科学観測用ロケットの発展の経過

2. システム設計とモータの開発(その1)*

秋葉 録 二 郎**・松 尾 弘 毅***

我国の宇宙開発は観測ロケットの開発から科学衛星計画へと発展してきたユニークな経緯をもつものであって、これを歴史的断面において記述することはそれなりに有意義ではあるが紙面の都合上、ここでは現用の代表的な観測ロケットについて、その基本計画、全体構成、エンジン、開発経過、性能等を概説することとする。

ただし、構造関係の切断・分離機構等の更に詳細な説明は後の稿になされる予定である。

I K-9 M

K-9 M は IGY 後に開発された K-8 を改良したもので昭和 40 年以來、我国観測ロケットの主力機種として賞用されている。このような沿革をもつため部分的には K-8 についての記述も含まれる。

I-1 基本計画 K-9 M に先立つ K-8 は IGY 以降の本格的宇宙観測、特に電離層観測を目的として計画された。電離層は 100 km 程度の D₁E 層から 250 km 以上の F₂ 層までの広い範囲にわたるため、まず下部電離層観測という程度がそのミッションであった。

当時この高度をねらうには大型化がもっとも確実な方法であった。大型化の上での基本条件は K-6 H のブースタ・エンジンをメインとすることで、この制約下で最適なブースタを開発することとなった。ブースタ・エンジンの L/D (D : 直径, L : 長さ) は常識的設計では一義的には推葉と内圧, P_c できまってしまう。すなわちノズル出口径がエンジン外径に等しいとして

$$F = \frac{\pi}{4} (D^2/\varepsilon) C_F P_c \triangleq \phi D^2$$

また燃速の定義から

$$t_b = \frac{\overline{w} \cdot D}{D \cdot r} \triangleq \eta D$$

$$W_F = \frac{\pi}{4} \rho_P \xi \left(\frac{L}{D} \right) D^3 \quad (1)$$

一方

$$W_F = \frac{F t_b}{I_{SP}} = \frac{\phi \eta}{I_{SP}} D^3 \quad (2)$$

F : 推力 r : 燃速

C_F : 推力係数 t_b : 燃焼秒時

$\overline{w}$: 等価ウェーブ厚 I_{SP} : 比推力

これらより

$$L/D = \frac{4\phi\eta}{\rho_P \xi I_{SP}} \quad (3)$$

ε : 開口比

ξ : 占積率

ρ_P : 推葉密度

右辺の値は推葉の性能と内圧のほか、フリー・ポート・エリアのとり方にもよるが常識的な値をとれば、ほぼ定数となる。最適葉量は特性速度を与えれば、これも構造重量比 β_i と各段比推力 I_{SPi} で一応各段質量比 λ_i が

$$\lambda_i = \{1 + \mu C_i\} / \mu C_i \beta_i$$

$$V = \sum C_i \ln \lambda_i$$

ただし $C_i = (I_{SP})_i g_0$ μ : ラグランジュ定数

により大よそ決まるから、例えば第 2 段が与えられていれば、おのずから第 1 段葉量は略さる。もちろん、これはエンジン設計面よりの概略値だから、実際設計に当たっては更に細かい検討を多角的に行なって諸元が決められたわけであって K-8 のブースタ直径はこの結果 420 mm ϕ に決められた。

大型化をはばむ最大の要因は大型燃焼室の製造にあった。K-6 はメイン、ブースタともに Al 合金でできたが当時これ以上のものは高抗張力材では製作不能という回答が得られていた。そこで前稿に述べられたような関係者の努力が実り、HT-80 の溶接鋼管で直径 420 mm のブースタ・チャンバが製作できるようになったのである。

