェック
31		ストッパーピン確認	リード線結線了 チェック了	リード線結線了 チェック了	リード線結線了 チェック了	リード線結線了 チェック了		
30	発信テスト始め, B 旗, サイレン, ポンプ ヒータ止め警備チェック			sw. on				
29				地上送信始め				
28			sw. on		sw. on	sw. on		
27		メインマクラ, バンドはずし	受信確認 sw. off (ランチャー点)	sw. off (地上も)	sw. off	sw. off		
26		角度セット始め	sw投入用電源 off 確認	sw投入用電源 off 確認	sw投入用電源 off 確認	sw投入用電源 off 確認		
20	コントロール点検 放球, 風, 気温気圧 場内待避, 警備列車時刻 チェック						視界チェック	
17		角度セット了, ブスター バンドはずし始め						
15		バンドはずし了, イグナイタ結線始め						
12		イグナイタ総結線了 イグ導通抵抗測定始め						
10	地上海上チェック 警備チェック	イグ導通抵抗測定了						秋田観測所 へ連絡
9		第1中間 sw. off 確認, イグ結線始め						
7		イグ結線了						



6	全相互通信遠慮 照明消し	第1中間 sw. off 確認		トラボン sw. on				全相互通信 遠慮
5		第1中間 sw. on 待避		地上送信始め				
4			sw. on	受信確認	sw. on	sw. on		
3	総員待避	待避完了, リード線持参						
2	待避確認	導通, 抵抗チェック	受信確認		受信確認	受信確認		
90 S	照明弾上げ							
70 S	第2中間 sw. off 確認							
60 S	コントローラスタート							
30 S	第2中間 sw. on							
X	ロケット発射							
X+10	B 旗下げ, コントローラ リセット, 風, 気温, 気 圧ポンプヒータ再開							
X+15	サイレン, 花火2発, 終了 報告							

列車定時運行による実験場通過時刻

上 802 客 19.19 <sup>s</sup>	下 551 貨 21.02
下 67 貨 19.36	下 891 貨 21.16 <sup>s</sup>
上 564 貨 19.56	上 58 貨 21.54 <sup>s</sup>
下 827 客 20.22	上 874 貨 22.13
上 512 客 20.35	下 883 貨 23.08

秋田でのロケット打上げ作業も一問題であり, 方式についての研究が必要である。打上げ作業はできるだけ小人数で簡単に, しかも安全に行なう必要がある。従来外国の観測ロケットがすべて軍隊の手で打ち上げられて来たのに, 日本ではこれを大学人だけで打ち上げができるようにした。

第1表は発射までの作業スケジュールを時間軸にのせたもので, オーケストラのスコアのようなものである。このタイムスケジュールをつくるにはまず, 各班の各作業の time-study をやって所要時間を計算し, 各作業が有機的に結びつくように組み合わせ, これによって一度全作業の演習(リハーサル)を行ない, この結果に基づいて修正をして決定版をつくる(operation system 全般については下村事務官の稿を参照されたい)。

目下の所要人員は出張人員が 35~70 名, 総員 100 名

であるが, 将来はもっと simplify して人員を減少させる研究と共に, 打上げを業務とする専門家の育成が必要である。

operation study と記録のために, 作業は 16 mm カメラでモニターされ, 記録映画として編集される。従来まとめられた記録映画は生研内に film library の形で保存されており, 学会その他で上映されている。

PR 映画は普通, 20 分もので 1 本の製作費が 300 万円から 500 万円が常識的であるが, Kappa の記録映画は 1 本当たり 10 万円~20 万円で作られ, しかも国際会議でたびたび紹介されるなどが, Kappa 研究の一つの断面を示している。

ランチャーについての研究は森助教授の項を参照されたい。

## 12. カッパ 6 型と IGY

第 2 表 List of Firings of Kappa-6

Date of Firing	Name of Rocket	Launching Time	Angle of Launcher	Altitude (km)	Flight Duration (sec)	Instruments
16 June 1958	K-VI-1	11:36	75°			flight test
20 June 1958	K-VI-2	15:15	78°	40—50	200*	flight test
24 June 1958	K-VI-TW-1	10:51	78°	25	21*	temperature & wind
30 June 1958	K-VI-TW-2	16:52	75°	45	75*	temperature & wind
12 Sept 1958	K-VI-3	10:31	78°	40	208*	flight test
14 Sept 1958	K-VI-4	11:40	78°	40	207*	flight test
25 Sept 1958	K-VI-RS-1	14:50	78°	40—50	240*	solar radiation
25 Sept 1958	K-VI-TW-3	11:55	78°	50	100*	temperature & wind
26 Sept 1958	K-VI-TW-4	12:50	78°	50	100*	temperature & wind
28 Sept 1958	K-VI-CP-1	12:05	78°	36	205*	cosmic ray and pressure
29 Nov 1958	K-VI-RS-2	12:05	78°	40	130*	solar radiation
30 Nov 1958	K-VI-CP-2	13:00	78°	49	230*	cosmic ray and pressure
23 Dec 1958	K-VI-TW-5	12:03	80°	60	120*	temperature & wind
17 March 1959	K-VI-RS-3	10:35	80°	56	240*	solar radiation
18 March 1959	K-VI-TW-6	11:45	80°	50	104*	temperature & wind
19 March 1959	K-VI-RS-4	10:15	78°	50	215*	solar radiation
20 March 1959	K-VI-TW-7	11:50	80°	50	104*	temperature & wind

