

# カッパ III 型ロケットについて

糸 川 英 夫

## 1. Kappa-III 型ロケットの計画

前章にのべたように K-III 型ロケットは K-128J ロケットに 220B ブースタ 1 個をつけた 2 段式ロケットで、この研究が始まって以来の本格的（ペバーロケットにはブースタがあったが、ランチャーステージで切断された）な 2 段式ロケットである。

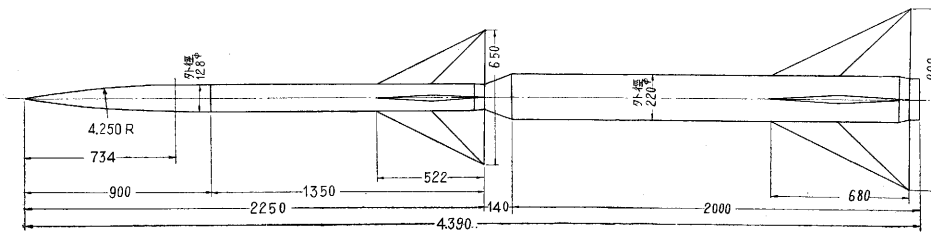
上昇性能は搭載量 6 kg 程度で 20km 内外であるが、一応成層圏はこえ、速度はマッハ数 3.0 以上で、optimum coasting time の理論を初めて適用することがで

きる。観測用ロケットとしては対流圏用に用いられるクラスに属する。

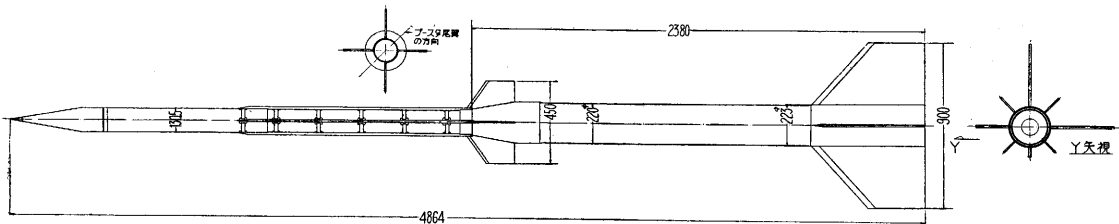
第 1 図は第 1 次計画で、第 2 図は最終決定計画図である。

第 3 図 (A) は推算上昇性能、第 3 図 (B) は 80° 発射角における離脱後のブースタの飛しょう径路予想である。第 3 図 (C) は発射角と到達高度との関係を示すものである。

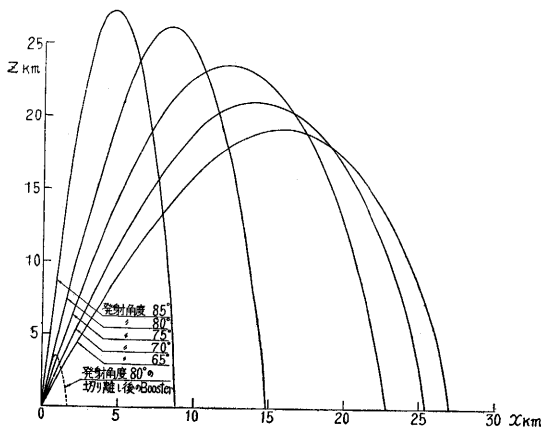
メインロケットとしては K-128J T の 4 号機がそのまま用いられ、これに前章に述べた 220B をブースタとして組合わせたもので、組合わせ結合部は第 4 図に示すようにノズル面を用いず、尾翼筒の外側から、かぶ



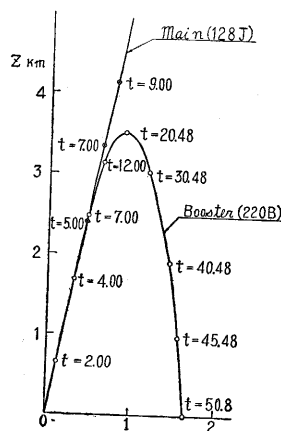
第 1 図 128 J + 220 B 概案図



第 2 図

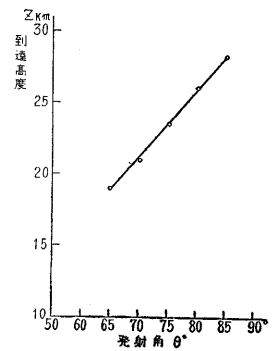


(A)



