

## S-500 型 ロケット 計画

野村民也\*・松尾弘毅\*・雛田元紀\*

### Single Stage Sounding Rocket S-500

Tamiya NOMURA\*, Hiroki MATSUO\* and Motoki HINADA\*

**Abstract:** A single stage sounding rocket S-500 is under development by Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo. It will cover 200–400 km altitude range as a substitute for the current K-9M and K-10 rockets. It can reach 350 km altitude with 100 kg net payload. The launch weight is about 2100 kg and the total length is 7.8 m. The first flight is scheduled in early 1980.

**要旨:** 東京大学宇宙航空研究所では、単段式の観測ロケット S-500 型の開発を進めている。これは従来の K-9 M, K-10 型の代替機となるもので、高度 350 km に 100 kg のネットペイロードを打ち上げることが可能である。現在 54 年度冬期の初飛行を目標としており、完成のあかつきには南極での使用も期待できる。

#### 1. はじめに

現在、東京大学宇宙航空研究所は、S-210, S-310, K-9 M, K-10, L-3H の 5 機種 of 観測ロケットを保有している。これらの機種を観測目的に応じて使い分けることによって、広範な高度領域をカバーすることが可能であるが、新顔の S-310 を除いては、すべて開発後 10 年以上を経過しており、近年のロケット技術の発展を考えると、性能的にはいささか不満足な点があるのも事実である。

S-500 (仮称) は、K-9M, K-10 の守備範囲である高度 200–400 km を目標とし、単段でこれを実現しようとするもので、完成のあかつきには K-9M, K-10 の代替機として活躍が期待される。昨年初めより基本設計に入り、53 年度末の地上燃焼試験、54 年度冬実験での初飛行を目標として詳細設計を進めているが、以下に現状を報告する。

---

\* 東京大学宇宙航空研究所. Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo, 6-1, Komaba 4-chome, Meguro-ku, Tokyo 153.

## 2. 基本方針

- (1) K-9M の代替機
- (2) 有効ペイロード (net payload) 100 kg, 最高高度 350 km
- (3) 広範なペイロード領域に対する適応性
- (4) 単段式
- (5) 直径 500 mm

上の (1)―(5) の基本方針に従い、次の基準重量が与えられた。

全備重量: 2100 kg

推進剤重量: 1500 kg

構造重量: 400 kg

頭胴部重量: 200 kg

(1), (2) は、現在もっとも使用頻度の高い K-9M を目標とする意であるが、(3) はミッションに応じてペイロードおよび到達高度を容易に変化させ得ること (たとえば現在の K-10 の領域)、具体的には全機の飛しょう安定性を損なうことなくペイロード部を容易に変更し得ることである。K-9M の 50 kg に対してペイロードの目標値を 100 kg としたのは、能力の向上と同時に設計上の余裕の意味もある。(4) は推進剤性能の向上と、さきの S-310 の成功により飛しょう安定の問題に解決が得られたことに基づいているが、単段式であることはオペレーション上、特に落下点に関して大変な利点である。(5) は若干、任意性のある要素であるが、ペイロードに対して十分な基部面積を確保することと、S-310 からの連続な発展という観点からこのように定めた。以上の他に、この機体は、S-210, S-310 同様に将来は南極基地での打ち上げが予想される。ただ、現時点では、南極基地の将来計画が確定していないので、推進剤の低温時性と輸送上あまり寸法が長くならない程度の配慮にとどめた。

## 3. 全機形状

S-500 の全機形状は、図 1 に示す通りで、標準機で全長 7.8 m, 重量 2.1 t である。標準機ではペイロード部全長が 2.08 m で、下から基本計器 (CI) 部, 平行部, 開頭部となる。特に大ペイロードを搭載する必要がある場合には平行部を延長してこれにあて、CI 部および開頭部は変更しないものとする。ほかにモジュール化した姿勢制御装置および回収装