カップ6型は、2段式、固体燃料の観測ロケットで、計器搭載量 7~10 kg で、発射角 80° のとき 60 km の上昇性能（レーダによる実測、風の修正なし）を有し、ブースタは径 245 mm、長さ 2,660 mm、第2段ロケットは径 150 mm、長さ 3 m から 3.5 m、全長 5.4 m から 6.0 m で、全重量約 360 kg である。

第2表はその発射一覧表である。その詳細については前田教授の稿を参照されたい。

IGY 終了後、引きつづきカップ6型の性能向上がはかられ、ブースタの長さを約 50% 長くし、レーダ・トランスポンダのほかに、ドブラーレーダ・トランスポンダを搭載できるように改造したカップ6H が試作され、1960 年9月飛しょうした。

Kappa-6H はこの結果、80 度の角度で、上昇高度 85 km であることが推定される。

### 13. カップ8型

冒頭に述べたようにカップロケットの研究は IGY 事業に強いつながりをもって開始された。1959 年度の予算は IGY 中 1958 年予算の半以下になった。

これでは観測を行なうにしても、項目、回数、季節共に著しい制限をうけるので、1959 年は観測は休み、主力を観測ロケットの開発にそそぐことになった。こうしてカップ7型、8型の研究が始まった。

8型の構想は 1958 年、IGY の終期、12 月頃から始まった。観測ロケットとして完成されたカップ6型にもう一つ新しいブースタをつけて3段式のロケットにするというのが基本構想である。

そしてこの新しいブースタとして外径 420 mm の大型エンジンが浮かび上がったのは、径を 280 mm から 700 mm までかえて各サイズのエンジンの計画をたて、重心、重量、性能、固有振動度など広汎な計算を行なった optimization study の結論としてである。

製造法として画期的な鋼板溶接法が採り上げられ、新三菱神戸造船所の溶接技術がものをいうことになった。

推業も大口徑に適する新しいものが研究された。

こうして出来上がったエンジンは 420 B と名づけられ、1 段ロケットとしてカップ7型、カップ6-H 型のブースタ (245B) と組み合わせた2段ロケットとしてカップ8型が、そして 6H と組み合わせた3段ロケットとして9型のデザインが生まれた。

カップ8型は全重量 1.5 トン、全長 10 m で、1960 年7月および9月に飛しょうし、最高々度 200 km をマークして、電離層観測に役立った。

英国のスカイラークが 1959 年末までに出していた高度記録 165 km を上回り、米国の2段式ロケット、ナイキーケージョンの高度 170 km をも凌いだ。今日、2段式観測ロケットとして各国がもっているロケット中でカップ8型は最も高性能といえる。

カップ8型のもう一つの特徴は計器搭載量 (payload) の大きいことで、200 km 級の高度には 35 kg までつめるし、180 km 位の高度ならば、60 kg 位つめる。

また計器部収容室の容積も大きいので、各種の宇宙観測器の同時搭載 (multi-purpose) が可能で、現に Kappa-8 型 3, 4 号機では電離層と宇宙観測の同時測定を行なった。

もう一つ、カップ8型によって動物実験が可能になったことも注目すべきことであろう。旧 AVSA・E 計画中にあった宇宙医学的研究は、ここで実現の運びになろうとしている。8型の飛しょう時間は7分間位で、無重力テストとしては申し分のない性能をもっているからである。

### 14. 今後の問題

ロケットとしては3段式のカップ9型、4段式のカップ10型が今後計画されるであろう。特に 10 型では、single grain による大直径エンジンへの挑戦ということに一つの意味があろう。

観測は低高度用には K-6H を、200 km には K-8 が用いられ、多用観測になると共に、夜光、電子密度、地磁気などの新しい宇宙物理の分野が登場し、これに関連して、aspect control や tele-control が技術として必要になる。またロケットを危険防止のため空中で破壊させるような研究も行なわれよう。なかなずく、各種の instrumentation 技術の新しい開拓が要望される。

ロケットの性能が上昇すると共に、日本海が狭くなるので太平洋側に新しい実験場を設けることも今後の問題である。

要約すると今後の課題には四つある。

第一は新しい idea の育成。エレクトロニクスの部門におけるパラメトリック増幅器、エンジン部門での球型エンジンなどがこの一例で、あらゆる分野に、独創的なアイデアが必要である。宇宙科学のように国際的なスケールの技術では、常に国際会議で評価が行なわれるので、外国の技術の模倣はできるだけさけない。新しい idea の要求されるゆえんである。

第二に既成ロケットの refinement. 新しい型のロケットができて前型の型をすてないで、既成のロケットをさらに refine すること。Kappa-6H がその例である。

第三に観測。定期、不定期の宇宙観測を行なうことで、これは早晩業務化する必要がある。

第四に次期ロケットの試作。9型へ、10型、11型へと step をふんで行くことである。

そしてこれらの実施に当たっては、経済性、非軍事性、国際協力という三つの柱を崩さないことが要望される。

終わりに当たって Kappa Team のメンバーはもちろん、この仕事を進めてゆくために協力された多くの人々に心からの謝意を表する次第である。(1960.12.6)