128 J + 220 B 80° 発射  
切り離し後の  
Booster の Trajectory  
( $t=2.00$ ,  $z=662m$  にて切り離し)

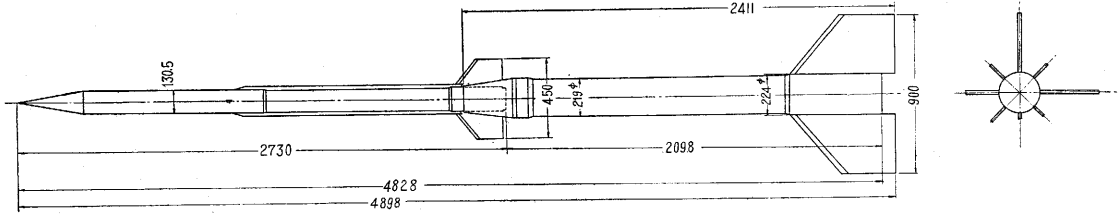
(B)



(C)

発射角度	到達高度	頂上までの時間	落下までの時間
85°	27.3	76.33	168.70
80°	26.1	73.99	162.00
75°	23.6	68.45	151.97
70°	21.1	63.57	143.02
65°	19.2	59.75	134.54

第 3 図



第 4 図

さる型を使用した。

ブースタの離脱方法は空気抵抗の差のみを利用する方法と、切断火薬を用いる方法の両者が研究され、切断火薬量の加速度、衝撃の地上試験まで行われたが、飛しょう試験で使用されたのは空気抵抗のみによる方法で、火薬切断法は実用しなかった。

2. 搭載品

K-III型ロケットに搭載するように当初(32年1月11日)計画された品物は下のようなものであった。(実際の飛しょう試験では後述のように、1, 2, 3号機でそれぞれこの当初の計画とは異なったものになっている。

(1) 空力的加熱 (Aerodynamic Heating) を測定するための頭部温度計

K-128J-T に使用されたと同型の白金線温度計(野村研究室)で、頭部の Nose-cone にはりつけて、Skin-temperature を測る。重量=350g

(2) 加速度、減加速度計 ( $X_1, X_2$ )

重量軽減のために新たに設計された加速度計(略称  $X_1$ ) および減加速度計(略称  $X_2$ ) (糸川研究室)で、これからエンジンの燃焼状態および Coasting 時の空気抵抗を測る。また積分して速度、および高度を求める。

重量=1.0kg

(3) テレメータ送信機

温度計および  $X_1, X_2$  の計測量を送信するための送信機で日電製、5-チャンネル、FM-FM・225Mc 搬送波を使用する。重量=3.2kg

(4) レーダトランスポンダ

地上通信所で放出される 1,680Mc のパルスを増強するにはねかえすための装置。明星電気製。重量=2.5kg

(5) 気圧計 ( $P_2$ )

真空空盒による高度計で、気圧の変化による空盒の変位でインダクタンスを変化させ、トランジスタ回路で増

幅され、電圧に変換される。東京計器製。重量=0.6kg

(6) 発光、発煙筒

K-II型に使用されたと同様のもの、発光、発煙筒 12本をブースタ後端につける。

128 J ロケットにもつける必要があるが、ブースタ結合部に空間なく、128 J ロケットの胴体側面につける案もあったが結局つけないことになる。このため optical tracking は困難となる。重量=0.8kg

(7) アンテナ

別章にのべるようにテレメータ用として、針金式、レーダ用として、切り込み式を使用、共に 128 J ロケットの尾翼につける。

このため、フィーダとして、ケーブルが 128 J エンジン部の外側を走り、この外側にケーブルカバーをかぶせる。

以上のロケット内の配置は第 5 図のごとくで、これから 128 J の全長 2,640mm と決定、搭載品の重量は発煙筒も含めて 8.45kg、そのうち 128J につくものが 7.65kg となる。

