

カ ッ パ 6 H 型 について

糸 川 英 夫

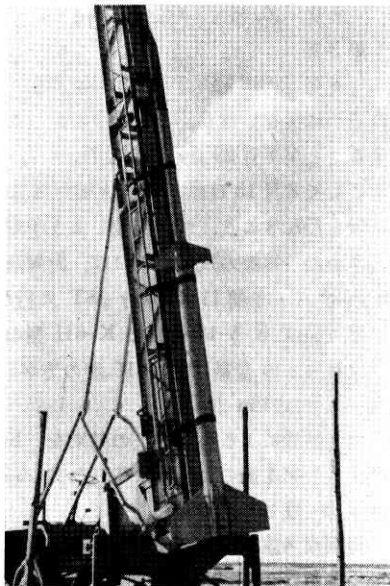
1. カッパ6H型の構想

カッパ6H型(K-6H型)はK-6型の性能向上機、あるいは改良型ともいふべき観測ロケットで、HはHigherのイニシアルをとったものである。

端的にいって、性能向上はブースタ(245B)の実質的な長さを約50%増加することによって行なわれたのであるが、そのねらいは幾つもある。いわば一石三鳥をねらったプランであった。

K-6型は前報告に述べられたように、1GY中日本の観測ロケットとして使用され、観測ロケットとしては実用化の段階を卒業した手なれた完成されたロケットである。

別項のように研究班の主力は次期の観測ロケットK-8型の研究に



カッパ6H型

注がれたのであったが、いつも先へ先へと、新しい観測ロケットを追うと同時に、古きを温める、という気持ちですでに完成されているロケットのrefinementや改良をおろそかにすべきでない、という考え方がK-6H型の推進力になった。そして、この考え方はK-6H型の完成によって、今後、研究班のゆき方に、一つの前例となり、K-8型に対するK-8H型を、K-9型に対するK-9H型を生み出す機縁となった。

K-6H型の構想が立てられ始めたのは、昭和34年(1959)早々、1月~2月ころで、具体的なきっかけになったのは下記のような事情である。

- (1) 気温・風観測に発音弾法を使用するときは、発音の位置を正確にするために、DOVAPの併用が望ましいという意見が、1958年12月に来秋したDr. Stroud, Dr. Nordbergによって述べられ、DOVAP

トランスポンダ搭載のためにK-6型のpayloadをもう少し増す必要が生じた。

- (2) 別項のように研究中だった420Bエンジンと組み合わせるべき、第2段ロケットにK-6型のブースタを使用する場合、エンジン部の長さがもう少し長い方が設計がbetterになる。
- (3) 420Bと組み合わせることができる3段式ロケットを考えると、K-6型よりブースタ長の長いものが設計がよくなる。
- (4) K-6型に使用された推進薬よりも性能のよい固体コンポジット推進薬が研究完了しているので、この際この推進薬を実用化した。

以上の要請から、K-6型のブースタ245Bの長さを増し、推進薬を変える案が浮かんでくる。これにさらに構造重量の軽減をはかって、K-6型改良機としようとする構想がこうして浮かび上がった。

元来、性能向上は

- (i) 高度の増大
- (ii) 搭載量(payload)の増加
- (iii) 観測ロケットとしての実用性の改善

の三つにしばれるが、以上の方針の採用によって、このおのおのがみたまされるはずで、目標額はK-6型と比べて下のようなものであった。

| | | |
|------------|--------------|---------------|
| 高度(80°発射角) | K-6 60 km | K-6H 85 km |
| 搭 載 量 | 7 kg | 12 kg |

後述のようにflight testの結果、この目標にK-6H型が達していることが判明した。

2. 計画と設計

構想を具体化して計画と設計が開始されたのは昭和35年3月中旬で、その主眼点は下記の通りであった。

- (i) ブースタの有効長を1m増す。
- (ii) メインロケットの計器部の長さをDOVAPトランスポンダ搭載のため250mm~320mm程度伸ばす。
- (iii) メインロケットの全重量は、空力弾性の点から90kgをこさないこと。
- (iv) 構造重量の軽減策を構ずる。

K-6H型の飛しょう試験期日は3月中旬現在では、同年(昭和35年)7月が予定されたが、7月には電気学会が北海道で開催され、研究班の主要メンバーが多数これ

に参加することが予定されていたので、2カ月おくらせて同年9月に、K-6-18号機、K-8-3、4号機とともに飛しょうテストを行なうことをきめた。

K-6H型の構想を最初に立てた昭和35年1~2月ごろには、第1四半期をねらい、6月案があり、東京で開催された、第1回国際ロケット航宙学シンポジウムにコネクトして、外国からのゲストを招待する案があった。これはしかし実際には、国際シンポジウムのスケジュールとの調整が難しく、前述のようにとりやめになった。しかしながら、将来、なんらかのチャンスに、国際シンポジウムとコネクトして海外からのゲストを飛しょう試験に招待する計画は実現したらよいと考えられる。

