

第9図 K-8 D 型

時 3 分

発射角: 80 度

気 温: 11°C

地上風: E 3 m/sec

雲 高: 1100 m

この飛しょう試験によってエンジンの燃焼は完全に計画通り行なわれたことが DOVAP の記録から確認されたが、機体の一部がエンジン燃焼後損傷したらしいことが、テレメータおよびレーダの結果から推測された。

11 月には K-7 型として 2 機が製作されたが、K-7-1 号機のテストの結果、エンジンはよいとして、機体の後部、特に尾翼まわりに改造を要することが明らかになったので、K-7-2 号機の飛しょうはとりやめ、これを K-8D 型に改造してテストすることになった。

7. カ ッ パ 8 D 型

K-8D 型は propulsion system からみれば、K-7 と同一で、420 エンジン 1 個をもつ。しかしその外形は第 9 図に示すように K-8 型と同じである。K-8D 型は K-8 型の第 2 段ロケット 245H の推葉の代わりに同一重量物を入れたダミーを先端につけた 1 段式ロケットで、実質的に K-8 型のブースタステージを現出するもので

ある。

第 2 段目 245H ダミーは 1 段目から切り離さないで 1 段式である。エンジンは 420B で K-7 型と同一であるが、K-7 型の flight test の結果、尾翼まわりに主として空力加熱対策と、構造に少しの変更が施された。

搭載品は K-7 型と同様で、

加速度計 歪 計

減速度計 テレメータ送信機

横加速度計 レーダ・トランスポンダ

温度計 DOVAP トランスポンダ

その総重量は 17.6 kg である。

全長=10,119 mm

外径=420 mm

重量=1471.4 kg

最大速度=1013 m/sec

最大加速度=9.2 g

減速度=-5.6 g

飛しょう試験は昭和 35 年 3 月 28 日、JST 15 時 32 分 発射角 65° で行なわれ、計画通りの成果を得て、ここに K-8 型への道が開かれた。(1961 年 8 月 28 日受理)

カ ッ パ 8 型 について

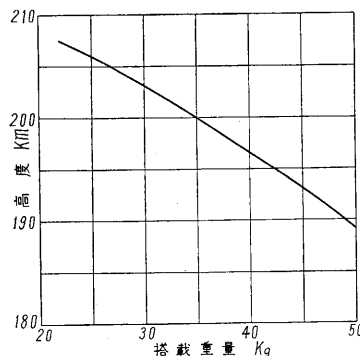
糸 川 英 夫

1. 要 約

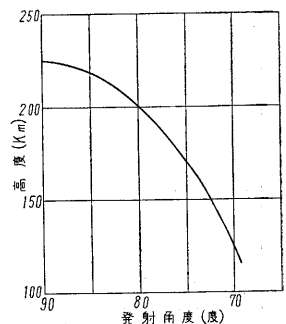
カッパ 8 型 (K-8 型) は K-6 型および K-6H 型について昭和 35 年に完成した日本の観測ロケットで 40~50 kg の payload で 80 度発射角のとき、200 km の高度に達する性能をもっている(第 1, 2 図)。全長 10~11 m, 全重量 1.4~1.5 ton で観測ロケットとしては中型級で、極めて安定性よく 100% の信頼性をもっている。K-6 型よりは改良された固体推葉を使用している。

2. 計画の推移

K-8 型は新しく開発された 420B エンジンを第 1 段として、これに第 2 段として K-



第 1 図 K-8 型の搭載重量一到達高度 (80° 発射)



第 2 図 K-8 型の発射角度一到達高度 (payload 35 kg)

6H型のブースタ 245H をつけた 2 段式ロケットで、420 エンジンの項に述べたように、420 が元来 245H につけるべき最適ブースタとして選ばれたものであるから K-8 型は 420 エンジン完成の帰結として自然に生まれた。その最初の flight test は昭和 35 年 7 月であったが、ここに到る大きな mile-stone は

昭和 34 年 11 月 K-7 型 flight (420 エンジンのテスト)