その後 31 年 1 月 25 日に尾翼取付けの部分から全長は 2,640mm から 2,721mm に伸び、また発煙筒は 32 年 3 月 19 日の決定ではブースタ用 12 本で 6kg となった。

なお 32 年 3 月 19 日における各品重量は下のごとくである。

テレメータ送信機: 3.2kg

レーダトランスポンダ: 2.5kg

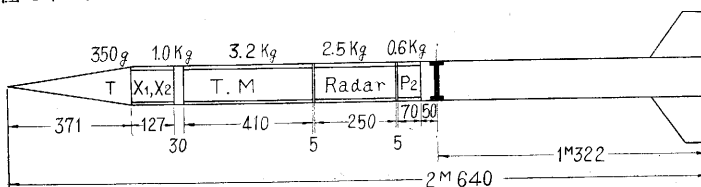
加速度計 ( $X_1, X_2$ ): 0.9kg

高度計 ( $P_2$ ): 0.66kg

搭載品のロケット機体への取付けは、128 J の Nose 部と胴体部との間に接合金具を入れ、これに全部吊り下げの形をとる。このため、温度計 (T) と  $X_1, X_2$  を one-unit にし、また送信機とトランスポンダ  $P_2$  を one-unit にして、胴体接合金具の前部に T および  $X_1, X_2$  を、後部金具に送信機、TR および  $P_2$  を吊す。

3. 尾翼

ブースタの尾翼面積は、発射時における分散計算と、横風による分散の両者を考慮して下のように決定された。まず、全長



T: 白金線温度計 X<sub>1</sub>X<sub>2</sub>: 加速度、減加速度計 T.M.: テレメータ送信機  
Radar: レーダトランスポンダ P<sub>2</sub>: 気圧計

第 5 図

4,918mm, 重心位置 63% として, 第 1 次推算 (秋葉) による慣性モーメントは  $17.47\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$  と推定された。(32.1.20)

(後に第 2 次推算 (井上) で  $18.38\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$  と計算され, これは飛しょう直前の実測値  $18.38$  と一致している。)

空気力についてはメインロケットの風洞試験より

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 34.5$$

となり, これにブースタ胴体部の空気力

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 4$$

ブースタ尾翼のを

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = \frac{b^2}{0.008} \quad (b = \text{尾翼々幅})$$

と押えて, 全空気力によるモーメントを計算し

$$\text{分散角 } \Delta\theta \approx \frac{\sigma L}{2\pi k^2} G_2 \quad (\text{生産研究 Vol. 7, No. 8 参照})$$

より 128 J-T と同じ程度の分散面に押えるためには, 分散波長  $\sigma$  を 128 J の倍にとり, 128 J の  $\sigma = 60\text{m}$  であるから K-III としては  $\sigma = 120\text{m}$  と押え, これから尾翼々幅は  $b = 740\text{mm}$  となる。

一方, 従来の Pencil, Baby, Kappa 各ロケットからの dimensional analysis から, K-III の尾翼に対する適正値を求めると  $b = 840\text{mm}$  ときまる。

ランチャー長さは, K-III から形式が変わり, ランチャー上の重心移動距離が短縮されることが予想されるので実際には上記理論値よりも大き目にとり,  $900\text{mm}$  と決定した。すなわち,

第 1 次理論値  $b = 740\text{mm}$

第 2 次 "  $b = 840\text{mm}$

第 3 次設計値  $b = 900\text{mm}$

で, 220B ブースタ尾翼々幅は  $900\text{mm}$ , テーパ比 2.0 アスペクト比 2.0 と決定された。

次にメインロケット 128 J はブースタによって, 高速の状態では点火されるので, 従来の 128 J-T (ブースタなし) よりも尾翼は小さくてよい。一方, ブースタが離脱し, 128 J が点火される高度は  $5,000\text{m}$  付近で, この密度比はもちろん地上より小さい。これらの条件を入れて, 分散角から適正尾翼を計算すると, 高度  $6,000\text{m}$  での分散波長  $\sigma = 120\text{m}$  程度に押えると