さて、K-9 M の基本方針は K-8 の性能向上であったからエンジン寸法としてはほとんど変更せず、エンジンの性能向上と全体的質量比の改善がその眼目であった。

エンジンの性能向上としては、昭和 37 年当時、実用の域に達したウレタン系推葉をメインに採用することが主眼目で、全体的にぜい肉をとり、構造上、合理

* 昭和 50 年 8 月 15 日原稿受理 Development of Launch Vehicles for Space Observation

** 東京大学宇宙航空研究所 Ryojiro AKIBA

*** 東京大学宇宙航空研究所 Hiroki MATHUO

的な補強を各所に採用した。この結果面目を一新し、K-9 M は最高到達高度約 350 km の性能を有するに至った。この改良設計に当たっては日産（当時プリンス）中村厳技師の寄与が大であった。

飛しょう計画としてはすでに K-8 までの多段ロケットで実証されてきた段間コースティングを最適化する方式をとり、各段ごとの推力計画は行っていない。これにより後述の単段式のようなむずかしい条件を課することなしに各段エンジンの設計開発を行なうことができたのである。

計画上、420 ブースタにあまり手を加えない方針で完成をみた K-9 M は近年に至り、旧式の 420 ブースタに推薬製造上の問題が生じ、すでに L-3, K-10 において実用されてきた 420 (UP) ブースタを採用し、これを機会に段間つき手とメイン・エンジンのノズルの一部および切断方式を改めた。正式にはこれを K-9 M (改) とすべきであるが性能上は旧来のものと大差ないため名称上区別することをしていない。

I-2 エンジン開発 現在の観測ロケットに用いられている固体推薬は大部分はコンポジット推薬とよばれるもので、過塩素酸アンモニウムの微粉末を燃料バインダと称するゴム状物質で固めたものである。また高比推力を目的として Al 粉末をもこれに加えることもあり一般にバインダの占める割合は全体の 20% 程度となるためバインダは

1. それ自体良質の燃料であること。
2. 混合過程を容易にするため、低粘度、低比重の液化ポリホリマをもつこと。
3. 液状ポリホリマはなるべく低温で重合し、重合触媒が酸化剤等と反応しないこと。
4. 固化後の推薬物性が良好であること。

などの欲張った要求を満たさねばならない。よりよい特性をもつものを目指し東大で実用されてきたバインダーの種類は、ポリエステル、ポリサルファイド、ポリウレタン、ポリブタジエンである。

420 ブースタの推薬には K-8 計画の時点でポリサルファイド系を使うことができた。

ポリサルファイドとは HS-R-SH の構造のポリホリマをもつ合成ゴムで、その歴史は古いものである。液状ポリホリマとしては、LP-3（チオコール社商品名）を用いた。架橋は SH 基をパラ・キノンジオキシムで酸化、縮合することでなされる。

ところで前述の L/D についての議論の基本にあるような断面形を一樣にすると燃速が侵食燃焼の影響（沿面流速により燃焼が影響される）でこれを考えない場合とは推力～時間曲線が相当に異なったものとなる。当時は侵食燃焼までを考慮してあらかじめ設計す

ることができなかったため、もっぱら実験結果を勘案して設計に修正を加えた。420 ブースタでは中子の断面形状は一樣とし、侵食燃焼によってノズル側が早期に燃え尽きるのをおさえるため、ノズルに近い部分の推薬のバインダを多少多目にしたり酸化剤粒度を粗にするとかの方法で低燃速にしてある。また推薬はケース直填ではなく、長手方向にいくつかのブロックに分けて外面をレストリクトした推薬ブロックをローディングする方式で作られた。この填薬方式では、当然エンジン質量比が悪くなるが、なかり後まで各種のエンジンに採用された。ブロック・ボンディング法は直填にともなう熱応力の問題が未知であった時代には少なくとも安全側の設計であり、また製作上、燃焼室工程とは別に推薬製造ができるなどの利点もあった。

420 ブースタの燃焼室材料は現在では HT-100 のマレージング鋼で肉厚 2.2 mm、ノズルはクロム・モリブデン鋼製でスロート部にはグラファイト・インサートがとりつけられ、かつノズル内面はローカイド（アルミナとジルコニア）によるコーティングがなされている。