昭和 35 年 2 月 K-8D 型のモデルテスト

昭和 35 年 3 月 K-8D 型 (2 段目をダミーにしたもの) flight

昭和 35 年 7 月 K-8-1 号機 flight

で、大きな step は 4 カ月ごとにきられている。

K-8 型の名で最初に行なわれた設計会議は昭和 34 年 4 月 24 日で、K-7 型が完成したのちに K-8 型および K-9 型をいかに develop するかが議せられた。

中心的な議題は、K-8 型が観測ロケットとして、どういう function をもち得るか、すなわち宇宙物理のどの部門に活躍するかであった。

4 月 24 日の設計会議で K-8 型はまず電離層観測に使うという本針が定まった。

そこで 1 号機および 2 号機には、加速度計 (X_1)、減速度計 (X_2)、横方向加速度計 (Y)、温度計 (T)、歪計 (σ) をのせて flight test を行ない、3 号機・4 号機を電離層観測にあてるとし、電離層観測用には probe 法が使われるため、頭部を大気圏外で開頭する設計を行なうことになった。

当時の K-8 型はブースタ径がまだきまっておらず、420 の optimum design survey の最中であったが、booster dia の決定をまつことなく、すでに instrumentation project を平行してスタートしている。ブースタは一応径を 400 として計画をすすめる。(後に前述のように 420 ときまった。)

昭和 34 年 5 月 20 日の ROKK でこの計画はさらに refine されるとともに、test flight 2 機を 1 機とし、2 号機から観測機として使用することがきまった。(これは optimistic な計画であるが、のちに K-8 型の test flight は 1 機で完了することになり、optimistic な計画は幸いにしてなり立った。)

この ROKK の会議で K-8 型を使用する観測項目として下記があげられた。

第 1 位 イオン密度

気温・風 (発音弾・チャフ)

第 2 位 フェラデーローテーション・Sodium vapor

第 3 位 地磁気・電場・X-ray

34 年 7 月 13 日に K-8-1 設計会議が開かれ、K-8-1 の test flight 機にチャフのをせる案 (混載案) が検討された。レーダ・トランスポンダの両側にチャフボックス

をおき側方に出させる案で、チャフ用タイマーも研究された。なお、電離層イオン密度観測のために、高度 110 km 付近でロケットの速度をできるだけ落としてほしいとの希望が電離層側から出されている。

昭和 34 年 7 月 17 日、K-8-2 の設計会議が開かれ、イオンプローブの装着法、開頭方式、アスペクト計 (ロケット姿勢計) が検討された。

イオンプローブに対する速度の影響、spin の影響、機体の姿勢の影響が議論された。またトラポン用アンテナは、プローブに対する電場干渉のおそれありとして、角型をやめ、尾翼に shift させた。

開頭の高度は 60 km 以上として、切断には火薬を用いない希望が出された。

姿勢計 (Aspect meter) としては photo-transistor を 5 個並べて sun-reference の aspect をとる方針をたて、これにテレメータ 2 チャンネルをあてる。photo-transistor と並行して、ジャイロによる姿勢計も考慮する。

なお K-8-2 は、K-8-1 をもって、test flight を終了しない case をあらかじめ考慮して、flight test instrument も用意することがきまった。

さらに昭和 34 年 7 月 25 日につづけて設計会議を開き、7 月中にはほぼプローブ搭載の設計方針が確立した (観測飛しょうはちょうど 1 年後に行なわれた)。

この会では、K-8-1 の尾翼を stainless 鋼にし、アンテナはテレメータ、レーダとも尾翼型にし、C.G を 59% 程度にするため、バランスウェイトを約 11 kg 頭部に入れる案が出された。

チャフはケース容積 240 cc とし、セロファンケースの熱の影響を検討した。

K-8-2 の開頭はピンを火薬で抜く案で一応まとめること。

昭和 34 年 8 月 26 日の ROKK で一部方針に修正あり、K-8-1 に混載するチャフは前田教授とりやめを申し出し、また K-8-2 のアスペクトメータも未定とする。

ここで K-8-1 および K-8-2 に対する設計方針をきめ、研究班が 9 月から K-7 型の飛しょう計画をすすめる、K-7 型および K-8D 型の項にのべたような手順で K-8D 型の test を終了し、K-8 型に対する予備資料を全部つかんでから昭和 35 年 4 月から 5 月にかけて K-8-1・2 号機の製作と飛しょう計画に移ったのである。

