

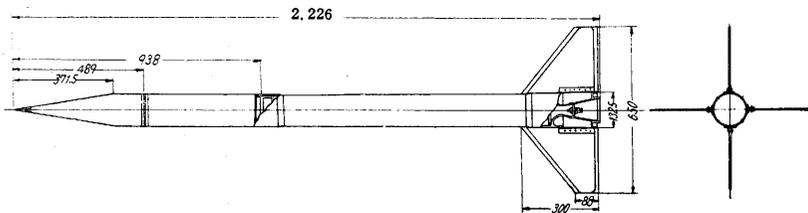
# カ ッ パ ・ ロ ケ ッ ト 128J-S

系 川 英 夫

1. カッパ 128 J-S 128 は外径が 128 mmあるというこで、Jは Junior の略、カッパ 128 型には全長 2.5m 以上の Senior 型と 2.2m の Junior 型とがあり、Junior と Senior とは上昇性能には大差はないが、Senior の方が搭載量が多い。

128 J では計測器、テレメータ送信機のはかにレーダまたは、DOVAP のトランスポンダのいずれか一つを搭載し得、128 S ではその全部を搭載することができる。

観測用計器については 128 J, 128 S のいずれでも I. G. Y. に計画されている観測項目、すなわち、太陽分光量、宇宙線、気圧、気温、風、電子イオン、密度のいずれをも搭載する容量を有している。



第 1 図

諸元は 全長=2.2m 外径=128mm 重量=40 kg である。第 1 図に外形寸法を示す。

128J-S として製作されたものは 3 機である。

2. 重心の検討 カッパ 128 J-S の重心は全長の 61% にきめられた。これはペンシル・ロケット系列の dispersion tests の結果、および 1955 年に行われたベビー・ロケットの飛しょう試験を勘案してきめられたものである。

カッパ 128 ロケットの飛しょうしたものと同一の模型による風洞試験は行わず、尾翼の形状がデルタであるものについても風洞試験が行われているので（生産研究 1956 年 10 月号）、まず、この風洞試験に用いられたカッパについて、縦安定  $\left(\frac{dC_m}{d\alpha}\right)$  を理論的に計算しこの結果と風洞試験結果から、理論結果への修正係数をきめた。次に飛しょうしたカッパ 128J-S について、縦安定を計算し、これに上記の修正係数を用いて実際の  $-\frac{dC_m}{d\alpha}$  を推定した。この安定係数を用いた分散安定計算を行い、ペンシル・シリーズでの安定範囲のほぼ中央にくるようにきめたのが上記 61% の重心位置である。

後述のように、engine thrust misalignment による dispersion および横風の影響による dispersion からは重心の位置として後方気味の方がよい。一方燃焼後の stability からの

えば、aerodynamics center と重心置の間には十分な distance がほしい。この対立する二つの要求を共に満たすように重心位置は考慮された。カッパ 128 J の飛しょう試験の結果、上記重心の位置はほぼ理想的であることが実証された。

3. 空力的設計 外径 128mm がきめられてから、全長は  $L/D$  を 20 付近として、かつ aerodynamics center の位置と重心の位置との相対的位置の検討からきめ、最終的には  $L/D=17.1$  と押えて全長 2.2m が決定された。

胴体の先端の角度 (nose-cone-angle) はこのロケットの速度から生ずる mach-cone を考えて  $20^\circ$  ときめられた。当初の計画ではペンシルおよびベビーの系列で用い

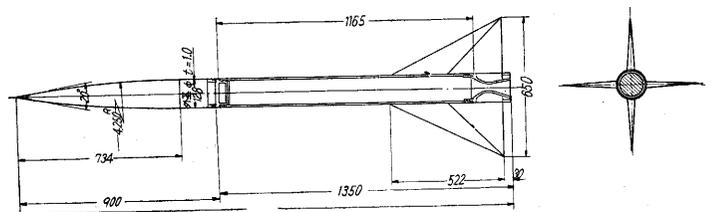
られた tangent ogive 飛しょう用、後に instrumentation space の見地から secant ogive に直された (第 2 図)。後に最後的には主として製作を簡単にして費用を節減するためにノーズ・コーンは straight-cone を用いることにした。これで胴体先端部の

形状はきまり、ノーズ・コーンの長さは 371.5mm ときまる。胴体の parallel part の長さはこれから自動的に決定され 567mm (ただしエンジン部を除く) となる。

tail fin は当初の計画は supersonic region を考慮して三角翼でたてられたが、後に launching における subsonic stability および transonic stability を考慮して trapezoidal になった。

wing section も当初の delta design の時は double wedge であったが、subsonic stability と構造、製作を簡単にする目的で double trapezoid にした。これは flat plate の両端を wedge に切ったものである。

構造および空力的見地からたびたび問題になったのはエンジン部と胴体先端部とのつながりをネジにする場合にネジ加工に伴う胴体表面の段の生成、および尾翼取付筒 (engine shroud) と胴体外径の違いが生ずる段の生成である。これも当初は aerodynamical cleanliness の見地か



第 2 図

ら極力避ける方針であったが、最終的には構造製作の簡単化のために犠牲を払い、段によって生ずる圧力差を許すことにした。

4. 構造, 材料, 工作 胴体は shell-construction で ノーズ・コーンおよび胴体平行部は 18-8 鋼材を使用した。このうちコーン部の先端より約 65mm の部分は丸棒を機械加工で削り出しコーンの残り部分, および平行部は 0.8mm 厚板でつぎ合わせ溶接して成型した。