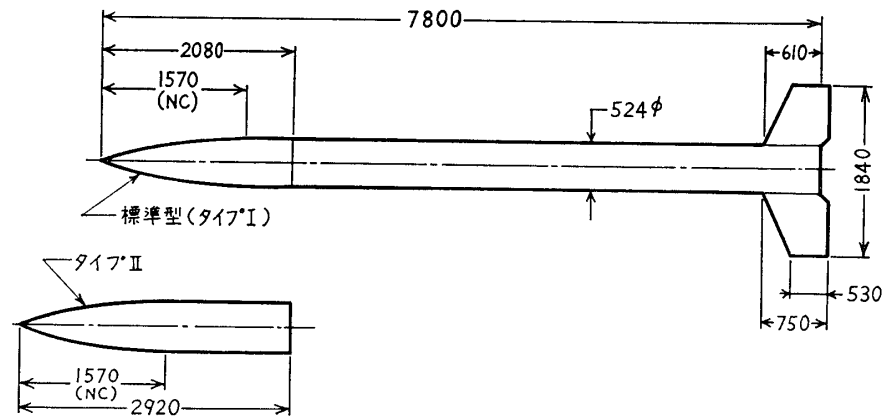


図 1 S-500 の形状

Fig. 1. Configuration of S-500 rocket.

置をオプションで装置する予定であり，その場合はタイプ2のようになる。

#### 4. モーター

推進系の設計はほぼ最終段階にあり，その過程でシステム解析の要請する推力プログラミング (Tsuda *et al.*, 1977) を忠実に実現する努力が最大限に払われた。初期内圧ピークを抑えつつ，推薬充填率を高める努力の過程で，モーター直径は基本方針 (5) より若干大きくなった。設計上の特徴は，ほぼ以下のようなものである。

(1) 推薬グレイン：M ロケット 1 段目ブースターで実績のある高比推力，高密度，低燃速型推薬の直てん型式を採用する。内孔形状は多少凝った構成になっていて，ペリメータの大きい前部クローバ型断面部が初期の高推力レベルを，中心円筒部および後部円錐型内孔が後半の低推力レベルを保証する。薬量は 1510 kg と基本方針に沿うが，グレインの設計上，ライニング材が約 40 kg と多少重いのは止むを得ない。

(2) ノズル：開口比を 9 と大きく採って，飛しょう中の実効推力，比推力の向上を図りながら高性能アブレーション材（高圧成型 GFRP, CFRP）とベル型形状の採用により約 30 kg と軽量になる見込みである。

(3) チャンバー：超高張力鋼 ( $\sigma_y = 120 \text{ kg/cm}^2$ ) 製で，前後の鏡板継手部はそれぞれ，中子を抜くためと，埋没型ノズルを取り付けるのに必要な最小径とし，軽量化 ( $\sim 190 \text{ kg}$ ) と機体強化を図る。

その可能性が指摘されている低温環境でのグレインの熱応力破壊の問題と内圧振動の問題については今後なお検討を要するが，モデルによる環境試験，シミュレーションモーター

の燃焼試験等を通じて解決してゆく方針である。

### 5. 飛しょう性能

S-500 の予想性能は、図 2 に示す通りである。高度 250 km に 350 kg の総合ペイロード (gross payload) を、高度 350 km に同 200 kg を運ぶことができる。