3. カッパ 8 型の技術的問題点

K-8 型の計画、設計上問題になった技術的諸点は、空力安定、空力弾性振動、空力加熱などであるが、まず空力安定では、K-6 型、K-6H 型が採用していた尾翼取付角のブースタ、メインの 45 度スタガーが、K-8 型についてはランチャー設計上からできなくなり、メイン、ブースタの 4 枚の尾翼が平行取付角になることであった。外国の資料文献によると、launching stability が尾

翼の相互干渉のために低下することがあり、K-8型について特にこの問題解決のため、風洞試験が34年6月行なわれ、さらに昭和35年2月、K-8型のモデル小型ロ

ケット(ST)を秋田実験場で飛ばして検討した。さらにK-8D型の実験で launching stability が確認された。

空力弾性振動については理論的に全長、重量を検討した上、最終的には35年2月に、小型ロケットによる simulated test を秋田で行なった(FT系)。

空気加熱については特に慎重を期し、機体の各部に検討を加えた。

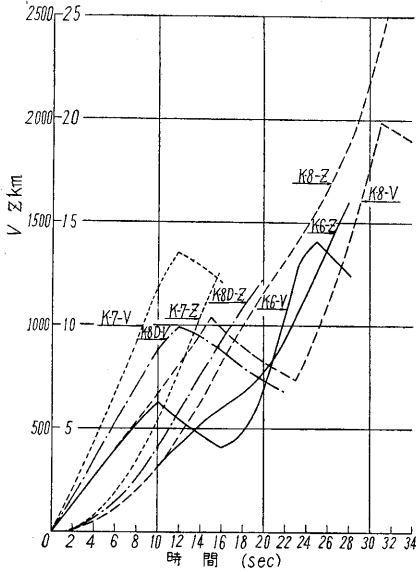
第3図は時間に対する速度(V)・高度(Z)・動圧 $\frac{1}{2}\rho V^2$ ・熱係数 $V^{2.5}\rho^{0.5}$ を示したもので、K-8型が空力加熱の面ではK-6型とK-7型の中間に位することが示される。

ランチング系については、K-6型に用いた固定式でなく、運搬型レール式としたランチャーレールを水平時に組立台として兼用できるようにした。

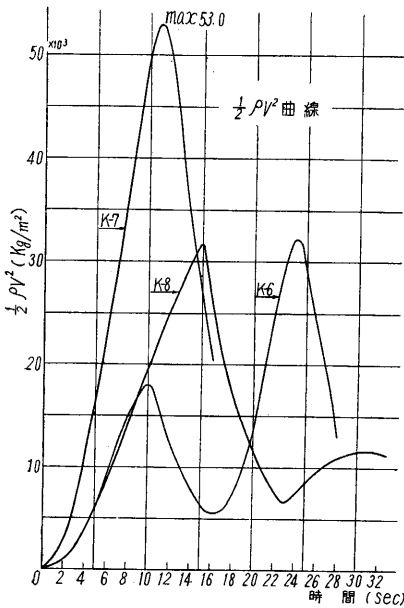
この新型ランチャーはK-7型で初めて使用されたが、高速度カメラ撮影の結果、レールとロケット下面で構成されるボックス様の空間が、ロケットのフレームを逆流させる煙突作用があることが認められ、K-8型から一部の改修を行なった。