このエンジンは K-8 において相当実績のあるものであったが、K-8-10 において点火直後に爆燃するという事故が起きた。この原因は結局推定に止まったものの、推薬ローディング時に受けた著しい変形から、推薬に亀裂が生じた結果であろうことがほぼ確実とみられたため、以後の製造工程の一部を改善し 50 号機までこの種爆燃事故は発生していない。

一方ポリサルファイド推薬 (SP) は今日においては旧式となっており、既に L-3 から K-10 について実用されてきたポリウレタン推薬の 420 (UP) ブースタを 43 号機より採用していることは前述のとおりである。推薬は変わったがエンジン設計の基本的考え方は旧 420 ブースタと同じである。

もっとも最近に至り、ノズル近傍の推薬を低燃速にする方式は単純化の目的で取止め、全体を一種類の推薬としている。

K-9 M 計画の時点ではポリウレタン系推薬が実用の域に達していた。ポリウレタンのポリホリマはポリエーテルで末端に 2 基以上のアルコール基を有するもの (HO-R-OH) を TDI (トリレンジイソシアネート) のようなジイソシアネート $\text{OCN}\cdot\text{R}'\cdot\text{NCO}$ で重

$$\begin{array}{c} \text{H} \quad \text{O} \\ | \quad || \\ -\text{R}'-\text{N}=\text{C}-\text{O}-\text{R}- \end{array}$$
 合する。ウレタンゴムはこの際 $-\text{R}'-\text{N}=\text{C}-\text{O}-\text{R}-$ の型のウレタン結合があるために与えられた名称である。ゴムの性質や成形性を改善するためにその他の助剤を用いる。工程上特にやっかいなのは空気中の湿度でこれがイソシアネートと反応すると気泡を発生するため多くのプロセスは真空において行なわれるなど製造設

備や材料管理面での負担が大きい。当時商品化されていたウレタン・エラストマーは、中間的に末端をジオキサネート基としたウレタン・ポリポリマを作り、これをアミン類などの架橋剤で重合する、いわゆる2ショット法が一般的であったが、ロケット用としては工程が複雑であるため、K-9Mの計画時点ではこのような中間ポリポリマを経由しない1ショット法が完成していた。

地上燃焼実験は37年2月と7月に行なわれ、この成果はまずK-8Lのブースタとして飛ばし確認された(37年8月)。K-8Lは基本的にIGYに活躍したK-6の推薬をポリウレタンとし構造上の軽量化をはかったものであった。この機体も通算12機打上げられたが、現在では単段式におき換えられ実用されていない。

なお、エンジンとしてK-8Lのメイン(150φ)は我国で初めてウレタン系推薬を用いたこととともに、ノズル開口部にFRPアブレーション材を用いた点が特筆される。

I-3 K-9Mの全体構成 第1表にK-9Mの諸元要目、第1図に概略全体図、第2表に飛ばしシーケンスを示す。

a) 機体構造 第1段の安定は4枚の尾翼による。尾翼はアルミ合金の板巻溶接によるシュラウドにとりつけられている。

シュラウド内面にはノズルからの熱に対し断熱材が塗られている。

第1表 K-9M 諸元要目

項 目		1st stage	2nd stage
全 長	mm	11,190	5,388
外 径	mm	420	250
重 量	kg	1,530	370
燃焼秒時	sec	16	10
搭載重量	kg	—	60
推薬重量	kg	810	170

第2表 K-9M 飛ばしシーケンス

事 項	発射後秒時(sec)
第1段 燃焼終了	16
第1段 切 断	25
第2段 点 火	26
第2段 燃焼終了	36

第1段目と2段目のつぎ手はスチール製で1~2段切断機構をもつ。切断機構は射出火薬でシャ・ピンを切る方式である。

第2段エンジンは4mm厚のAl合金(A-6061, TE-T6)製でノズルと前面鏡板はスチール製、グラフィート・インサートが付けられ内面コーティングが施されている。ステンレス表皮のサンドイッチ構造の尾翼は最後部の結合部をよけて、アルミ鋳物製シュラウドにとりつけられている。

