

第 12 図 K-8 型 7 号機

じ.

発音弾は 0.3 kg×4
0.6 kg×2 } のコンビネーションとし
1.0 kg×2 }

最低 30 km, 最高 65 km の高度内に順次に出す. 65 km は電離層観測との干渉をさけるためにきめた.

5月20日に最終設計会議を開き, 飛しょう schedule をきめる.

全 長 11,016 mm
重 量 1558.6 kg
メイン長さ 5215 mm
計測器長さ 2055 mm
メイン重量 341 kg
搭 載 量 54 kg

飛しょう時日 11:42 JST.

昭和36年7月21日

発射角 80°

高 度 160 km

水平距離 260 km

飛しょう秒時 410 秒

開頭は 75.6 秒に確認され, 発音弾は機体に装着された発光検出器 (photo transistor) によって全弾確認された.

電離層・気温・風の同一ロケットによる観測は計画通り行なわれ, COSPAR 7月観測旬間の参加が成立した.

K-8 型中本機は全長最も長く, また payload も 54 kg で最も重かった. K-8 型 1号より7号までの飛しょう実験結果を第 1 表に示す. (1961年8月28日受理)

第 1 表

飛しょう日	ロケット称	発射時刻	発射角度	最高高度	水平飛しょう距離	全飛しょう時間	搭載量	機 体	テレメータ	レーダ	ドマップ	計測, 観測項目	備 考
		Time	(deg.)	(km)	(km)	(sec)	(kg)						
1 1960. 7. 11	K-8-1	13: 24	73	150			34.4	○	△	△		性能テスト	
2 1960. 7. 17	K-8-2	13: 11	78	182	342	413	42	○	○	○		性能テスト・電離層	
3 1960. 9. 22	K-8-3	15: 32	80	200	270	440	34	○	○	○		電離層・宇宙線	COSPAR 世界ロケット旬間参加
4 1960. 9. 26	K-8-4	20: 25	78	185	270	433	34	○	○	○		電離層・宇宙線	夜間実験
5 1961. 3. 27	K-8-5	13: 08	79	170	250	419	48	○	○	○	○	電離層・大気光	
6 1961. 4. 18	K-8-6	21: 27	80	144	323	376	48	○	○	○	○	電離層・大気光	COSPAR 世界ロケット旬間参加 夜間実験
7 1961. 7. 21	K-8-7	11: 42	80	160	260	410	54	○	○	○	○	電離層・気温・風	COSPAR 世界ロケット旬間参加

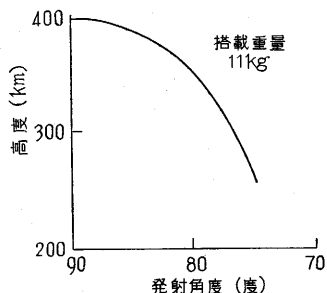
カ ヱ パ 9 型 について

糸 川 英 夫

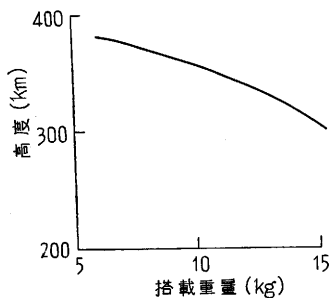
1. 要 約

カ ヱ パ 9 型 (K-9 型) ロケットは日本で最初の 3 段式観測ロケットで固体推進を使用し, 発射角 80° のとき, payload 12 kg で高度 350 km に達する. 現在の秋田実験場では日本海の広さの制限から高度を 350 km に制限

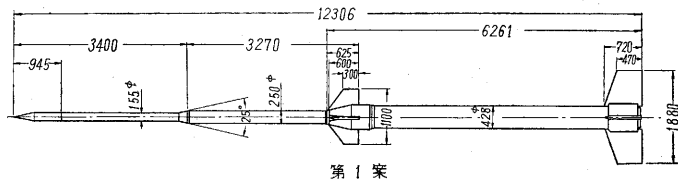
しているが, 太平洋実験場が完成すれば, 同一条件で 400 km 以上に達する性能をもっている. payload は K-6 型と同一で, K-8 の 40~50 kg より少ないが, 高度性能が優れているので, 300 km 以上の観測に用いられるべきものである. 第 1 図に発射角と高度, 第 2 図