以上の諸問題についてはそれぞれ、玉木教授・森助教の項を参照されたい。

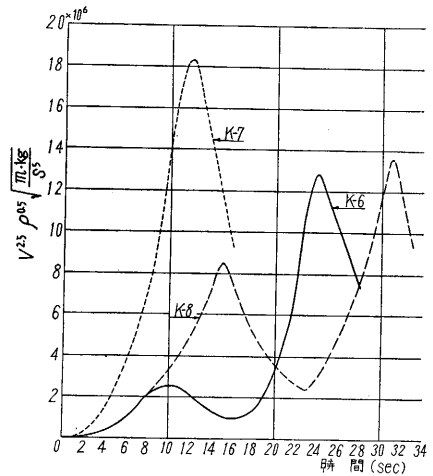
4. カッパ8型の諸元と性能



a) t-V, Z 曲線

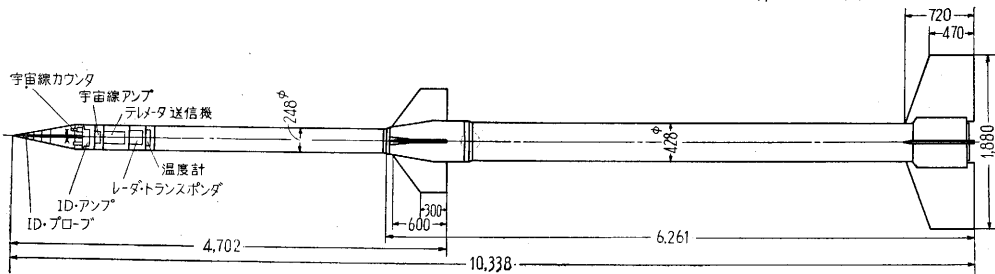


b) $\frac{1}{2}\rho V^2$ 曲線



c) $V^{2.5}\rho^{0.5}$ 曲線

第3図



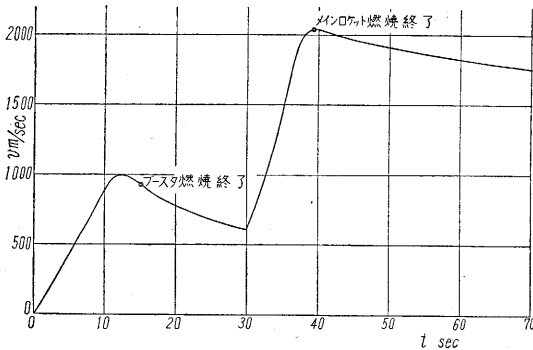
第4図 K-8型3・4号機

K-8 型は搭載計器によって多少諸元が違ってくるが、K-8-3 を標準として示す。

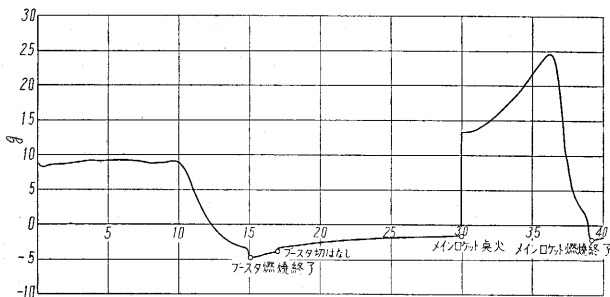
- 全長 10,338 mm
- 外径 420 mm
- 全重量 1484 kg
- 第 2 段全長 4702 mm
- 外径 245 mm
- 重量 320 kg
- 燃烧秒時 ブースタ 15.1 秒
メイン 9.25 秒
- 搭載量 40~50 kg
(K-8-7 では 54 kg の payload がのせられている)

80° 発射角のときの性能

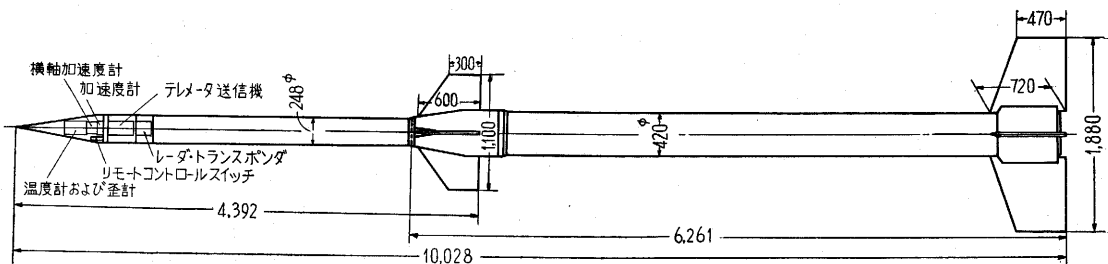
- ブースタ b.o. 速度 995 m/s
- ” 高度 8.9 km
- 最大速度 2040 m/s
- メイン b.o. の高度 30 km