尾翼のうち1対にはレーダーのノッチ・アンテナがつけられている。第2段の安定は高空で大気密度が低下する等のため尾翼のみでは不足気味となるので後縁

第1図(A) K-9M(I) 概略全体図

第1図(B) K-9M(II) 概略全体図

第2図 K-9 M 点火切断系系統図

を一部ねじって空力的スピンを約 3 rps 前後与えるようにしている。

第2段の上部は計器部であるがこれをテレメータ・レーダ・タイマその他飛行状態監視機器のように必ず搭載する機器とミッションに応じ変る観測機器とに分け、前者をまとめて基本計器部とよぶエンジン上部の約 420 mm の長さの胴体部に納めてある。(51号機より約 50 mm 延長する)

観測器部の大部分は開頭部になっている。観測機は4本の柱にヤグラ状にとりつけられている。開頭は上部1この火薬ピストンにより作動する。K-9 M の点火切断系統図を第2図に示す。すなわち地上点火系は第1段点火と同時に1~2段切断および第2段点火用延時管に点火する。一方ロケットのタイマはX-30secにおいて始動し地上でXまでの間その作動確認がなされる。タイマの項目としては開頭以後の観測上の要求に限られている。タイマは歴史的には各種のものが試みられたが現在、基本計器部に積まれているのは電子式タイマ(原振 $1024 \pm 0.5\%$ Hz の RC 発振器)である。この他、開頭用バックアップとして開頭片にメカニカルタイマをもっている。メカニカル・タイマはマイクロモータ、ロータリ・スイッチ、リレーの組合わせて作られており、最も歴史が古く信頼性も高い。1~2段切断と第2段点火回路には電源と直列にパロー・スイッチが組込まれており高度約 2.5 km 以下では万一第1段に異常が生じた場合でも切断や第2段点火による更に重大な事態が避けられるものと考えている。切断部より第2段点火器までの配線はモータ内部を通してはいる。

K-9 M や後述の K-10 においては観測用姿勢制御装置がつけられたこともあるが、高価であるためあまり数多くの実績はない。しかし回収とともに観測上の

要求は高くなる傾向にあり、あわせて考慮すべき時期にきているようである。なお観測器回収の実績はIGY 期間中、K-6 を使用して行なった例がある。

I-4 性能と開発経過 K-9 M は1号機はメイン点火せず失敗(38年8月)、2号機は高度 341 km に達し(39年11月)機体として完成したかに見えたが、5号機(39年7月)、4号機(39年11月)が続いてメイン燃焼終了時に機体に異常が生じ失敗した。この原因はエンジンの前側鏡板ねじ部が内圧と空力加熱で朝顔状に大きく変形するためであろうと推定され、これについて対策がなされていなかった3号機などの打上げ前にエンジン部前側部分をエポキシ含侵ガラスクロスで包み耐熱と若干の補強をして飛ばししょうにのぞんだ(40年1月)。これにより飛ばししょうが正常になったためその後の機体はチャンバ肉厚を増す等の対策を施した。以後49年度冬の50号機に至るまで、細部にわたる変更、改良を加えつつ科学観測の主力機としての役割を果たしてきている。すなわちこの間、点火薬変更、開頭機構変更、点火切断安全用パロー・スイッチの採用、基本計器部の採用、43号機よりの第1段推進薬ならびに切断部の改良が大きな変更点と言える。前記初期故障を除き50号機までの飛ばししょう異常1回(36号)、開頭不全1回(37号)である。最後に K-9 M の代表的飛ばししょう経路とペイロード~最高高度の関係を第3図に示す。