$$\text{尾翼々幅} = 450\text{mm}$$

となる, これでテーパ比 2.0, アスペクト比 2.0 でメインロケットの尾翼がきまった。

#### 4. Kappa-III 型の諸元, 性能

全長 =  $4,900\text{mm}$

メインロケット全長 =  $2,700\text{mm}$

" 直径 =  $130\text{mm}$

ブースタ直径 =  $220\text{mm}$

総重量 =  $170\text{kg}$

地上発射後約 3 秒後にブースタが切り離される。その後メインロケットのみとなり約 8 秒間上昇したのち, メインロケットエンジンが点火される。

点火後メインロケットは高度  $25\text{km}$  前後に上昇し, 地上発射後約 160 秒後に海中落下する。ロケットの最高速度はマッハ 3 以上である。切り離されたブースタは高度  $3.5\text{km}$  前後まで上昇したのち, 約 50 秒間飛しょうし, 海岸線より  $2\text{km}$  前後の沖合に落下する。

#### 試験の目的

(1) 2 段式ロケット, カップⅢ型のランチングおよび飛しょうの安定および安全性を確認すること。

(2) 上昇高度をしらべ, 理論計算と比較すること。(このため, レーダ光学系観測, 気圧計, 加速度計によって別個に高度を測定する)。

(3) ロケット本体および搭載品が発射の衝撃および高速によって起る風圧に耐えることの確認。

(4) ブースタ切離しおよび切離しに伴う運動の検討。

K-III 型として製作されたのは 3 機で, 同型のものであったが, 実際には 1 号機の飛しょうによって 2 号機には改修が施され, また 2 号機の飛しょう試験結果によって 3 号機が改造されたので, それぞれ細部では異なったものとなり, 飛しょう試験もまた 32 年 5 月, 6 月, 7 月と別個に行われ, 3 号機をもって終了した。

#### 5. K-III 型-1 号機

K-II 型飛しょう試験でレーダの動作が不確実であったので, K-III 型 1 号機の飛しょう試験の目的の一つであるブースタの離脱時間の確認をするため, テレメータ 5 チャンネルのうち, 1 チャンネルをさいて, これにあてる。加速度計 ( $X_1, X_2$ ) は併せて 1 チャンネルとし,  $P_2$  (気圧計) および T (温度計) の搭載は取り止め, 残る 3 チャンネルでトランスポンダの回路チェックを行った。

全備重量 =  $170.14\text{kg}$ , 重心位置 =  $65.3\%$ ,

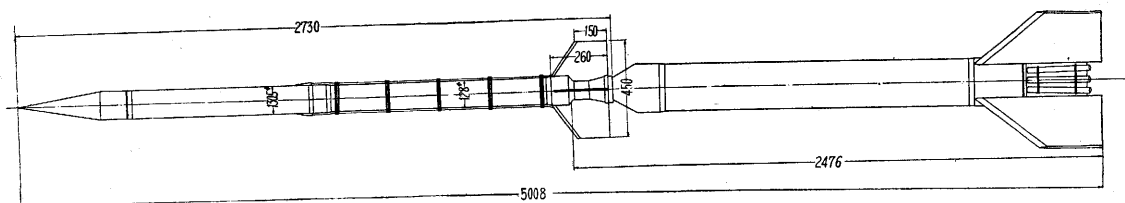
全長 =  $4,898\text{mm}$

飛しょう試験は 32 年 5 月 2 日午前 10 時 36 分に行われた。

発射角 =  $70^\circ$

レーダ, テレメータともにブースタ燃焼中, 切り離し, 128 J コーストまで働き, 128 J の点火と同時に受信が中止し, その後 80~90 秒で 2 回, 数秒ずつ電波が到来しまた受信不能となった。ブースタ切離しは, テレメータおよび光学系観測の結果, 計画通り行われたことが確認された。ブースタは離脱後, 計算通りに飛しょうしたことが光学系観測で確認された。

128 J ロケットの飛しょうはテレメータが受信せず, また発煙筒がついていないので光学系で追跡できず, 不



第 6 図

明に終わった。海中に水煙りが数回立ったことと、音響測定の結果から、128 J は点火と同時に異常燃焼をし、機体に異常がおきたものと想像される。

この原因としては、220 Bブースタ燃焼による加速度、および振動によって 128 J ロケットエンジンまたは推進系の内部が破損したことが考えられ、2号機はこの対策をたてた上で試験することになった。