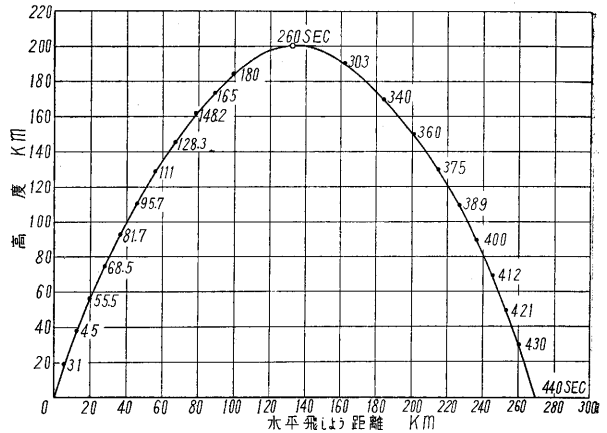
第 5 図 K-8 型 3, 4 号機の時間~速度曲線



第 6 図 K-8 型の時間~加速度曲線 (80° 発射)



第 8 図 K-8 型 1 号機



第 7 図 K-8 型の TRAJECTORY

注 K-8-3 号機 (1960.9.22 発射角 80°) のレーダ実測結果

- 最大加速度 ブースタ 9.3 g
メイン 24.6 g
- 最大減速度 ブースタ 5 g
メイン -2.0 g
- 最高高度 200 km
- 最大水平距離 384 km
- 飛しょう秒時 440 秒

カッパ 8 型 1 号機

第 8 図に K-8-1 の layout および搭載計器を示す。

- 全長 10,032 mm
- 外径 420 mm
- 重量 1476 kg
- 第 2 段ロケット
全長 4,393 mm
重量 306.7 kg
外径 150 mm
搭載量 34.4 kg

搭載計器

- 加速度計 (X₁)・減速度計 (X₂)
- 横加速度計 (Y)・温度計 (T)・歪計 (σ)
- テレメータ送信機, レーダトラポン

推算性能および飛しょう条件

- ブースタ燃焼終 15.1 秒 (高度 8 km)
- メイン " 26 秒 (" 15 km)

切断(メイン, ブースタ) 17秒

coasting time 9秒

メイン燃焼終 35.3秒(25 km)

coasting time は高度性能と空力加熱の条件から optimum を押えた。空力加熱を逃げるには、発射角度を垂直に近くすること、coasting time を長くすること、たとえば coasting 10 秒のとき、70 度と 80 度の発射角では約 40°C の差ができる。

また coasting 0 秒と 14 秒では 130°C の差があることが推算された(森助教の項参照)。

80 度発射で coasting 10 秒のとき、nose-cone での温度上昇は 260° と推算された。飛しょう実測は約 250° で計算値に近い。

発射角 73° のとき、最高高度は 150 km、そのときの水平距離は約 270 km と推算され、この trajectory では直距離 150 km と 300 km の中間が、GMD-1 レーダのパルス時間幅の関係から blind になることが予想され、これに対する考慮が払われた。

飛しょう試験のデータは下の通りである。

飛しょう時間 13: 24 JST.
昭和 35 年 7 月 11 日
発射角 73度
payload 34.4 kg
到達高度 150 km
地上風 NW 3 m/sec

レーダで観測された飛しょう試験は性能計算とよく一致しており安定な飛しょうで、エンジン・機体とも計画通りであることが確認された。

温度計・歪計も完全に作動し、別項のようなデータが得られた。頭部の温度上昇は最高点で約 250°C で、これは空力加熱推算値とはほぼ一致しているが、electronic system の一部にとって、やや高すぎるのではないかと考えられ、K-8-2 では coasting time をさらに 4 秒のばすことになった。

カッパ 8 型 2 号機

K-8-2 は前述のように、1 号機で test flight が終了しないときは test flight 2 号機に convert できるよう準備されていたが、前記のように K-8-1 をもって test flight を完了したものと認められたので、K-8 型としての最初の観測機として、電離層イオン密度の観測と、