II K-10

K-10 は K-9 M につぐ需要をもつ観測機であるが、これも K-8 からの1つの発展であって K-9 M と重複または類似する部分が多いので簡単な記述に止める。

II-1 基本計画 K-10 は最初は科学衛星計画に基

第3図 (A) K-9 M 飛しょう径路

第3図 (B) K-9 M 性能

った技術試験機として計画された。その1号機 K-10 S-1 は 300 mmφ の球形モータの飛しょう試験に使われ、2号機 K-10-1 は姿勢制御試験を目的としたものであった。もともとこれに先立った L-3 計画が完了し、モータとしてはこの第2、第3段を流用して用いることができた。すなわち 300 mmφ 球形モータ試験のためには、これを大気層を通過する間ノーズ・コーン中で保護するために大直径の搭載機器部を必要とし、L-3 の2、3段がともに 420 mmφ で計画されていたのが好都合であった。

K-10-1 では L-4 S の姿勢制御装置の外径が 500 mm であったため部品類をほとんど変えずにこれを 420 mmφ に縮めることで飛しょう試験が行なわれ、

ともに科学衛星計画の重要なマイル・ストーンとなり得た。

このように大直径、大重量のペイロードを搭載するため必然的に上昇性能は K-9 M より悪くなるが X 線観測等の一部の科学観測にはこの程度の損失は大容量搭載能力の利得に対し問題とはならないものも数多くあるため、その後制式観測機として用いられてきている。

K-10 で最も問題となったのはメインの安定性である。すなわちこのように L/D の小さい機体の空力中心位置の推定精度が悪いこと、飛しょうマッハ数が高く空力中心が前側になることのため、尾翼安定の他 3 rps のスピン安定も併用することにした。しかも必

要に応じ重心調整用のダミーをとりつけることも必要と思われた。しかし最近観測器重量が大となりダミーの必要は全く無くなった。

II-2 エンジン開発 第1段 420 (UP) の推奨はウレタン系で L-3 に用いられたもので地上燃焼は 37 年度、能代ロケット実験場における第 1 回地上燃焼試験として行なわれた。エンジンの基本設計としては 420 (SP) と同じで、ノズル側推奨を一部低燃速としたが最近全推奨組成を統一した。またこの葉種は UP-10 と称しての後 L-4S, M-4S の第 1 段に使われた。

420 $\frac{1}{2}$ も UP-10 を用い燃焼中でスピンを与える目的でノズル出口部に迎角をつけたベインを取付けた。このベインは燃焼中にあらかた焼失してしまうのでこの分を考慮して設計されている。

420 (UP), 420 $\frac{1}{2}$ 共 L-3 の場合はベル型の高膨張比ノズルを用いたが K-10 では第 1 段 420 (UP) は通常の円錐型ノズルである。

II-3 機体構成 構造上、K-9M と大きく異なる点は 1, 2 段切断がラプチャ・ディスク方式である点と (K-9M-43 以後は同じ方式を採用)、第 2 段直径が大きいため開頭部に 3 の火工品を用いたいわゆる平行開頭方式が採用されている点である。点火切断系については、地上点火は第 1 段のみとし、1, 2 段切断、第 2 段点火、開頭などはすべて第 2 段搭載のタイマによっている。タイマ・スタートが X-30 sec であることは K-9M と同じである。切断部から第 2 段計器部までの点火系配線はモータの内部を通っている。K-10 には今のところ基本計器部を定めていない。

第 4 図に概略全体図、第 3 表に諸元要目、第 4 表に代表的シーケンスを示す。

II-4 開発経過と性能 K-10 開発は時期的に K-9M の後になったことと、一般的飛しょう環境が K-9M よりも緩いこともあり、1 号機より現在まで、機体事故は一件も起こっていない。