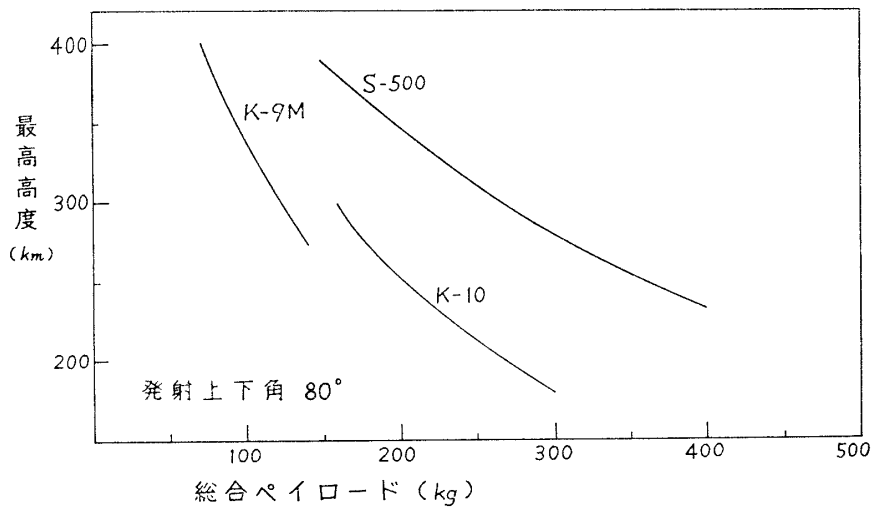


図 2 S-500 の性能

Fig. 2. Performance of S-500 rocket.

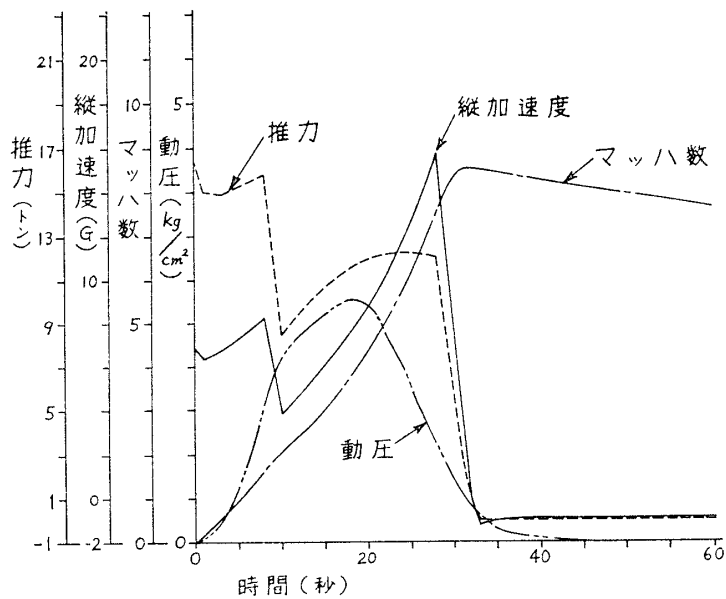


図 3 S-500 の飛しょう環境

Fig. 3. Velocity, acceleration, dynamic pressure, thrust vs time.

ここで総合ペイロードとは、モータ部から先の全重量、いわゆる頭胴部重量で、従来の経験から、このうち約半分が有効ペイロード、即ち計器重量と考えてよい。

飛しょう環境は図3に示す通りである。4節で述べた推力パターンを使用することによって、S-310に比べて最高速度は30%増となっているにもかかわらず、最高動圧は20%減におさえられている。

飛しょう体の安定は、S-310同様に尾翼とスピンの併用によるものとする。すなわち、尾翼を合計 $0.7^\circ$ 程度傾けることによって機体にスピンを与え、ピッチロール共振による姿勢の乱れを防ぐ方式を採る。最終的には2.7 Hz程度のスピンになるが、観測側からの要求によっては、ヨーヨーデスピナーによって適当なスピン数にまで下げることが可能である。

## 6. 今後の問題点

これまではモータの設計を中心に進めてきて一応の目途を得たわけであるが、尾翼等の構造については今後の検討課題である。特に速度増加による空力加熱の増大に対する対策が問題で、現在いくつかの案について検討中である。また、ランチャー等の支援施設についても、これを機会に従来の経験を生かして作業性にすぐれたものを設計する必要がある。

## 文 献

TSUDA, S., MATSUO, H., NAKANO, Y. and KOHNO, M. (1977): Optimum thrust programming of a single stage solid rocket. Proceedings of the Twelfth International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, 567-571.

(1978年6月10日受理)