二つのガイガー計数管による宇宙線強度分布の観測が行なわれた。

第 9 図にその layout を示す。

全長 10,018 mm
外径 420 mm
重量 1,473 kg
メインロケット
長さ 4,378 mm
外径 250 mm
重量 309 kg
搭載量 42 kg

1 号機との相違は coasting time を 4 秒のばし、テレメータアンテナ部のために尾翼一部に耐熱コーティングを行なったことである。

ブースタ燃焼終 15.1秒
ブースタ切断 17.0秒
メイン点火 30秒
メイン燃焼終 39秒

テレメータチャンネルは

No. 1 イオン密度
No. 2 開頭確認信号
No. 3 タイマーおよび温度計
No. 4, 5 温度計

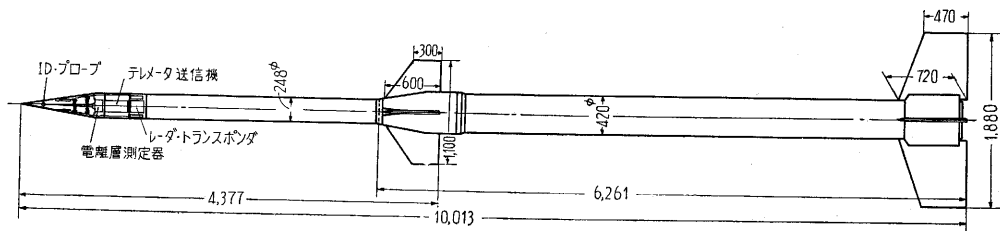
飛しょうデータ

飛しょう時間 13: 11 JST.
昭和 35 年 7 月 17 日
発射角 78°
地上風 NW 4 m/sec
地上気温 27.6°C
最高高度 186 km
水平距離 342 km
飛しょう秒時 413秒

trajectory は計算とよく一致した。レーダ、テレメータとも作動は大体よかったが、開頭動作に疑点あり、電離層、宇宙線観測機としては満足すべき成果は得られなかった。

かくして K-8 型による電離層、宇宙線の本格的観測は K-8-3 および 4 号をもつてすることとなり、K-8-2 はこの予備試験としての役割をまっとうした。

カッパ 8 型 3 号機



第 9 図 K-8 型 2 号機

K-8-1, および 2 号は test flight と電離層観測予備実験としての役割を果たしたので, K-8-3 および 4 号機をもって電離層および宇宙線の本観測を行なうことになった. 時期として昭和 35 年 9 月の COSPAR WORLD ROCKET INTERVAL を選び, K-8-3 をもって昼間の K-8-4 をもって夜間観測にあてる.

設計会議は K-8-1, 2 号の飛しょう試験直後の昭和 35 年 7 月 27 日行なわれ, 電離層正イオン用プローブおよび宇宙線用ガイガー管を搭載するために, メインロケットの全長を 4,702 m にすることをきめた.

K-8-2 のテストで開頭部に多少疑義があったので, K-8-3, 4 号では開頭部を四つ割りとして, 確実性向上をねらった. レーダ・トランスポンダ用アンテナは角型をやめて尾翼型にする.

また観測用計器と平行して, 機体内の重要点の温度を測るために温度計を搭載する.

諸元は 4 項にのべた通りである.

飛しょうデータ

全 長	10,340 mm
全 重量	1,490 kg
メイン全長	4,702 mm
メイン重量	319.7 kg
搭 載 量	34 kg
点火・切斷時間	K-8-2 に同じ
飛しょう時日	15:32 JST. 昭和 35 年 9 月 22 日
発 射 角	80°
地 上 風	0
気 温	28.5°C
最高高度	200 km
水平距離	270 km
飛しょう時間	440 sec

観測は完全に行なわれ, 開頭はテレメータにより 61 秒で確認され, イオンプローブによる正イオン観測は, D 層, E 層および F 層下部まで完全に行なわれた. また宇宙線観測も電離層と同様, 全飛しょう時間にわたって実測された.

この実験は秋田電波観測所での電波打上げによる電離層観測とタイアップして行なわれ, COSPAR WORLD ROCKET INTERVAL 参加実験として目的を完全に果たした.