最初の間は多少メインを姿勢のくずれが大い傾向があり安定性増大のため若干の手を加えた部分もある。

第3表 K-10 諸元要目

項 目		1st stage	2nd stage
全 長	mm	10,000	4,200
外 径	mm	420	420
重 量	kg	1,790	640
燃焼秒時	sec	16	18
搭載重量	kg	—	110
推奨重量	kg	810	310

第4表 K-10 飛しょうシーケンス

事 項	発射後秒時 (sec)
第 1 段 燃焼終了	16
第 1 段 切 断	26
第 2 段 点 火	28
第 2 段 燃焼終了	46

る。

実質的 1 号機である K-10 S-1 には初めて脱頭方式を採用した。K-10 はまた TVC やフレア等構造テスト用にも使われ、K-10 C と称されている。

第 5 図は搭載重量～最高高度と代表的飛しょう径路を示す。

III 単段式ロケット

単段式ロケットは歴史的には IX 計画として開始された。IX は inexpensive の略で安価な観測ロケットを目標とした研究計画であった。単段式で高性能のロケットをつくるには最適推力理論によれば発射時にできるだけ大きい推力で、ある速度に達した後は適度な推力を持続させ、高度が上がり空気密度が減少するにつれ再び推力が大となるような推力計画が望ましい。實際上単一エンジンで極端に大きな推力変化を持たせることは、種々の制約が大きい、いずれにせよ適度な推力、すなわち燃焼秒時をもたせることは必要不可欠で通常この秒時は 20~30 秒程度である。小型でこのような長燃焼秒時をもったモータを設計することは初期の技術からすると極めて難しいことであった。す

第4図 K-10 概略全体図

第5図(A) K-10 飛しょう径路

第5図(B) K-10 性能

なわち内面燃焼グレインを用いれば推薬は低燃速でなければならず、端面燃焼グレインであれば高燃速を必要とし、いずれも普通の線燃速 $5\sim 6\text{ mm/sec}$ 前後の推薬では満たされないものであったからである。IX計画の初期は経済性を重視し、塩化ビニール系推薬を用い、高燃速をねらったが安定した性能の推薬が得られず後にウレタン系で昭和38年に低燃速をねらう方針に切り換えられた。この時期はウレタン系推薬が実

用され始めて間もないころである。この年に気象庁が正式に気象ロケットの開発に着手、東大との協力態勢の下に PT-135 を経て MT-135 が翌年飛しょうの運びとなった。MT-135 はかつての K-6 相当の高度 $50\sim 60\text{ km}$ に達し、頂点付近で計器部を切離し、落下傘でこれを降下させつつレーダ・ゾンデで気温、風向、風速を測定するものである。当初は観測不成功例が多かったが徐々に改良を加え、43年4月にはアメリカ合

衆国ワロップス・ステーションでアークスとの比較観測を実施するまでに至り評価を高めた。

その後、切断後のモータをも落下傘で降下させるP型が作られ、これが気象庁の制式機として、岩手県三陸町陵里観測所からの定常観測に使われている。これに続き S-160 型が MT-135 のスケール・アップとして作られ、時折中間層 (mesosphere) 観測用に用いられている。これらは単段式ロケットの草分けとしての役割を果たしたわけであるが、現在は一般観測用としてはあまり用いられていないので、ここでは極地用とともに国内観測用としても需要の続くと思われる S-210 と S-310 の2機種についてやや詳しく述べることにする。

III-1 S-210

III-1-1 基本計画 極地におけるオーロラ等電離層観測用として高度 100 km 以上の上昇性能が要求された。これに対しブタジエン系推進剤を用い、モータ設計は MT-135 と同様にテーパ付き丸中子により設計し 210φ と外径を決めた。観測側の要望で燃焼後スピン・モータで 2 rps のスピンを与えることとした。

III-1-2 エンジン開発 推進剤は南極用として低温における物性が良いのでブタジエン系を開発、41年度以降数回地上燃焼で確認した。この結果 $I_{sp}=240 \text{ sec}$ $\epsilon_b=16.7 \text{ sec}$ を得た。