### 6. K-III-2 号機

1号機で問題が 128 J ロケットエンジンにあったので 2号機ではエンジンについて低圧（高空状態）での点火試験、衝撃を加えたあとの燃焼試験などの地上試験を行い、エンジン部に振動、衝撃対策を行った。

飛しょう試験は 128 J の動作に主眼をおくために、初めて夜間行うことにし、128 J には発光筒をつけた。

飛しょう試験は 32 年 6 月 22 日、21 時 47 分に行われた。1 万 m 以上に薄雲があり、星が 5~6 個見える程度の空であった。

ブースタの燃焼、切離し、は緑の発光筒が鮮明で、光学系観測により明瞭に確認された。

128 J の燃焼は、加速度計、テレメータにより、設計通りに行われたことが確認されまた光学系でも同様に確認された。128 J 燃焼終了直後に、テレメータ、レーダ共に受信せず、128 J の発光筒は不発らしく、（少なくとも、燃焼後は見えなかった）光学系観測では、赤熱したノズルと思われるものを追跡した。これによれば、燃焼直後に、飛しょう経路が曲っていることが判明し、電波到来の中絶とも併せて、機体に異常が起ったことが想像される。

原因として有力なのは空力加熱で、特に尾翼はアルミ合金のサンドウィッチ構造で、特に K-III-2 号機では *coasting* の秒時をしめて 3 秒間にしたために、低空で高速になり、*aerodynamic heating* で尾翼の前縁が溶けたものと考えられた。

なお K-III-1 号機および 2 号機のブースタがついた状態での固有振動数は下のごとくであった。

K-III-1 号	燃料搭載品なし	40c.p.s.
	“ あり	26.5c.p.s.
K-III-2 号	燃料搭載品なし	33.5c.p.s.

燃料搭載品あり

22c.p.s

固有振動数がおちたのは、ブースタと 128 J の結合方法が、発光筒取付けのため変り、ノズルの内側に挿入する型になったためと思われる。また全長が 1.5% 伸びたためもある。いずれにせよ固有振動数の低下があり、あるいは 128 J 燃焼直後に、胴体部とエンジンの結合部に異常が起きたのかも知れぬ。

### 7. K-III-3 号機

128 J の機体の強度を上げる為、胴体部とエンジン部の結合のビスをかせ、また *double row* にし、かん合も深くした。尾翼はサンドウィッチの外板をステンレススティールにかえ、先端のシャープなものを 2 mm 程度の丸味をつける。ケーブル・カバの先端のみ *stainless steel* にして残し、あとはケーブルを露出してピアノ線で巻きつけ、これに耐熱塗料をぬって止める。トランスポンダの下部にふれ止めをつけ、*payload* の内部での振動をさける。

発光筒は 128 J に赤を 4 本つけ、地上から発射 5 秒前に着火する。*coasting* を 5 秒にあげる。

以上が K-III-3 号機に取り入れられた点で、搭載品は  $X_1$ ,  $X_2$ , テレメータ送信機である。第 6 図は K-III 型 3 号機の概略図を示す。

飛しょう試験は 32 年 7 月 26 日、21 時 27 分に行われ 70° の発射角で、ブースタに 4 個の緑色発光筒、メインに 2 個の赤色発光筒をつけて行われた。

3 号機ではケーブルカバによる疑点をさけるためにレーダトランスポンダをのせず、テレメータ送信機のみをのせた。テレメータ電波受信は海中落下まで正常に行われ、これによって、加速度、減速度が完全に測定された。また光学系も、発光筒が鮮明で、メインロケットを落下まで追跡し、K-III 型として茲に初めて完全な飛しょうとその観測が行われた。

ブースタ離脱、128 J エンジンの点火、燃焼、燃焼後のコースティングがすべて正常に行われた。

計算高度と実測高度がいくぶん異なり、また落下点は計算値より手前であるのは当日の上層の風による分散と考えられる。(1957. 10. 1)