K-6H型はK-6型の改造機とはいえ、ある意味では新機種の観測ロケットであるから、そのテストフライトとしては当然2機ないし4機が考えられるのであるが、予算の制約と、もう一つは多数回のflightでreliabilityの極めて高いK-6型に対する信用感から、test flightとして僅か1機が試作された。いわば一発必中をねらったわけである。

その上、test flight→観測機とゆくステップをカットして、test flight第1号機を同時に観測機として用いるというかなり思い切った計画がたてられた。

観測対象として気温・風が選ばれたのは当然で、元来K-6H型は、発音弾法による気温・風観測を完ぺきにするために浮かんできた観測ロケットである。

発音弾は、前年、すなわち昭和34年3月に気温・風の第6、7回観測を行なったK-6-TW-6、7号機では5個であったのを、K-6H型ではさらに1個増して、6個とし、軸対称的に頭部に装備する。

K-6H型の性能向上機としての成果を明確に得るために、同じ時期に標準型のK-6型に同一の装備をしたものを製作し飛しょうさせることとした。K-6-18号機がこれである。

頭部の6個の発音弾との射出時間をきめるタイマーはK-6-18号とK-6H型はまったく同一である。ただしDOVAPトランスポンダはK-6H型のみを搭載されて、比較相手のK-6-18号機にはのせていない。

設計会議は昭和35年3月19日から7月23日まで繰り返された。設計会議の討議の中心は搭載すべき発音弾の数とその搭載方式で、まず3月19日の第1回会合では、発音弾の数を前通り5個にする案(前田)と、米国NASA方式に近くするために、8~9個に増す案(糸川)が出され、具体的な図面をかいてみるようになった。

この検討の結果、4月15日および26日の2回の会合では

第1案

6発 $(0.3\text{ kg} \times 3) + (0.7\text{ kg} \times 3)$ 並列装備

第2案

8発 $(0.3\text{ kg} \times 4) + (0.7\text{ kg} \times 4)$ 直列、並列式

第3案

6発 $(0.3\text{ kg} \times 3) + (0.6\text{ kg} \times 3)$ 並列式

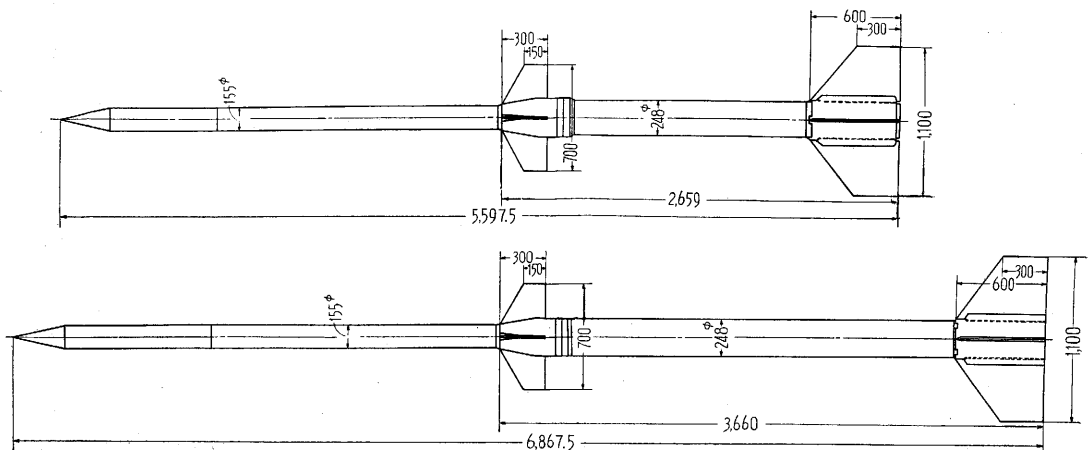
の三つに案をしばり、これを図面化した上第3案を採用することが7月23日に決定した。

ここで8月15日に、昭和火薬戸塚工場で発音弾射出試験を行なうこと、および飛しょう予定日を9月29日ときめた(実際の飛しょう日は、計画通りに昭和35年9月29日・午前11時46分JSTに行なわれた)。