エンジン中子は燃焼秒時をかせぐためウェブをできるだけ厚くとり、ノズル側ではほぼスロート径と同直径となっている。侵食燃焼を考えテーパをつけているが、それでも燃焼終了時にはまずノズル側推進剤が焼失し、若干内圧が尾をひく形とし、極力有効燃焼秒時が大となるよう配慮してある。

燃焼室材料はクロム・モリブデン鋼、ノズル開口部はシリカ・ガラス繊維補強のフェノール樹脂のアプレーション材を用いている。

III-1-3 機体構成 第6図に機体概略図、第5表に諸元要目ならびにシーケンスを示す。尾翼はハニカム構造、エンジン外径は多少ポート・テイルにしてい

第5表 S-210 諸元要目と飛しょうシーケンス

項 目			数 値
全 長	mm		5,270
外 径	mm		210
重 量	kg		260
燃 焼 秒 時	sec		16.7
搭 載 重 量	kg		20
推 進 重 量	kg		150
飛しょうシーケンス			
燃 焼 終 了	sec		X+16.7
スピン・モータ点火	sec		X+45

る。エンジン上部は一對のスピン・モータがとりつけられ、その上が計器部、FRP の脱頭部となっている。観測器の他テレメータ、タイマ、レーダ・トランスポンダが搭載される。アンテナは抵抗係数を小さくするため、最初は胴体埋込式となっていたが、現在ではパターンを考慮し左右対称に機軸に対し斜めに棒状に伸びたホイップ・アンテナを採用している。

III-1-4 開発経過と性能 試験飛しょうは PT-210-1、2号機として昭和41年夏、42年春の2回行なわれたが、ともに燃焼終了付近で機体に異常を生じた。後、漁業問題で中絶したあいだ、この原因を究明した結果は空力弾性的横荷重倍率による影響が大であるということが中野助教授により指摘され、後に計器部とエンジン部のつぎ手部を補強し、機体精度をより厳重に管理することで次の S-210-1 の実験にのぞんだ。この飛しょうは昭和44年度夏に実施され、正常に飛しょうし、高度 108 km に達した。

4号機からのアンテナの変更などが比較的大きな改造点として挙げることができる。上昇性能は第7図に示す。南極においては、大気の違いから若干上昇性能が向上する。

III-2 S-310

III-2-1 基本計画 S-310 について述べる前に S-300 計画について一言ふれる必要がある。S-300 はほ

第6図 S-210 概略全体図

第7図 (A) S-210 飛しょう径路

第7図 (B) S-210 性能

はS-210計画と並行して進められた計画で、南極用大型単段式ロケットを目指すもので、S-210と製作会社を異にしたこともあり、幾分異なった基本設計が試みられた。たとえば、推進にポリブタジエン系が用いられ、推進グレイン形状設計にコンピュータを用いるなどの先行的試みは、衛星計画への間接的寄与でもあった。この第1回の飛しょうはPT-300の名の下で昭和41年秋に行なわれ、高度160 kmをマークした。しかしその後S-300の名の下に行なわれた3回の飛しょう中2回までも燃焼中に機体に異常が生じ、根本的な計画見直しのため中断した。その後極地における需要も差し当たりS-210で満されていたことと衛星計画が多忙となったことなどで、新たにこの計画を日産、

日油系列を製造担当とするS-310計画として再出発することに決めたのは、昭和48年度であった。したがってS-310の基本計画は目的としてはS-300のそれを受け継ぎ、基本方針としてはS-300の事故を繰り返さないこと、そのためにはS-300の事故解析からの教訓が不可欠であった。

結論的にいえばS-300の事故はピッチ・ロール共振が有力な原因であると推定された。そしてシミュレーション・プログラムを用い、強制スピンを与えたとき、重心の中心軸よりのずれ、尾翼の取付角誤差、あるいは機体の空的中のミスアライメントの共振点を通るときの様子を調べた。その代表的結果を第8図と第9図に示す。第8図は時間に対しピッチ振動数とロ