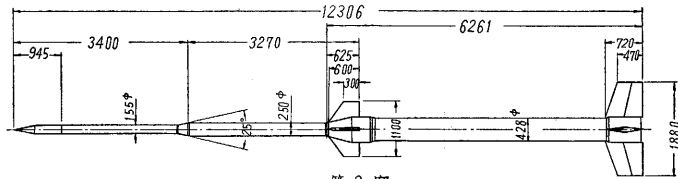
第1図 K-9Lの発射角度～到達高度



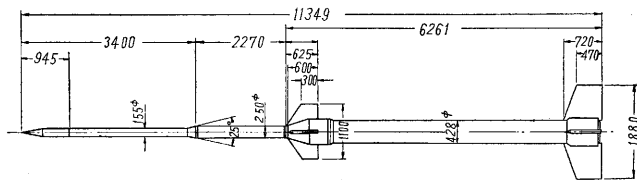
第2図 K-9Lの搭載重量～到達高度(発射角度 80°)



第1案



第2案



第3案

第3図 K-9型概案図

に payload と高度を示す。

2. 計画と推移

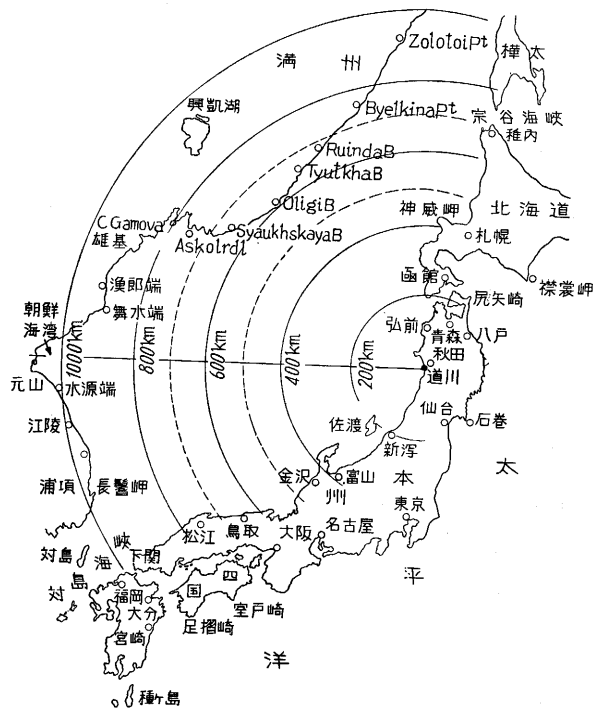
K-9 型の flight test は昭和36年4月1日に行なわれたが、計画が開始されたのは昭和34年1~2月ころからで、420B エンジンの計画と平行して開始された。別章のように、420 エンジンは、245 と組み合わせて2段式、K-6型と組み合わせて3段式ロケットを構成するように計画されたのであるから、420 の歴史はそのままK-9 型の歴史である。

計画がやや具体的な設計の形をとったのは、K-7型およびK-8D型の flight test が終了した直後で、35年4月には420にK-6型およびK-6H型を組み合わせて第3図第1, 2, 3案が提出された。

カッパ9型の技術的問題点

K-9型は、日本では初めての3段式ロケットで、3段式であるために、以下のような未知の問題にぶつかった。

(i) 高度性能が300 km をこえるために、第3段目ロケットの落下点が、ソ連領または北朝鮮にいちじるしく近接するおそれがある。第4図に秋田実験場よりの距離を示してあるが、左右の dispersion が $\pm 40^\circ$ であるとき800 km 以上の range は無理である。実際にはこの他にいわゆる季ラインに対する考慮もあり、K-9型に対する理想的処置は発射場を太平洋に移すことである。このために、北海道から九州南端までの海岸および海洋の調査が開始され、昭和36年4月に鹿児島県大隈



第4図 実験場よりの対岸距離略図

半島の内之浦町に新実験場を設置することがきまった。

しかしながら、鹿児島実験場建設には1ないし2年の時間が必要であり、この time schedule を考慮して、最初の K-9 型は性能を理想案より落として日本海 range に適するように性能低下させることになった。

これを K-9L型(LはLowerの意)と名づけ、秋田実験場で発射される K-9 型はすべて K-9L とする。

(ii) 2 段目エンジンの b.o は高度にして、すでに 30 km 近い高空により、空気密度は小さいので、第 3 段目のエンジン燃焼は、大体において空気がないところで行なわれると考えねばならぬ。したがって第 3 段目のロケットの安定については、空力的安定法にあまり現われなくなる。

(iii) 3 段目のエンジン b.o 時の速度は、最初 2900 m/sec と予想され、Mach 10 をこす hypersonic speed であるので、通常の尾翼の形状での効率がいちじるしく低下することを考慮しなければならない。

(iv) 3 段目のロケットは 1 段、2 段ロケットの boost up によってかなり高速で空気層を貫くので、この間に空力加熱で温度上昇し、これが 3 段目エンジン内の推薬に影響をおよぼすおそれがある。