カップ 8 型 4 号機

前述のように K-8-4 はロケットとしては, まったく K-8-3 と同じで, 電離層夜間観測のためにイオンプローブとして, 球型頭部が使用されただけの違いである.

飛しょうデータ

飛しょう時日	20:25 JST. 昭和 35 年 9 月 26 日
発 射 角	78°
地 上 風	SE 3 m/sec
気 温	13°C
最高高度	185 km
水平距離	270 km
飛しょう秒時	433 sec

開頭は 60.2 秒で確認され, K-8-3 同様, 電離層, 宇宙線観測は完全に行なわれた. レーダ, テレメータとも落下まで正常に働き, 電離層, 宇宙線の測定記録と同時に, 機体各部 10 カ所の温度測定を行なった.

カップ 8 型 5 号機

K-8-3 および 4 号機により, 電離層正イオンの初の直接観測が成功したが, この観測結果を整理してみるとさらに電子温度, 電子密度の直接観測を同時に行なう方がよいとの結論が得られ, このために Resonance Probe とよばれる新しい方法が考案され, この最初の実用化のために K-8 型の 3 号, 4 号があてられた.

K-8-5, 6 にはこのほかにもう一つ, 大気光観測の予備実験という新しい観測項目が追加され, 大気光観測のためのテレスコープ, フィルタ, 増幅器がのせられることになった.

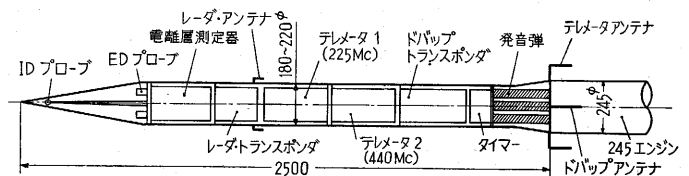
K-8-5, 6 号の飛しょう時期の決定には多少苦心があり, 年度末であることと, COSPAR の世界ロケット旬間が 4 月であるという dilemma を解決するため K-8-5 は昼間観測として, 35 年度年度末 flight として 3 月下旬をえらび, また K-8-6 を 4 月中旬の COSPAR 観測週間に合わせて夜間観測という schedule をきめた.

設計会議は K-8-3, 4 号の飛しょう試験が終了し, データの整理がおおむね終わった昭和 35 年 10 月 10 日に行なわれ, 上記 flight schedule をきめるとともに, 搭載品として,

- 正イオンプローブ (ID)
- 電子密度 (ED)
- 大気光観測器 (AG)

のほかに発音弾 (G) をのせる案を検討した.

昭和 35 年 10 月 30 日, 糸川が京大に前田教授を訪ねて第 10 図のような K-8-DART 案を提示した. 図のように, 計測器室を 180~200φ にして DART にし, 後端から発音弾を後方射出する案であった.



第 10 図 K-8-DART 案

この計画の一つのねらいは、次期に予定されている3段式ロケット K-9 型の計画と、K-8 型の中に位するロケットにもなり、3段式ロケット K-9 型の予備的実験も兼ね、また前からとかくの議論のあった発音弾の前方射出の悪影響を一挙に解決しようという一石二鳥の案であった。

DART の全長を 2.5 m くらいに押え、発音弾を 35 ~ 70 km で射出して気温、風観測を行ない、70 km で開頭して、電離層観測を 70 ~ 180 km で行なう。

電離層プローブとしては、ID、ED の二本を併立させて、開頭後側方に開く型で考えた。

また、5、6 号機ともに DOVAP トランスポンダの搭載を考察した。細かい点では開頭装置を多少改良して、プッシャーのスプリングをやめて pyrogas-pusher 案が出された。

昭和 35 年 12 月 15 日の設計会議で、前記 DART 案は経験がないからという理由で流れ、発音弾混載案は中止された。しかしのちに K-8-7 でこの案は斜側後方射出案となってまた復活している。

またプローブは 2 個でなく、電子温度と Resonance Probe (RP) の二つを追加して、ID とともに 3 個となり、ED、RD は弾性プローブを輪状に曲げて install し、開頭と同時に側開する案に変わった。