第8図 Pitch-Roll 干涉説明図

第9図 Max. Attack angle-Fin cant angle

ール振動数の変化をいくつかの異なる強制スピンの場合に対示したもので交点は共振点である。

第9図はこの共振点を通過する際に表われる最大迎角と強制ロールのための尾翼のひねり角との関係をいくつかの重心ズレ量をパラメタとして示した1例である。これらより以下のことが判明した。すなわち、

a) 機体精度の点を考慮すれば、この大きさのロケットでは共振点を通過しないように設計することは不可能である。

b) 尾翼のヒネリ角を大きくすると早期に共振点を通過するが、通過時の最大迎角は小である。

c) 共振点通過時の最大迎角の重心ズレに対する感度はひねり角が小であるほど大である。

ところで一方ピッチ・ロール共振にロック・インという現象がある。これは共振後、ロール周波数がピッチ周波数にひきづり込まれて共振状態が持続する現象でその結果きわめて大きな迎角をもつキモミ状態となり破壊にも至り得るものである。この現象は、単純な空力特性を仮定するかぎり、上記の重心ズレやミスアライメントが非常識に大きくないとシミュレーション上は起こり得ないけれども、実はある程度大きな迎角になるとピッチ運動によりロール・モーメントが誘起することが知られている。この影響は、この迎角の2乗以上の項を含む非線型空気力の推定が現状では困難なので、まだ量的に確かではないが、計測結果を整理するとS-300をはじめいくつかの機体について、実際ロック・インが起きていることから、極めて重要な役割をもっていると考えられる。そして、これが判然としない段階では極力大きな迎角を避ける設計が望ましいわけで、この結果 S-310 の尾翼ひねり角は各 0.15° とした。これによる共振周波数として約 2 rps を見込んで設計が進められた。

III-2-3 エンジン開発 S-310 エンジン是最適推力計画にそって初期に大推力をもち、それに続き低推力を持続させる型の二段推力を持つグレイン設計がなされた。燃焼実験は日産社内実験を含め、昭和48年より49年にかけて行なわれた。この意図は達せられたが、グレイン設計上ノズル側推薬が比較的早期に焼失するため弱い縦モードの内圧振動の発生をみた。これ

第10図 S-310 概略全体図

第11図 S-310-1 飛しょう径路

第6表 S-310 諸元要目と飛しょうシーケンス

項 目			数 値
全 長	mm		6,777
外 径	mm		310
重 量	kg		710
燃 焼 秒 時	sec		29
搭 載 重 量	kg		35
推 薬 重 量	kg		470
飛しょうシーケンス			
燃 焼 終 了	sec		X+29
デスピナ作動	sec		X+50

を除去する方策を試みたが現在のところ簡単で有効な方法がないので、このまま飛しょうに供している。これによる飛しょう中の振動加速度は最大 $5g$ (ピーク間) 程度と見込まれた。

III-2-3 機体構成 第10図に機体概略図、第6表は諸元要目を示す。尾翼はチタンの一枚板、計器部には観測に先立ちスピンを 1.3 rps に落す必要上ヨー・ヨー・デスピナを設けている。アンテナは K-9 M など同様のフック・アンテナである。

III-2-4 開発経過と性能 現在、50年1月に1号機が飛しょうしたのみであるが、高度 192 km に達し、ほぼ昔の K-8 級の性能を有することが確認された。懸念していたエンジン振動もこの飛しょうに関するかぎり問題となるような徴候は見当たらなかった。また共振点通過の際発生した最大横加速度は $1.3g$ であった。第11図は1号機の実飛しょう径路を示す。この機体は更に50年度夏期に2号機を打上げその結果をみて次回の南極越冬において用いられる予定となっている。