(v) 二つのブースタを相ついで 2 回にわたって切断する必要があり、空気抵抗切断法は原則として使用できない。K-8 型系の火薬切断にしても、2~3 段の結合には新しい工夫が必要で、また切断時間が極めて長時間にわたるために、delayed igniter 方式について特に検討の必要がある。

(vi) ロケットの全長が 12 m をこえ、全重量も 1.5 トンくらいになるので、空力弾性振動不安定がおきるおそれがあり、これに対策がいる。などで昭和 35 年 4 月から昭和 36 年 4 月 1 日の flight test まで 1 年間はこれらの問題の対策とその試験に費された。

(ii), (iii) に対して、drag-cone の採用と、spin 安定法が研究され、最終的には、テレメータアンテナの支持物をかねた小さい尾翼と、drag-cone と spin が併用されて問題を解決した。

昭和 35 年 12 月には秋田実験場で、このための小型ロケットによる飛しょう試験が行なわれ、spin 技術の資料を得た。K-9 型の第 3 段目につけられた spin は 7 cps 程度のものである。

spin は第 2 段目エンジン燃料中から spin-nozzle によってかけ始め、第 3 段目でさらに再度 spin-nozzle で spin をかける方式がとられた。

(v) については破壊板式と火薬式を組み合わせた新しい型の結合切断法が考案され、昭和 36 年 3 月に地上テストを終了し、作動を確認した。

(vi) については、昭和 35 年 12 月に小型ロケットによる flutter test を行ない、K-9 型 configuration の安

全さを確認した。(iv) については ablation 法を採用しフェノール樹脂による耐熱法を研究し、昭和 36 年 2 月に完成した。

3. 設計と性能

第 5 図案が最終的にきまった K-9L 号機の設計で、メインロケットの全長を極力短くするために、レーダ・トランスポンダをのせず、これを第 2 段目に搭載した。一つの理由は秋田レーダ系が K-6 型時代のもので直距離が K-9 型クラスのもの track できぬ事情もあった。

このため K-9L-1 の flight information はまったくテレメータのみに頼ることになり、もっぱら機体、エンジンの飛しょう性能に目的を focus させた。

全長	12,509 mm	全重量	1566 kg
第 1 ブースタ長さ	6261 mm	重量	1188 kg
第 2 ブースタ長さ	3446 mm	重量	280 kg
メインロケット長さ	3420 mm	重量	98 kg
第 1 段最高速度	900 m/s	高度	5.5 km
第 2 段最高速度	1600 m/s	高度	26 km
第 3 段最高速度	2750 m/s	高度	44 km
最大加速度	32.3 g	最大減速度	-4.3 g
re-entry 減速度	-35 g		
第 1 ブースタ切断	X+17 sec		
第 2 ブースタ ig.	X+30 sec		
第 2 ブースタ切断	X+40.5 sec		
メインロケット ig.	X+44.0 sec		
搭載品	加速、減速度計・横加速度計・温度計 テレメータ第 1 送信機 テレメータ第 2 送信機		

4. 飛しょう試験とその結果

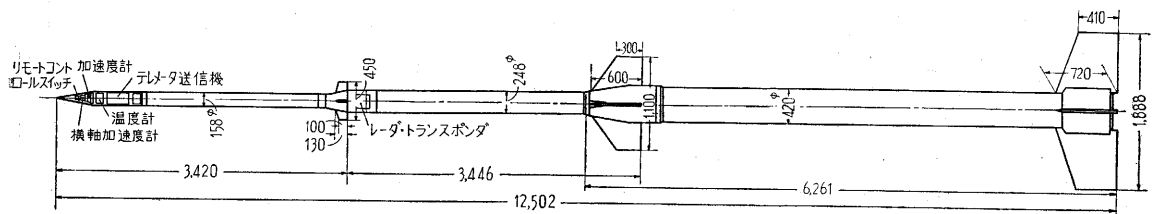
飛しょう時日 昭和 36 年 4 月 1 日, 12: 25 JST.
 発射角 80° 地上風 WSW 4 m/s 気温 13°C
 最高高度 350 km 水平距離 600 km
 飛しょう時間 630 sec spin rate 9 cps

機体は極めて正常にとび、エンジン 3 個の点火、燃焼も正常に行なわれ、切断も計画通りに行なわれた。テレメータは 510 秒まで動作した。

測定された機体表面の温度は頭部で 170°C、尾翼で 250° であった。

K-9 型は元来 2 機が要求され、1 号機でメインロケットをダミーにしたものを行ない、2 号機で、3 段式のテストをする計画であったが、予算制約から、いきなり 1 号機の 3 段式のテストを行なったものであるが、この 1 機で test flight を完全に終了することができたのである。

(1961 年 8 月 28 日受理)



第 5 図 K-9L-1 号機