尾翼は最初 sandwich-construction 案があったが構造製作簡単化による費用低下のため, duralmin-plate を用いた。胴体部とエンジン部の接合部はネジ案を変更して, 最後にはビス止めにした。

組立後の調整はエンジン筒に対し, 先端および平行部の偏心を 0.1 mm 以下に押えてある。

機体, エンジン尾翼に使用すべき材料については将来の高速化による aerodynamic heating をも考慮して 25-20, 19-9DL, 19-9 Ti & Mo, KS-70Ks-150A (チタン鋼), THADI, ST-4, などの製造, 入手性などが研究された。最終的に用いたのは先述のように胴体部に 18-8, エンジン部に 4130, 尾翼にアルミ合金であった。

5. 飛しょう試験場 ペンシル, ベビー・ロケットに用いられた秋田県岩城町道川海岸は, カップ・ロケットには狭小であるとの見地から, 第二の候補地が検討された。1955 年 11 月のベビー T・ロケット飛しょう試験の期間中に道川を中心として新しく飛しょう試験候補地の物色, 実地調査を始め, 道川の中島に現在のロケット実験場の地点を見出した。この地域は, 北, 南, 東の三方に砂丘があり安全性の見地から好ましく, また, テスト・スタンド, ランチャー, 司令室, テレメータ, レーダ室などを配置するために必要な面積を有するものと決定された。

面積は十分広いというわけではないが, これ以上の所を望めないと考え, ここに決定することになった。問題はこの地域に国道から通ずる道路が, 4 尺幅の村道しかなく, 新しい道路をつくることである。これは当初, 民地の提供を前提とするために, 非常に困難視されたが, 幸いにこの道路に面した住民各位の非常な協力によって問題は解決した。この道路は通称ロケット道路と呼ばれ, 現在は 9 尺幅でジープ, 馬車が往来できる立派な道であるが, 最初にこの地域を訪れた人の目から見れば, 驚くべき変化といわねばならぬ。

1955 年の年末から 2 月にかけて, テスト・スタンドおよび計測室がつくられ (生産研究 1956 年 6 月号), ここでカップ 128 J の燃焼試験が, 2 月に吹雪の中で行われた。

1956 年 8 月にカップ 128 J 用ランチャーの基礎ができ, 9 月の飛しょう試験ではテスト・スタンド屋舎をロケット組立工場に, 計測室を, 通信司令室すなわち本部に用いた。これが現在の東大秋田ロケット実験場であるが, カップ 2 号機のような異常飛行のケースには何となく地域狭小の感はさけられない。しかし現在ではやむを得ないのであろう。

6. 飛しょう試験班編成 班の編成は 8 月 20 日に決定

された。費用節減のために人員を極力少なくする方針であったが, 最終的には

ランチャー・	通信班	5名
ロケット班	記録班	3名
光学系観測班	総務班	5名
総計	47名 (内, 生研側 27名)	

このほかに多数の学生アルバイトを現地で使用している。

1955 年のベビーに比べるとロケットが飛躍的に大きくなり, また飛しょう場が新しく設定したところなので, 9 月飛しょう前には多くの準備が必要であった。

なお今回から, 秋田気象台の積極的な協力が各省連絡会議の結果得られ, 1 日 5 回天気図を送られ, なお飛しょう日には特にラジオゾンデによる上空の測風を朝に行っていた。危険区域の設定は各省連絡会議で決定したものをさらに現地で検討し, 勝手川の南側まで拡大した。

7. 飛しょうおよび総合結果 カップ 128 J は 4 機が製作される予定であったので, この内の 2 機を S とし残る 2 機を T 型としてテレメータ型のテストに用いる計画であった。9 月にはこの内 3 機を秋田に運び, 1 機は予備と考えた。実際には 2 号機が異常飛行を行ったので予備の 3 号機も飛しょう試験を行い, T 型は 1 機となった。一方製作費は前述のような構造簡単化の結果として著しく低減し, 予定の半分以下になったのでこれを改造して T 型としてさらに 3 機追加し, 合計 7 機となった。

1 号機は 9 月 24 日, 午前 9 時発射され, 良好な飛しょう性を証明した。S 型飛しょう試験の目的である飛しょう安定性, ランチングについては目的を達し, 試験の結果は満足すべきものであった。

ただ 1 号機飛しょうでは発煙系が不十分で, 光学観測系がほとんど追跡できなかったので, 2 号機はこれに主眼をおき, 飛しょう性能と強度上の危険を冒して思い切って発煙量を増した。すなわち胴体の前部に約 4ℓ の四塩化チタンを入れ, 先端から動圧をかけて, 両側から出すようにし, また尾翼の先端近くに 4 本の大型発煙筒を装備した。

2 号機は上昇直後, 胴体, 尾翼が破損した。ただし発煙量は十分で光学観測班はトラッキングに成功した。

3 号機は, 9 月 28 日に 1 号機と同じ状態に戻して, さらに尾翼の先端を 70 mm 切った状態で飛しょうされた。

尾翼発煙筒はつけず, 四塩化チタンのみを胴体に入れ, 動圧は, ノーズ・コーンの側方からとった。飛しょうは安定で, 発煙系もランチング直後, および頂上付近でよく出たが, 雲量や多く, 観測班のトラッキングはやはり困難であった。

新しいランチャー系も満足すべきものであった。光学観測系はランチャー付近の高速撮影に成功したが, トラッキングが完全に行かなかった。これはロケットが, マッハ 2.2 という超音速になったために追跡技術が難しくなったことと, また超音速体の発煙が困難なことによるものと思われる。前者は繰返しと練習によって, 後者は新しい発煙および発光系によって解決されるであろう。

(1956.1.30)