DOVAP はブースタ 420 の頭部について、最終設計会議は昭和 36 年 1 月 14 日開かれ、全長 10,950 mm、重量 1532 kg とさる。

飛しょうデータ

全長	10,944 mm
重量	1548 kg
メイン長さ	5144 mm
計器室長さ	1.985 mm
メイン重量	343.3 kg
搭載量	48 kg

搭載量内訳

開頭装置	11 kg
開頭タイマー	0.9
電離層プローブ	9.6
大気光	17.0
テレメータ送信機	3.25
レーダトロン	3.1

AG タイマー	0.6
DOVAP トラポン	2.6
飛しょう時日	13:08 JST. 昭和 36 年 3 月 27 日
発射角	79°
地上風	0
気温	6°C
最高高度	170 km
水平距離	250 km
飛しょう時間	419 sec

開頭は 62 秒で確認され、テレメータ、レーダとも着水まで完作動した。電離層プローブ 3 個はいずれも完全に作動し、イオン密度・電子密度・電子温度を実測した。

大気光観測装置は昼間なのでもちろん観測はせず、作動の予備テストのみが行なわれた。

カップ 8 型 6 号機

ロケットの諸元その他は K-8-5 とまったく同様で、4 月の COSPAR WORLD ROCKET INTERVAL に夜間観測として参加した。

飛しょう時日	21:27 JST. 昭和 36 年 4 月 18 日
--------	--------------------------------

発射角	80°
地上風	WNW 9 m/sec
気温	8°C
最高高度	144 km
水平距離	323 km
飛しょう時間	376 sec

(風はやや強かったが、夜間観測の他の条件から飛しょうは決行された。)このため最高高度は K-8 中最低のものになったが、夜間観測の成果は完全に得られた。

テレメータ、レーダもいまやまったく reliable となり、実測、電離層観測も OK であった。

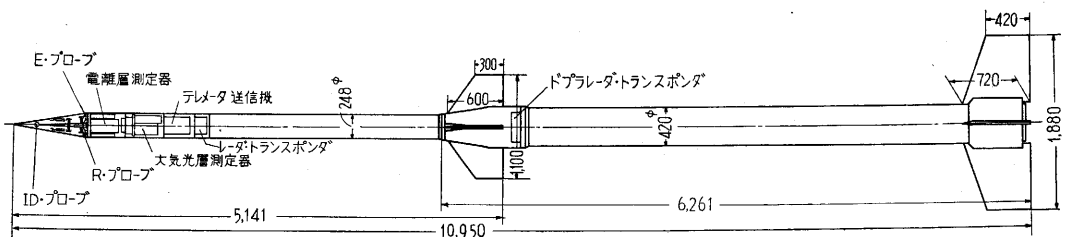
大気光観測は観測結果不十分で検討の要あり。

カップ 8 型 7 号機

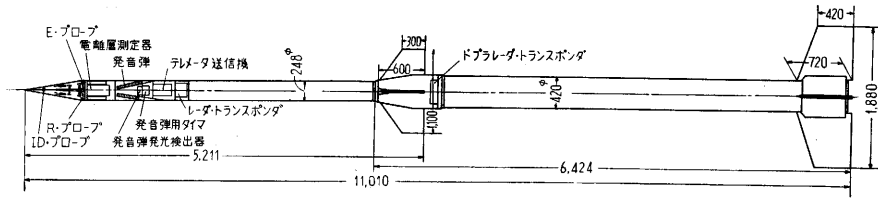
7 号機は 7 月の COSPAR 世界ロケット旬間参加と、夏季における気温、風データの補足のため、K-8 型による電離層・気温・風の混載で計画された。

昭和 36 年 5 月 8 日設計会議が開かれ、第 12 図のように 8 個の発音弾を後部につみ、斜後方射出にする。

電離層観測器については K-8-5、6 号とまったく同



第 11 図 K-8 型 5、6 号機



第 12 図 K-8 型 7 号機

じ.

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

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 ッ パ 9 型 について

糸 川 英 夫

1. 要 約

カップ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 よりは少ないが, 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