第1図はK-6-18号機とK-6H型の比較図で、メインロケットの全長はK-6H型の方が270mm長く、ブースタは1m長い。

性能推算による性能向上の効果をも、K-6-18号機と比較すると第1表のようになる(ただし両者ともに発射角度は80度とした場合)。

特別な考慮が性能向上による速度増加のため増大する空力加熱および空力弾性の危険増大に対して払われ、万全の策がたてられた。



第1図 上: K-6-18 下: K-6H-1

第 1 表

| | K-6-18 | K-6H |
|---------------|----------|----------|
| ブースタ b.o. の速度 | 730 m/s | 905 m/s |
| メイン b.o. の速度 | 1370 m/s | 1455 m/s |
| メイン b.o. の高度 | 11.5 km | 14.9 km |
| 飛しょう時間 | 84 sec | 95 sec |
| 最高高度 | 52 km | 82 km |

3. 飛しょう試験

K-6H-1 の飛しょうは TW-9 号として昭和 35 年 9 月 29 日 JST 11 時 46 分、秋田実験場で発射角 78 度で行なわれた。

これに先立って比較機 K-6-18 は TW-8 号として同年 9 月 17 日 JST 11 時 50 分・発射角度 80 度で行なわれた。

飛しょう条件は

| | K-6-18 | K-6H-1 |
|------------|---------------------|-------------|
| 全 長 (mm) | 5598 | 6867 |
| 全備重量 (kg) | { 2 段 263 1 段 83 | { 330 89 |
| 燃焼秒時 (sec) | 9.25/5.6 | 9.25/5.6 |
| 搭 載 量 (kg) | 8.3 | 11.5 |

飛しょう試験レーダによる観測結果は

| | K-6-18 | K-6H-1 |
|--------|----------|-------------|
| 発 射 角 | 80° | 78° |
| 地 上 風 | N. 2 m/s | N. E. 2 m/s |
| 最高高度 | 46.5 km | 69 km |
| 水平距離 | 53 km | 88 km |
| 飛しょう秒時 | 228 sec | 270 sec |

気温・風観測の結果については別章を参照されたい。

4. カップ 6 H 型の性能

前表のように K-6H-1 の 78 度発射角時の高度は 69 km であった。性能計算より 78 度と 80 度の高度差 5 km を加えると、推定、80 度発射角高度は 69+5=74 km となる。

一方、同一発音弾を搭載した K-6-18 の 80 度発射角の高度は 46.5 km で、K-6 型の従来の記録 60 km より 60-46.5=13.5 km

だけ低い。この差は N 2 m/sec の風にもよるが、主として、発音弾の射出に伴う機体の姿勢変化による抵抗増加によるものと考えられる。

したがって、発音弾射出による高度低下は少なくとも 11 km あると推定される（この推定は、発音弾の地上射出テストの映画でも裏書きされる）。

したがって K-6H 型の標準性能（80 度角）は高度 69 km+11 km+5 km=85 km

と推定される。

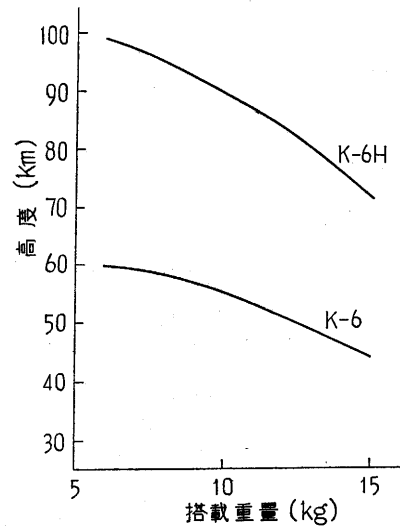
この値は K-6H-2 を飛しょうさせて確かめる必要があるが、現在までにまだその機会はない。

K-6H 型は一回しか飛しょうしていないが、十分な reliability と安定さをもち、K-6 型より一段すぐれた観測ロケットであると結論される。

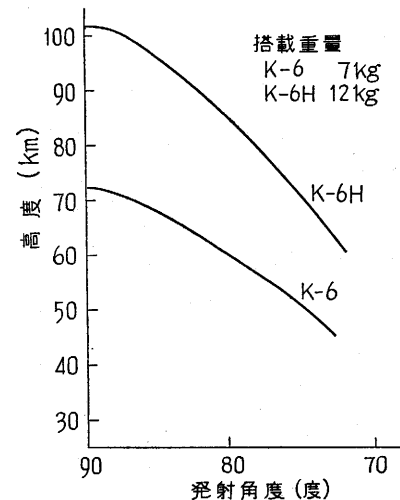
その payload は 80 度角で 85 km 高度の場合 12 kg である。

第 2 図、第 3 図に K-6 型および K-6H 型の発射角に対する高度および payload 高度の推定値を示す。

(1961 年 8 月 28 日受理)



第 2 図 K-6, K-6H の搭載重量一到達高度 (発射角度 80°)



第 3 図 K6, K-6H の発射角度一到達高度